СКБ "Вулкан-Авиа"

МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИКУМ

И. Н. ВИНОГРАДОВ
ДОЦЕНТ ИНЖ.-МЕХ., ВОЕННЫЙ ЛЕТЧИК

КОНСТРУКЦИЯ И РАСЧЕТ САМОЛЕТА НА ПРОЧНОСТЬ

ПОД РЕДАКЦИЕЙ
проф. В. П. ВЕТЧИНКИНА

Утверждено
Главным Управлением
учебных заведений
НКТП СССР
в качестве учебника для
авиационных техникумов
на 1935 год

ОНТИ НКТП СССР
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
МОСКВА 1935 ЛЕНИНГРАД

СКБ "Вулкан-Авиа"

Книга предназначается в качестве учебника для студентов авиационных техникумов и построена по утвержденной Научно-методич. центром ГУАП программе читаемого курса. Порядок изложения книги соответствует последовательности прохождения курса. Теоретическая часть курса каждой главы дополняется примерами расчетов по курсовым и дипломным заданиям. Кроме того автор приводит весовые и основные аэродинамические данные по самолетам: АТ-1, У-2, Р-5, К-7, Иградо 3 Б/М с целью дать возможность производить поверочные расчеты самолета. В конце книги в приложениях сосредоточены те материалы, которые необходимы студенту в качестве пособия при решении задач, курсовом и дипломном проектировании, а также краткие сведения о свойствах и технологии обработки некоторых авиаматериалов.

. *К. Холоманов.*
бор 5/V 1935 г.
<94 1/16. Изд. № 39. Инд. 30-4-2. Бум. л. 17 5/8.
злита № В-25055. Тираж 5000—авт. л. 44.

Техн. Редактор *М. М. Михайлов.*
Подписана к печати 1/XI 1935 г.
Тип. зн. в 1 бум. л. 117504.
Заказ № 577.

. ОНТИ имени Евгении Соколовой. Ленинград, просп. Красных Командиров, 29.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие редактора 7
Предисловие автора 9

Глава 1

Основы расчетных норм самолетостроения

§§ 1_1. Вопросы прочности в самолетостроении 13
§§ 2_1. Схема сил, действующих на самолет 16
§§ 3_1. Равновесие самолета в пространстве 18
§§ 4_1. Равновесие при неустановившемся движении 19
§§ 5_1. Силы, действующие на крыло 26
§§ 6_1. Определение перегрузок теоретическим путем 29
§§ 7_1. Определение перегрузок при фигурных полетах 32
§§ 8_1. Пределы прочности крыльев 35
§ 9_1. Перегрузки от воздушных течений 37

Глава 2

Нормы прочности самолета

§ 1_2. Нормы прочности в СССР 39
§§ 2_2. Расчетные случаи для крыльев 42
§§ 3_2. Коэфициенты прочности крыльев 43
§§ 4_2. Нормы прочности для крыльев 46
§§ 5_2. Распределение нагрузки по хорде планов 50
§§ 6_2. Распределение нагрузки по размаху 51
§§ 7_2. Распределение нагрузки между планами 52
§§ 8_2. Разрезные крылья 53
§§ 9_2. Элементы и механизмы разрезных крыльев 54
§ 10_2. Нервюры 55
§ 11_2. Элероны 57

Глава 3

Сводка весов самолета

§ 1_3. Основные соображения о порядке расчета самолета 59
§§ 2_3. Разбивка весов 60
§§ 3_3. Вес деталей оборудования и управления самолетом 61
§§ 4_3. Вес бензино- и маслопроводки 63
§§ 5_3. Веса радиаторов 63
§§ 6_3. Вес самопуска 64
§§ 7_3. Веса управления мотором и выхлопных патрубков 64
§ 8_3. Определение центра тяжести самолета 64

Глава 4

Конструкция крыльев

§ 1_4. Схемы крыльев 68
§§ 2_4. Очертание крыльев 68
§§ 3_4. Структура крыла самолета 72
§§ 4_4. Нервюры крыльев 81
§ 5_4. Крыльевые фермы 84

СКБ "Вулкан-Авиа"

Глава 5

Разрезные крылья

Стр.

§ 1_5. Элементы разрезного крыла 88
§ 2_5. Принципиальные схемы разрезного крыла 90
§ 3_5. Схема крыла с концевыми предкрылками 95
§ 4_5. Схема крыла с предкрылками и закрылками по всему размаху . . . 96
§ 5_5. Примеры схем управления крылом и изменения управления самолетом при установке разрезного крыла 97
§ 6_5. Изменение летных данных самолетов в связи с установкой разрезных крыльев 102

Глава 6

Расчет свободнонесущих крыльев

§ 1_6. Схема работы крыла 105
§ 2_6. Распределение деформаций в свободнонесущем крыле 106
§ 3_6. Расчет двухлонжеронных свободнонесущих крыльев без учета нервюр 107
§ 4_6. Графический метод подбора сечений консоли 109
§ 5_6. Определение прогибов лонжерона 113
§ 6_6. Определение деформаций лонжерона методом графического интегрирования 114
§ 7_6. Расчет свободнонесущего крыла с учетом концевой нервюры 122
§ 8_6. Расчет свободнонесущих крыльев по методу В. Н. Беляева 124
§ 9_6. Горизонтальный изгиб 125
§ 10_6. Формулы для подсчета углов закручивания крыльев 126
§ 11_6. Формула Бредта 127
§ 12_6. Кручение крыла 129
§ 13_6. Расчет трех и многолонжеронных крыльев 132

Глава 7

Однолонжеронные крылья

§ 1_7. Однолонжеронное крыло французского самолета „Девуатин-332“ . . . 168
§ 2_7. Конструкция крыльев типа „Моноспар“ 169
§ 3_7. Принциниальная схема фермы „Моноспар“ 170
§ 4_7. Расчет ферм Стигера 171
§ 5_7. Наивыгоднейший угол раскоса 173
§ 6_7. Выигрыш в весе фермы „Моноспар“ 174

Глава 8

Расчет стержней на продольный изгиб

§ 1_8. Метод Погоржельского-Ветчинкина для расчета сжато-изогнутых стержней 176
§ 2_8. Понятие о коэфициенте опасности 182
§ 3_8. Вывод формулы Н. В. Погоржельского 185
§ 4_8. О различиях коэфициентов опасности на сжатие, изгиб и устойчивость 187
§ 5_8. Расчет сжато-изогнутой балки с консолью 193

Глава 9

Элементы конструкции биплана

§ 1_9. Конструктивная схема биплана 198
§ 2_9. Примеры бипланных самолетов 200
§ 3_9. Типичные конструкции стоек и узлов крепления 205
§ 4_9. Работа бипланных стоек 210

Глава 10

Расчет бипланной коробки нормального типа

Стр.
1_{10}. Последовательность расчета 212
2_{10}. Расчет пространственной фермы 213
3_{10}. Расчет статически неопределимой пространственной фермы с одним лишним стержнем 215
4_{10}. Коэфициент формы и размеры полок деревянных лонжеронов . . . 243

Глава 11

Вибрация крыла и хвостового оперения

1_{11}. Вибрации, как причина аварий самолета в воздухе 248
2_{11}. Факторы вибрации крыла. 249
3_{11}. Вибрации хвостового оперения 252

Глава 12

Элероны и щитки-закрылки

1_{12}. Площадь элеронов 253
2_{12}. Очертания и конструкция щелевых элеронов 254
3_{12}. Конструкция элеронов 257
4_{12}. Плавающий элерон 258
5_{12}. Щитки подкрылки 261
6_{12}. Механизм движения цапа 261
7_{12}. Свойства цапа 264

Глава 13

Расчет нервюр

1_{13}. Расчет обшивки и ребра атаки крыла 265
2_{13}. Расчет нервюр 268

Глава 14

Конструкция фюзеляжей

1_{14}. Назначение и форма фюзеляжей 277
2_{14}. Сопряжение крыла и фюзеляжа 278
3_{14}. Ферменный фюзеляж 280
4_{14}. Шпангоутные фюзеляжи 288
5_{14}. Смешанные конструкции фюзеляжей 291
6_{14}. Фюзеляжи типа „Монокок“ 292

Глава 15

Расчет фюзеляжа

1_{15}. Нормы прочности 297
2_{15}. Работа фюзеляжа 298
3_{15}. Расчет в случае несимметричной нагрузки фюзеляжа 299
4_{15}. Таблица расчетных усилий и подбор стержней 326
5_{15}. Расчет фюзеляжа типа „Монокок“ 328

Глава 16

Органы посадки самолета

1_{16}. Назначение и установка шасси на самолете 333
2_{16}. Ферма шасси 333
3_{16}. Материалы шасси 338
4_{16}. Колеса 338
5_{16}. Амортизаторы 339
6_{16}. Резиновые шнуры 339
7_{16}. Резиновые пластинки 340
8_{16}. Масляно-пневматическая амортизация 341
9_{16}. Тормоза 341
10_{16}. Управление тормозами 343
11_{16}. Колеса с внутренней амортизацией 347

Стр.

12_{16}. Убирающееся шасси 348
13_{16}. Шасси и амортизация 356
14_{16}. Костыль 362
15_{16}. Примеры расчета шасси 363

Глава 17

Винтомоторные установки

1_{17}. Расположение моторных установок 392
2_{17}. Конструкция моторных установок 393
3_{17}. Воздушные винты 398
4_{17}. Винты с изменяемым шагом 400
5_{17}. Щелевые капоты NACA и кольца Тоуненда 403
6_{17}. Факторы, влияющие на охлаждение двигателя в капотах NACA . . . 407
7_{17}. Размеры выходной щели 408
8_{17}. Размеры внутреннего капота 408
9_{17}. Типы дефлекторов 408
10_{17}. Сечение передней части наружного капота 410
11_{17}. Влияние капота на скорость самолета 410
12_{17}. Тоннельный капот-обтекатель для авиационных двигателей 411

Глава 18

Расчет моторной установки

1_{18}. Нормы прочности моторной установки 412
2_{18}. Расчет деталей клепанной моторной установки звездообразного двигателя 431

Глава 19

Оперение самолета

1_{19}. Назначение и форма оперения 436
2_{19}. Подъемный механизм стабилизатора 438
3_{19}. Компенсация рулей 440
4_{19}. Рули Флетнера 442
5_{19}. Конструкция оперения 443
6_{19}. Рычаги рулей 445
7_{19}. Шарниры 446

Глава 20

Расчет оперения

1_{20}. Нормы прочности 449
2_{20}. Примеры расчета 452

Глава 21

Органы управления самолетом

1_{21}. Работа органов управления 473
2_{21}. Основные схемы управления 473
3_{21}. Схемы действия рулей 475
4_{21}. Особые схемы управления самолетом 475
5_{21}. Углы отклонения рулей 477
6_{21}. Кинематика управления 479
7_{21}. Конструкция центрального управления 482
8_{21}. Конструкция опорных подшипников 484
9_{21}. Конструкция рычагов управления 484
10_{21}. Конструкция ножного управления 486
11_{21}. Оборудование моторного пульта и кабины 488
Приложения I — XIV . . . . . 491—561
Перечень источников, использованных автором 562

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА

Предлагаемая книга составлена по программам НМЦ ГУАП и вполне отвечает требованию—служить учебником для студентов авиационных техникумов.

В книге автор разобрал все основные вопросы конструирования и расчета главных частей самолета и дал много подробных примеров расчетов.

Гидросамолеты в книге не рассматриваются.

Основным достоинством книги является ее современность: в ней затронуты все новейшие течения в самолетостроении — разрезные крылья, предкрылки, закрылки, цапы, плавающие элероны. зализы в соединении крыла с фюзеляжем, тормозные колеса, масляная амортизация, убирающееся шасси, капоты NACA, кольца Таунепда, новейшие схемы управления и т. д.

Текст иллюстрирован достаточным количеством рисунков и схем (силовых, кинематических и расчетных).

В книге приведен целый ряд очень важных для конструктора статистических сведений о весах отдельных частей и деталей самолета и его оборудования, о весах и расчете заклепочных соединений и т. п.

Все эти необходимые материалы, разбросанные по разным журналам (русским и иностранным) и каталогам, собраны в книге И. Н. Виноградова, и это нужно считать вторым крупным ее достоинством. При этом многие конструкции впервые описываются на русском языке.

Что касается расчетов, то они даны в доступной для техников форме; с этой целью более трудные расчеты разбиты на составные элементарные части.

Такой метод изложения увеличил объем книги, но зато позволил ввести в курс и многолонжеронные крылья, и пространственные фермы со стержнями, идущими во всех направлениях.

В некоторых местах книги результаты исследований даны автором без выводов, ввиду того что эти выводы по своей трудности недоступны для техников.

Для расчета сжатых и сжато-изогнутых элементов самолетной фермы автор применяет метод инж. Н. В. Погоржельского (подвергнутый мною дальнейшему развитию), и это позволяет ему чуть ли не впервые во всей мировой литературе изложить достаточно ясно этот весьма сложный вопрос в учебнике для техникума.

Таким образом книга И. Н. Виноградова обладает рядом крупных достоинств. К числу их относится также использование опыта союзных конструкторских бюро. Примеры расчетов взяты по расчетным материалам существующих самолетов, причем самолет АТ-1 был спроектирован автором совместно с А. А. Крыловым. В этот самолет введено много конструктивных новинок: крыло кессонного типа,

цапы, зализы, плавающие элероны, капот туннельного типа. В учебнике приведены подробные расчеты всех этих элементов [1].

Задача автора при составлении учебника была чрезвычайно осложнена требованием со стороны НМЦ ГУАП совместить конструктивный и расчетный материалы в данном объеме книги. Чрезвычайно удачное для учащихся такое соединение материала весьма трудно для автора и потребовало от него большой работы.

С удовлетворением отмечаем, что автор справился с этой задачей.

В редактировании рукописи принимали участие инж. С. Н. Шишкин—в части расчета и указаний методического характера и инж. К. А. Виганд — в части конструкции.

В. Ветчинкин.

11 сентября 1935 г.

---

[1] К настоящему моменту машина построена, прошла статические и полетные испытания и на днях заканчивает государственные испытания.

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

„Качеству научно-технической подготовки мы обязаны уделить теперь столько внимания, сколько нужно для того, чтобы на деле догнать и перегнать передовые в технико-экономическом отношении капиталистические страны, добиться этого в кратчайший срок".

Из доклада т. Молотова на VII Съезде Советов СССР 29/I 1935 г.

Предлагаемый курс „Конструкция и расчет самолета на прочность", предназначенный главным образом для авиационных техникумов, ставит своей задачей комплексное разрешение вопросов авиационного конструирования лишь в той мере, какая диктуется объемом полученных студентом знаний в результате прохождения основных теоретических дисциплин, как-то: аэродинамики, сопротивления материалов и строительной механики.

Имея в виду, что по условиям программы среднего авиационно-технического образования вопросы определения наивыгоднейших размеров самолета и отыскание варианта с высокой аэродинамической отдачей обычно не рассматриваются, мы считаем отправным пунктом наших рассуждений целый агрегат самолета: крылья, фюзеляж, шасси, оперение, моторная установка в их законченной данной схеме с основными и габаритными размерами.

В намеченных границах конструирования определение узловых сил и рациональная разработка узла со стороны требования норм прочности, производства и материалов являются основными объектами заданий техника-конструктора при его работе на серийном заводе или в опытном конструкторском бюро.

Имея в виду особую сложность подобного труда, где тесно переплетаются вопросы аэродинамики, прочности и конструкции, мы старались дать только наиболее характерные примеры из практики самолетостроения, отвечающие современным приемам заводских расчетов.

С этой целью в книге наряду с примерами расчетов по курсовым и дипломным заданиям введены и заводские — по материалам, как например в гл. 10 расчет бипланной коробки на случай *A*, пример 1-й и 2-й — расчет кессонного крыла, в гл. 18 — расчет моторной установки и центральной части фюзеляжа.

Кроме того, в ряде примеров, как-то: в самолете У-2, Р-5, Иградо 3 Б/М, пред-

ложенных для классных упражнений, даны весовые характеристики и диаграммы Лилиенталя, без которых невозможно производить поверочные расчеты самолета.

Принятый в книге порядок изложения курса соответствует той последовательности, которая указывается в методических программных установках Научно-методического центра ГУАП. Началу курса предшествует вводная глава, трактующая о нормах прочности, о коэфициентах перегрузки и безопасности.

Далее внимание изучающего устремляется на объекты, расположенные по убывающим степеням трудности их усвоения: 1) крыло, 2) фюзеляж, 3) шасси, 4) мотоустановка, 5) оперение.

Следует признать, что это расположение несколько отступает от общепринятого в практике конструкторских бюро порядка расчета фюзеляжа, когда расчету оперения и шасси предшествует расчет фюзеляжа.

В условиях программы среднего учебного заведения указанная последовательность оправдывается и тем обстоятельством, что программа рассматривает только однажды статически неопределимые системы, между тем в расчете оперения и шасси могут встретиться случаи многократной статической неопределимости.

В этом крайнем случае расчет подходящих усилий к узлам фюзеляжа может быть найден в первом приближении путем удаления лишних опор или стержней на основании расчетного усилия по нормам прочности.

Вопросы конструкции и прочности гидросамолетов и поплавков предположено выделить в самостоятельный труд, так как практика показывает, что слитное изложение основ сухопутного и морского самолетостроения приводит к схематизации и упрощенчеству в изложении. В конечном итоге ссылка на общие методы в расчетах фюзеляжа и лодки создает неверное представление о методике расчета гидросамолета и фактически делает невозможным ведение проектирования в авиатехникуме.

Информационное описание морских самолетов без расчетной части не входит в задачи курса: его место в системе „основ авиации".

Трактовка норм прочности расширена в сторону теоретической базы.

Дано понятие об инфлюентных линиях нагрузок и приведены последние нормы 1934 г. по работам инж. С. Н. Шишкина.

В методическом изложении расчетно-конструкторского материала мы придерживаемся единообразного порядка.

Краткое описание наиболее характерных конструкций предшествует рассмотрению технических норм прочности, а затем дается теория расчета и конкретный пример с рядом задач для самостоятельных проработок. В содержании основных глав по расчету крыльев, фюзеляжа, шасси, моторной установки указывается перечень литературных источников. Разделы с описанием конструкций представлены сжато в виду наличия более подробных руководств, как Б. Т. Горощенко „Современные самолеты", В. Л. Александрова „Аэропланы", А. В. Шиукова „Основы авиации" и др.

Особенностью теоретической части курса является введение нового метода для расчета сжато-изогнутых лонжеронов, известного под названием метода Погоржельского-Ветчинкина, на основании еще неопубликованных материалов, любезно предоставленных проф. В. П. Ветчинкиным.

Формула Погоржельского, написанная в виде:

$$\frac{M}{W\sigma_{max}} + \frac{P \cdot f}{W} + \frac{P_{кр}}{F} \leqq 1,$$

применима как для поверочного расчета готовых сооружений на новые условия их работы, так и для первоначального определения размеров в новых конструк-

циях (более точные формулы позволяют вести лишь поверочный расчет лонжерона, когда размеры его уже известны, назначать же размеры приходится на-глаз: по изгибу без учета сжатия и по сжатию без учета изгибающих сил). Оба расчета дают лонжерону минимальные размеры, которые на-глаз увеличиваются; расчет же по формуле Погоржельского позволяет найти максимальные размеры лонжерона, а следовательно, верхний и нижний пределы, что весьма существенно для сокращения поверочных расчетов по более точным формулам.

Этот метод элементарен по своим выводам и доступен для техника, тогда как более точные методы связаны с решением диференциальных уравнений и в техникуме преподаваться не могут.

К сожалению, провести этот метод расчета сжато-изогнутых стержней по всем примерам книги не удалось за отсутствием времени; однако, исчерпывающие объяснения, данные в гл. 8, без труда позволят применить его во время классных и курсовых упражнений в техникуме.

В целях осовременить материал книги мы ввели в ее содержание передовые вопросы самолетостроения, как-то: 1) разрезные крылья, устройство „цапов", плавающие элероны, убирающиеся шасси и тормозные колеса; 2) в винтомоторной группе дано описание капотов NACA, Уаттера и пропеллеров с изменяемым шагом; 3) расчет масляно-пневматического шасси с резиновой амортизацией; 4) новые методы компенсации.

Вместе с тем, концентрируя возможно большее количество примеров для проектных работ и классных упражнений, мы старались подобрать возможно полнее необходимый материал и тем избавить студента от необходимости искать сведения по целому ряду статей и научных работ, разбросанных в разных номерах журнала „Техника воздушного флота", изданиях ЦАГИ или в архивах заводских конструкторских бюро.

В конце книги сосредоточены те сведения, которые необходимы студенту при курсовом и дипломном проектировании.

Другую характерную особенность книги представляет реальность разобранных примеров и возможная полнота отражения в них всех расчетных случаев по нормам прочности.

Самый трудный раздел — глава о расчете крыльев — рассматривает схемы: 1) биплана, 2) свободнонесущего двух- и трехлонжеронного моноплана, 3) крыла „Моноспар", 4) кессонного крыла, 5) подкосного крыла.

Шасси рассмотрено в трех вариантах: 1) пирамидальное; 2) колончатого типа; 3) масляно-пневматическое.

Во многих примерах книги приведены расчеты опытного самолета АТ-1 Московского авиационного техникума, принятого в ноябре 1934 г. к постройке по решению Жюри конкурса Авиавнито на безопасный самолет.

Самолет АТ-1 — моноплан с мотором М-11, трехместный, был разработан на двух реальных дипломных проектах МАВИАТ под руководством автора и инж. А. А. Крылова в течение 1934 г.

В июне 1935 г. трехлонжеронное крыло АТ-1 подвергалось статическим испытаниям. Результаты показали, что данные расчета на прочность не преувеличены и отвечают всем требованиям норм и веса.

При чтении книги следует иметь в виду, что порядковый номер параграфов, формул и чертежей имеет двойное цифровое обозначение, в котором первая цифра обозначает номер параграфа, а вторая — главу.

В заключение приношу глубокую благодарность проф. В. П. Ветчинкину, взявшему на себя редактирование настоящего учебника и снабдившему его рядом весьма ценных материалов, инж. Е. В. Латынину, облегчившему работу

в вопросе улучшения учебника и организации технической помощи при повторных редактированиях, инж. К. А. Виганду, С. Н. Шишкину, давшим ряд ценных указаний при научно-техническом редактировании книги, а также студентам МАВИАТ тт. А. С. Фокину и Г. Н. Павлову, выполнившим чертежи основных глав.

Сознавая исключительную трудность в вопросе удовлетворения всем строгим требованиям комплексного учебника по конструкции и расчету самолетов, мы будем весьма благодарны за те полезные советы и указания, которые последуют со стороны наших читателей в целях дальнейшего улучшения учебника.

Корреспонденцию направлять в адрес Московского авиационного техникума на имя автора.

Доцент ***И. Н. Виноградов.***

4/IV 1935 г.

ГЛАВА I

ОСНОВЫ РАСЧЕТНЫХ НОРМ САМОЛЕТОСТРОЕНИЯ

§ 1_1. ВОПРОСЫ ПРОЧНОСТИ В САМОЛЕТОСТРОЕНИИ

При проектировании самолета как инженерного сооружения выбор рациональных размеров деталей его конструкции, соответствующих минимальному весу и условиям прочности, зависит от разнообразных факторов, важнейшими из которых являются:

а) определение усилий в наиболее неблагоприятных случаях нагрузки,

б) выбор материалов и использование их в частях аппарата,

в) выявление наивыгоднейшей аэродинамической формы с точки зрения авиационного веса.

Картина силового нагружения самолета в отдельных его элементах тесно связана с аэродинамикой и зависит от маневренных качеств самолета, его скорости, угла атаки крыльев с учетом возникающих в частях сооружения инерционных усилий и переменной нагрузки.

Это условие предъявляет к авиационной конструкции своеобразные требования, отличные от требований, предъявляемых к другим видам конструкций. Например, ферма железнодорожного моста рассматривается при действии ветра и постоянной весовой нагрузке, т. е. в обоих случаях имеется прямолинейная направленность усилий, явления кручения здесь легко поддаются учету, следовательно, оценкой прочности сооружения здесь являются общепринятые коэфициенты безопасности.

В отличие от этого примера авиационная ферма подвержена действию сил веса в комбинации с различной инерционной и воздушной нагрузкой, величина которой, направление и точка приложения подвержены резким колебаниям при переходе с одного режима полета на другой.

Отсюда в самолетостроении определение расчетных усилий дается в зависимости от условного термина — коэфициента статической перегрузки, определяемого при статических испытаниях нагружением агрегата или детали до разрушения.

Для авиационных конструкций полетная перегрузка определяется как отношение нагрузки в рассматриваемом движении, например, в одной из фаз фигурного полета, к нагрузке при нормальном горизонтальном полете. Величина полетной перегрузки, умноженная на коэфициент безопасности, близкий к 2, и дает расчетный коэфициент умножения.

Вследствие большой величины этого коэфициента прочные размеры

авиационного сооружения определяются на основе расчета разрушающих напряжений.

Авиационный вес. Второй вопрос в процессе конструирования самолета сводится к отысканию конструкции наименьшего веса в целях увеличения полезной нагрузки и достижения наибольшей экономичности при эксплоатации самолета.

Представляя собой обтекаемую воздушным потоком систему, самолет подчинен всем требованиям соблюдения аэродинамически плавных форм с минимальными потерями на воздушное сопротивление.

Рациональной конструкцией самолета будет та, которая обладает наименьшим „авиационным весом", определяемым из равенства:

$$A_g = g_к - p + G\frac{r}{Q}, \qquad (1_1)$$

где $g_к$ — конструктивный вес детали;
p — подъемная сила детали;
G — полетный вес самолета;
r — лобовое сопротивление детали;
Q — тяга винта.

Для той же детали авиационный вес может быть выражен в виде мощности, потребной на валу мотора:

$$N_g = N\left(\frac{g_к - p}{G} + \frac{r}{Q}\right). \qquad (2_1)$$

Влияние „лба" и веса детали сказывается на выборе диаметра и ширины стойки, размаха крыла, положения узлов в коробке биплана, подкоса в моноплане и пр.

Стремление получить наивыгоднейший авиационный вес в современных конструкциях приводит к устройству убирающегося в полете шасси, безфюзеляжных самолетов типа „летающее крыло".

В связи с указанной задачей авиационные конструкции имеют характер тонкостенных сечений с толщиной материала от 0,3 до 1 *мм*, выполняемых из особо прочных и легких сплавов алюминия и специальных сортов стали.

Достижение минимального веса элементов конструкции не может быть допустимо в ущерб прочности всего сооружения.

Сложность авиационных конструкций со статической неопределимостью их, разнородность применяемых материалов, вопросы устойчивости и деформации тонких стенок не дают возможности вполне доверяться расчетам и заставляют прибегать к опытной проверке полученных результатов вычислительной работы путем постановки статических испытаний вплоть до разрушения целых агрегатов. Однако высокая стоимость таких испытаний имеет оправдание лишь в том случае, если они служат контролем примененных методов расчета, основанных на глубоком знании строительной механики, сопротивления материалов и технологических процессов самолетостроения.

Пример 1. Определить авиационный вес крыльев и фюзеляжа самолета У-2 с мотором 110 *л. с.*, если общий вес $G = 920$ *кг*, вес крыльев $g_1 = 190$ *кг*, вес фюзеляжа с мотором, хвостовым оперением и нагрузкой $g_2 = 730$ *кг*. Сила тяги при горизонтальном полете $Q = 172$ *кг*. Пусть на преодоление сопротивления крыльев приходится $r_1 = 109$ *кг*, а фюзеляжа с остальными частями $r_2 = 63$ *кг*. Подъемная сила равна весу.

Решение. Авиационный вес крыльев находим по формуле (1_1):

$$A_{g\text{кр}} = 190 - 920 + 920 \cdot \frac{109}{172} = -148 \text{ кг};$$

для фюзеляжа

$$A_{g\text{ф}} = g_2 + G\,\frac{r_2}{Q} = 730 + 920\,\frac{63}{172} = 1068 \text{ кг}.$$

Контрольное равенство дает:

$$G = A_{g\text{кр}} + A_{g\text{ф}} = -148 + 1068 = 920 \text{ кг}.$$

Пример 2. Определить потерю скорости самолета при мощности винтомоторной группы с двигателем 400 *л. с.* при весе 1800 *кг* и тяге 420 *кг* от установки стабилизатора под отрицательным углом, если при этом он испытывает давление сверху вниз $P = -20$ *кг* и лобовое сопротивление возрастает на $r = 2$ *кг*. Самолет развивает при нейтральном стабилизаторе скорость 60 *м/сек*.

Решение. Стабилизатор увеличит авиационный вес самолета на величину:

$$G_1 = -p + G\,\frac{r}{Q} = -(-20) + 1800\,\frac{2}{420} = +20 + 8{,}6 = 28{,}6 \text{ кг}.$$

Расход дополнительной мощности мотора по уравнению (2_1) составит:

$$\Delta N = N\left(-\frac{p}{G} + \frac{r}{Q}\right) = 400\left(\frac{20}{1800} + \frac{2}{420}\right) = 6{,}38 \text{ л. с.}$$

Скорость V самолета упадет до величины:

$$V_{\text{гор}} = V\sqrt[3]{\frac{N}{N + \Delta N}} = 60\sqrt[3]{\frac{400}{406{,}38}} = 59{,}4 \text{ м/сек},$$

т. е. самолет потеряет в скорости около 2,16 *км/час*.

Пример 3. Для этого же самолета выбрать наивыгоднейшую из двух стоек, характеристика которых дана в табл. 1_1.

ТАБЛИЦА 1_1

Материал	E кг/см²	Форма и размер сечения	I см⁴	EI	Вес 1 пог. м	C_x
Сталь	$2{,}2 \cdot 10^6$	Круглая труба 45/42 *мм*	4,85	$10{,}67 \cdot 10^6$	1,6	0,6
Сосна	110 000	Обтекаемая стойка с удлинением 1 : 4; $A = 188$ *мм*, $B = 47$ *мм*	95,8	$10{,}54 \cdot 10^6$	3,32	0,042

Указание. Находим аэродинамическое сопротивление 1 *пог. м* стоек по формуле:

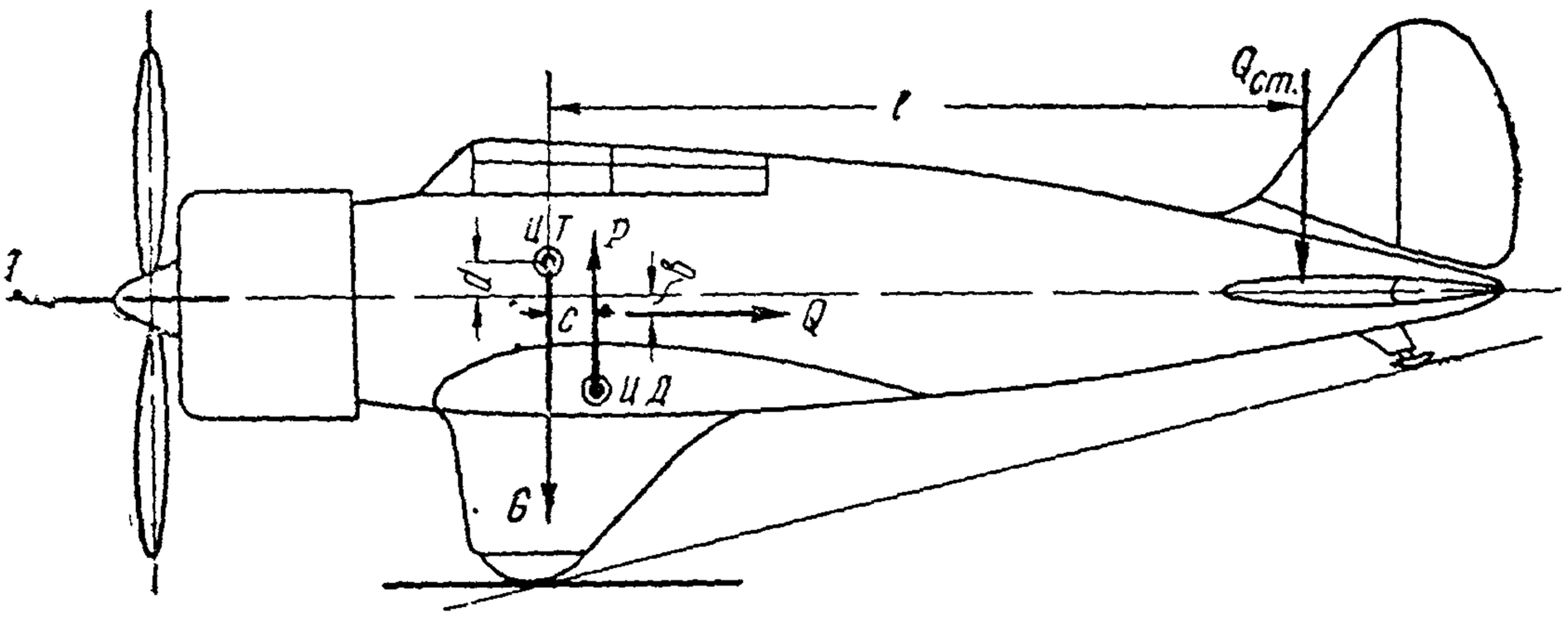
$$p = \rho F V^2 C_x .$$

Авиационный вес 1 *пог. м* стойки определяется по уравнению:

$$A_g = g_x + G\,\frac{r}{Q} .$$

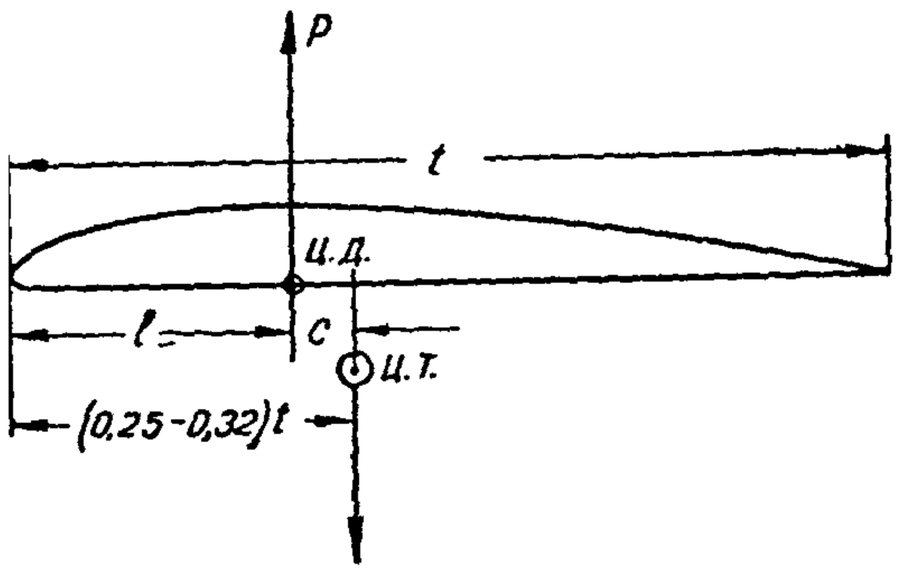
§ 2_1. СХЕМА СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ

В режиме установившегося горизонтального полета, т. е. когда самолет летит с постоянной скоростью, действующими на самолет силами являются вес G, тяга винта T, подъемная сила P его крыльев и полное лобовое сопротивление Q; между ними должно существовать равенство $G = P$ и $T = Q$ (фиг. 1_1) (из условия статического равновесия), если пренебречь несовпадением точек приложения сил P и G, а также Q и T.



Фиг. 1_1.

Однако вследствие обычно имеющего место некоторого несовпадения их точек приложения на самолет действуют две пары сил: от тяги винта T с моментом Ta и от подъемной силы с моментом Pc.



Фиг. 2_1.

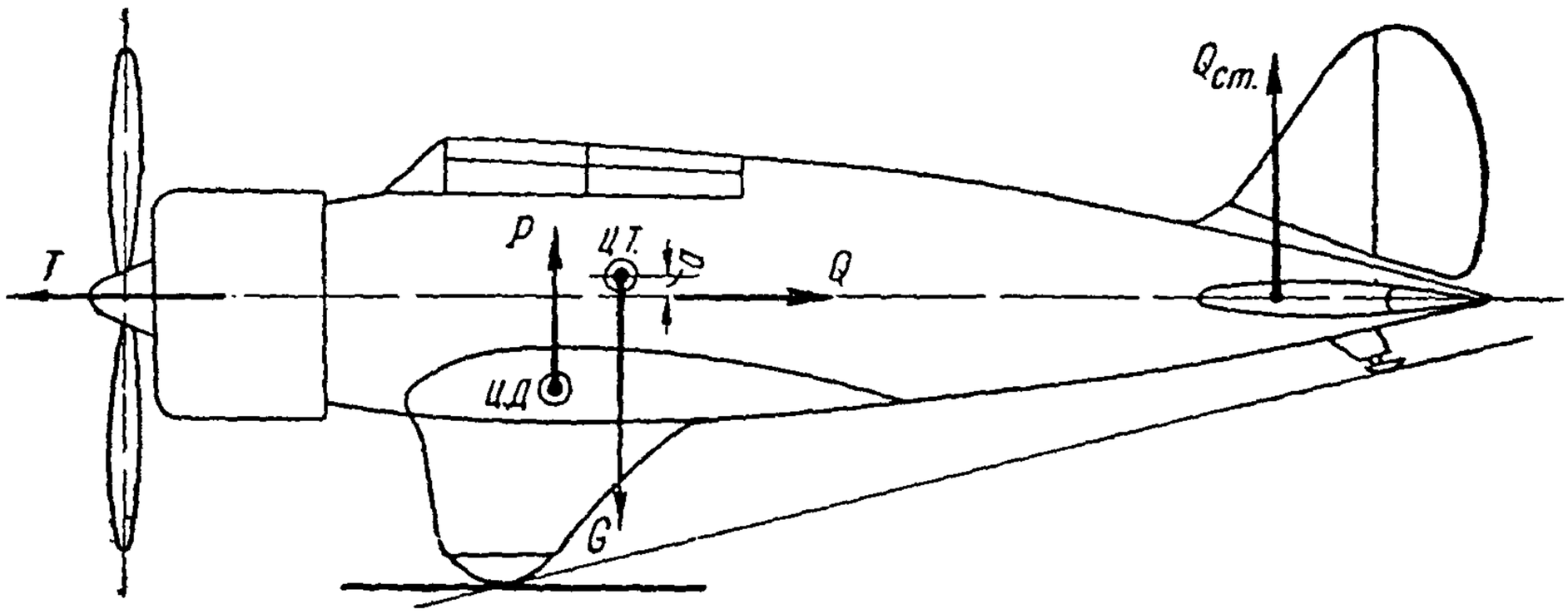
Плечо c зависит от положения центра давления и центра тяжести. Положение центра давления зависит от аэродинамической характеристики крыла, именно — от коэфициента C_m, а положение центра тяжести определяется величиной центровки в пределах от 0,25 до 0,32 средней хорды крыла t (фиг. 2_1).

Оба момента должны быть уравновешены восстанавливающим моментом хвостового оперения $Q_{ст} \cdot l$, где $Q_{ст}$ — подъемная сила стабилизатора, l — расстояние от центра тяжести до оси шарниров руля высоты. Направление его действия обратно моменту Pc, в силу чего стабилизатор может иметь или положительный или отрицательный угол атаки в зависимости от положения центра тяжести самолета.

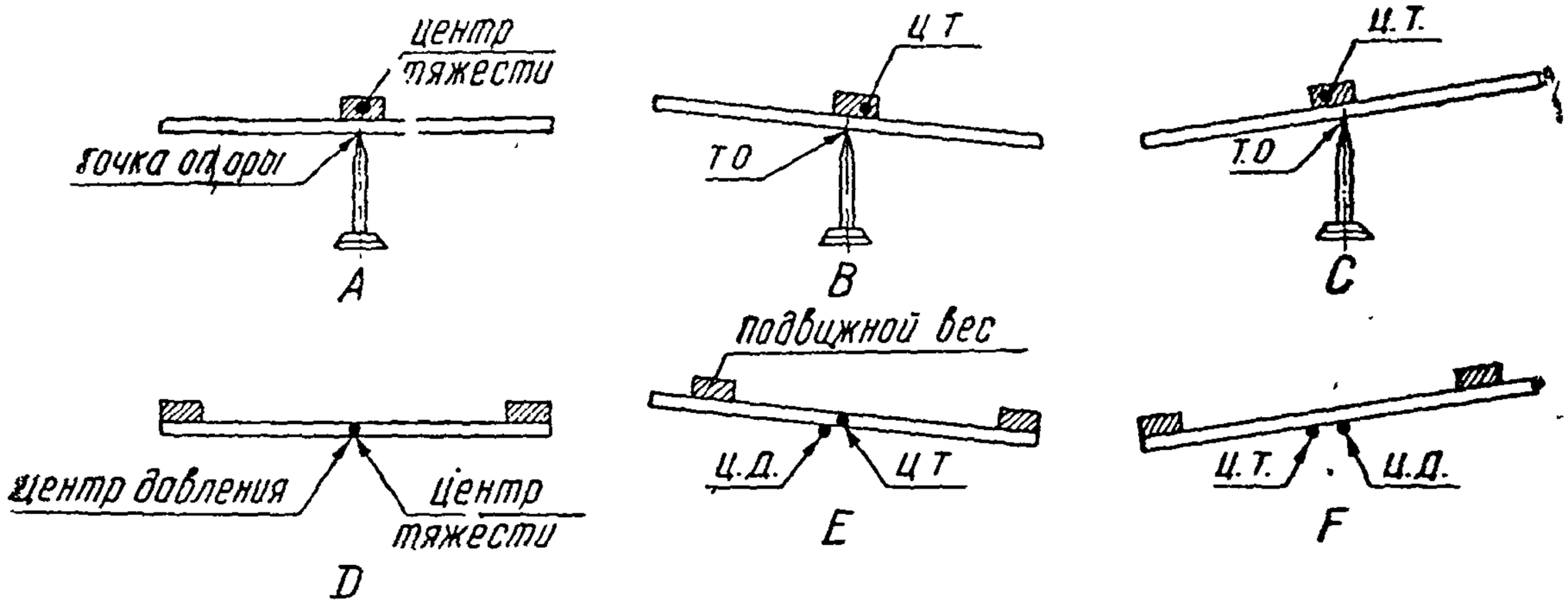
Для случая по схеме фиг. 1_1 самолет имеет стремление к пикированию (падение на нос), и стабилизатор должен быть установлен под отрицательным углом атаки к линии полета.

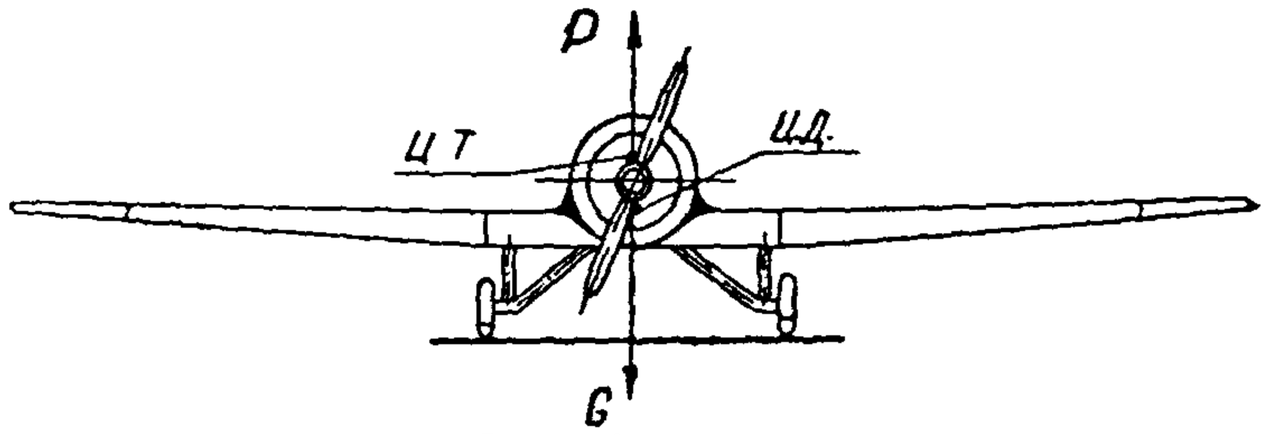
Если же центр тяжести расположен сзади центра давления (фиг. 3_1), то самолет будет опрокидываться на хвост; в этом случае необходимо создать подъемную положительную силу стабилизатора установкой его под положительным углом атаки (фиг. 3_1).

Та или иная регулировка стабилизатора имеет своей целью разгрузить руль высоты и тем устранить давление штурвала летчика при горизон-

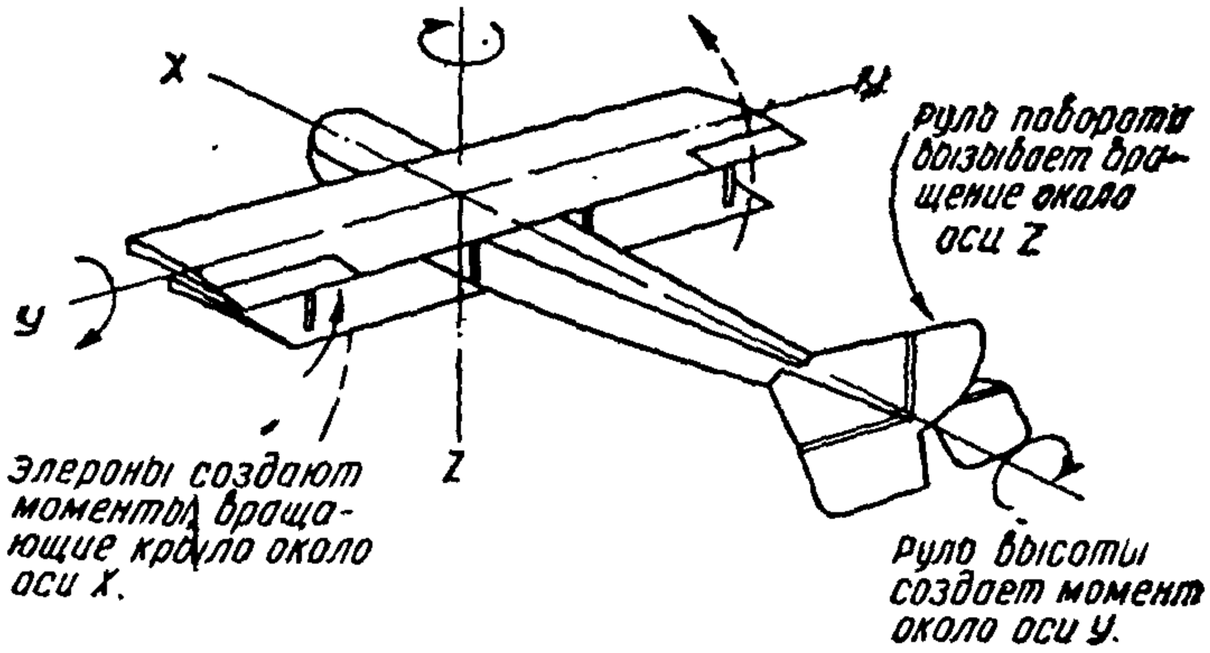


Фиг. 3$_1$.





Фиг. 4$_1$.



Фиг. 5$_1$.

тальном полете. В конструктивном отношении это достигается устройством подъемника в стабилизаторе.

Пример 4. Маломощный самолет имеет вес 689 *кг*. Определить потребное давление на стабилизатор, если центровка самолета составляет 32% от средней хорды, равной 1,23 *м*, центр давления находится на расстоянии $^1/_3$ от носа нервюры.

Указание. Новая координата центра тяжести определится так:

$$0{,}32 \cdot 1{,}23 = 0{,}395 \text{ м}.$$

Расстояние центра тяжести от центра давления будет

$$1{,}23 - 0{,}395 = 0{,}835.$$

§ 3_1. РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА В ПРОСТРАНСТВЕ

Все сказанное дает полное основание сравнивать летящий самолет с системой, имеющей своим центром тяжести острие иглы (фиг. $4A_1$).

Если мы представим себе вес моторной установки и противодействующей силы стабилизатора в виде грузов на концах некоторой материальной линии, то рассмотренные положения в нормальном полете будут иллюстрированы по схеме фиг. 4_1.

Здесь положение опоры соответствует положениям центра давления воздушных сил. Если представить оси координат X, Y, Z проходящими через центр тяжести самолета (фиг. 5_1), то поступательные и вращательные движения его в пространстве можно рассматривать в отдельности около каждой из осей.

Ось X идет в направлении оси мотора, она называется продольной осью самолета, и повороты около нее выполняются элеронами. Ось Y находится в плоскости крыльев, она называется поперечной осью или осью тангажа, повороты около нее достигаются горизонтальным хвостовым оперением — стабилизатором и рулем высоты.

Ось Z проведена перпендикулярно плоскости X — Y и в горизонтальном полете она почти вертикальна. Ее называют осью рысканья. Повороты около нее достигаются вертикальным оперением, килем и рулем поворота.

Управляемая и автоматическая устойчивость. В экспериментальной аэродинамике рассматриваются методы определения шарнирных моментов около трех осей самолета. По величине их могут быть определены усилия, затрачиваемые летчиком для управления самолетом.

Так, величина момента, создаваемая горизонтальным оперением, оценивается формулой:

$$M_{YY} = C_{mX} \rho S_{ст} V^2 l, \qquad (3a_1)$$

момент же от вертикального

$$M_{ZZ} = C_{mZ} \rho S_{кр} V^2 l \qquad (3b_1)$$

и момент от элеронов

$$M_{XX} = C_{mY} \rho S_э V^2 L, \qquad (3c_1)$$

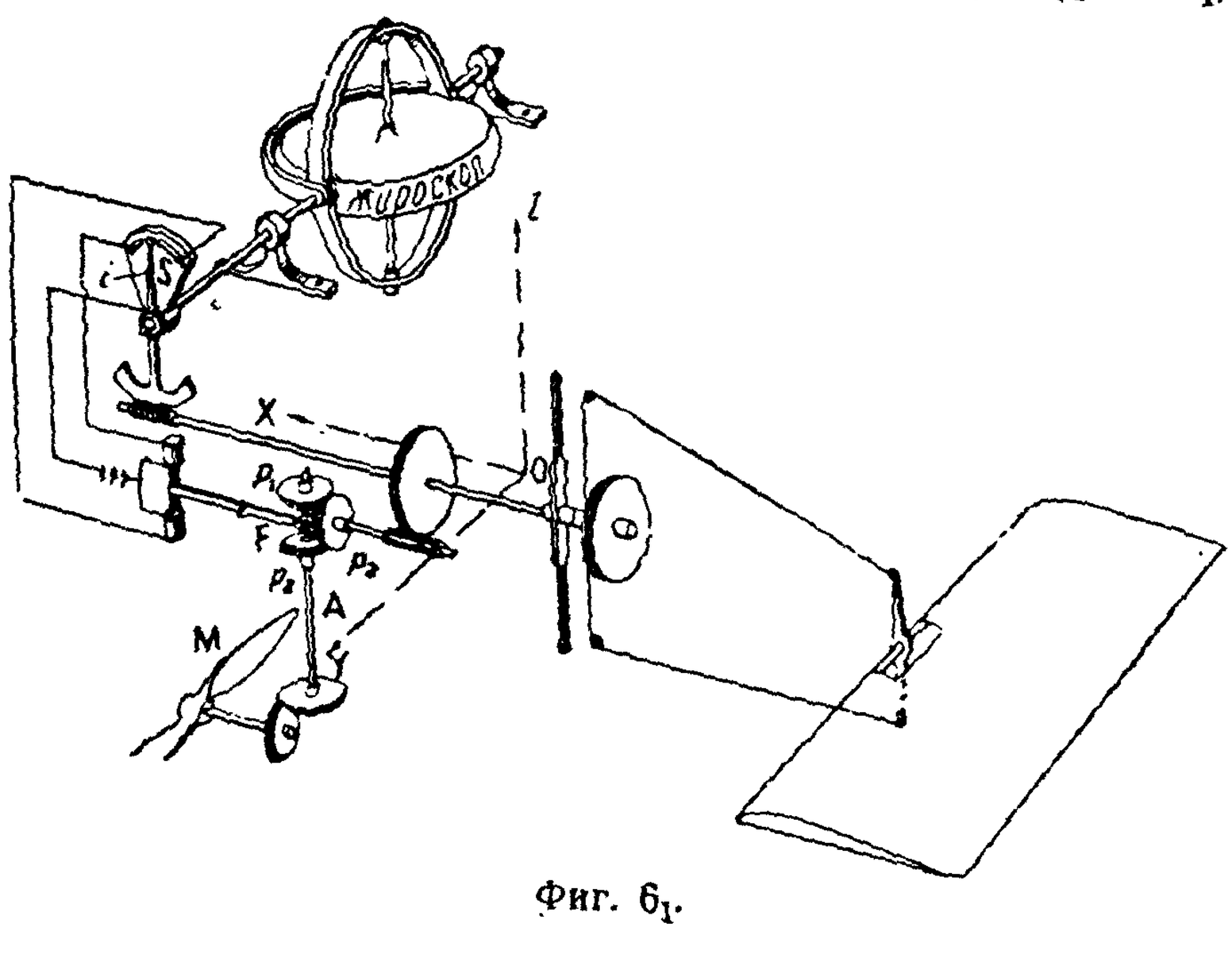
где C_m — коэфициенты моментов относительно осей X, Y, Z.

Площадь рулей $S_{ст}$, $S_{кр}$, $S_э$ подбирается таким образом, чтобы величина восстанавливающего момента во всех случаях была больше отклоняющего; благодаря этому летчик может по своему желанию вести самолет на любом режиме.

Управляемая устойчивость достигается отклонением рулей.

В противоположность ей естественная устойчивость создается неподвижными органами оперения посредством киля и стабилизатора, а также выносом верхних крыльев у биплана, осуществлением поперечного V крыла, стреловидным очертанием крыла в плане.

Автоматическая устойчивость достигается за последние годы постановкой на самолете механического пилота, основанного на принципе гироскопа. Примером подобного прибора является автомат Сперри (фиг. 6_1).



Фиг. 6_1.

§ 4_1. РАВНОВЕСИЕ ПРИ НЕУСТАНОВИВШЕМСЯ ДВИЖЕНИИ

Из механики известно, что если силы, перпендикулярные движению, не находятся в равновесии, то происходит искривление линии движения. При полете по кривой возникает центробежное ускорение $\frac{V^2}{r}$ и пропорциональная ему сила инерции

$$C = \frac{mV^2}{r} = \frac{G}{9{,}81}\frac{V^2}{r}, \qquad (4_1)$$

приложенная к центру тяжести самолета,
где V — скорость в *м/сек* и r — радиус кривизны траектории в *м*.

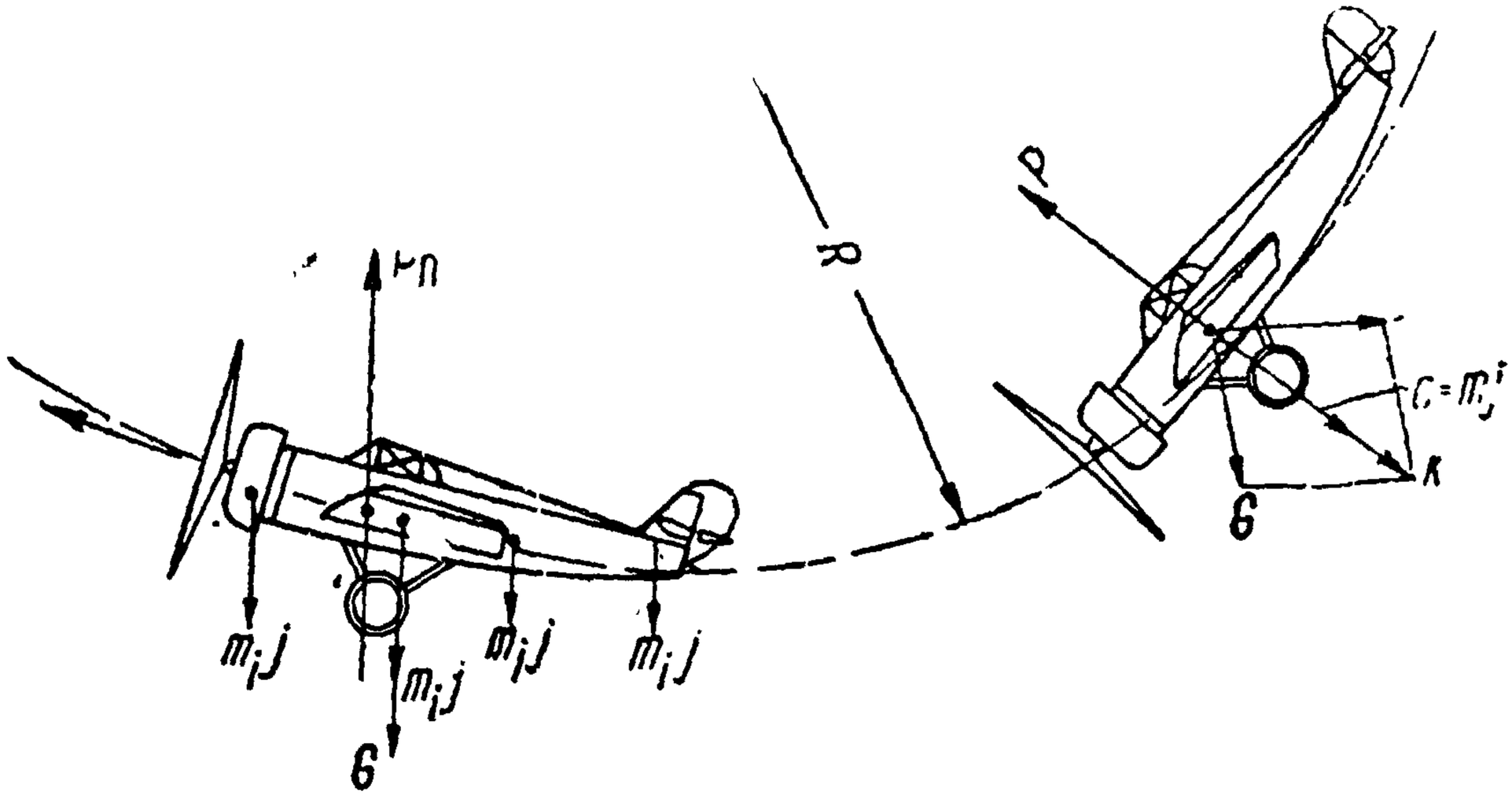
Центробежные или инерционные силы распределяются между частями самолета так же, как и вес (фиг. 7_1). Приложив их к центру тяжести, получим как бы условное увеличение веса (на фиг. 8_1 равнодействующая $K > G$). Этот увеличенный вес уравновешивается подъемной силой, в связи с чем появляются усилия во всех частях самолета, во столько раз большие, чем в горизонтальном полете, во сколько раз подъемная сила больше веса, или, кратко, усилия возрастут в отношении перегрузки n так:

$$P = nG. \qquad (5_1)$$

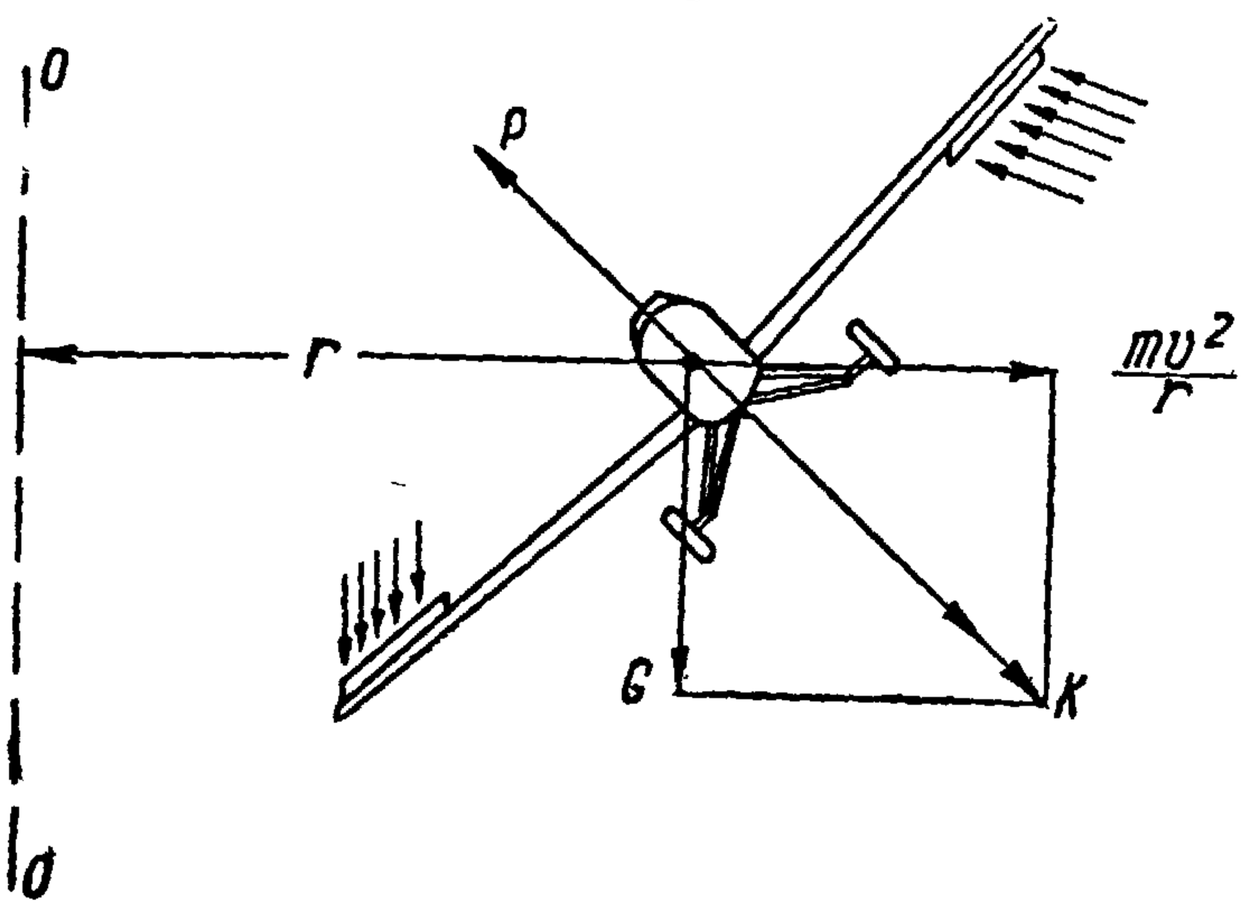
В общем случае неустановившегося движения в плоскости симметрии самолета, как например, при выходе из пикирования, на мертвой петле и

и других случаях, величина n для каждой части самолета может быть найдена из рассмотрения уравнений движения самолета около трех осей.

Прилагая все инерционные силы к центру тяжести самолета и приняв во внимание силы веса, тяги винта и аэродинамические силы, на основании теоремы д'Аламбера [1] в любой момент мы получим равновесие самолета.



Фиг. 7_1.



Фиг. 8_1.

При этом направление координатных осей берется по направлению главных осей инерции самолета [2], так как по отношению к этим осям отсутствуют центробежные моменты инерции (фиг. 9_1).

---

[1] См. проф. Николаи, Динамика, 1933.

[2] Поперечная ось инерции совпадает с поперечной осью самолета YY, а продольная и вертикальная оси самолета имеют некоторый угол с главными осями инерции самолета. Направление главных осей инерции находится по уравнению

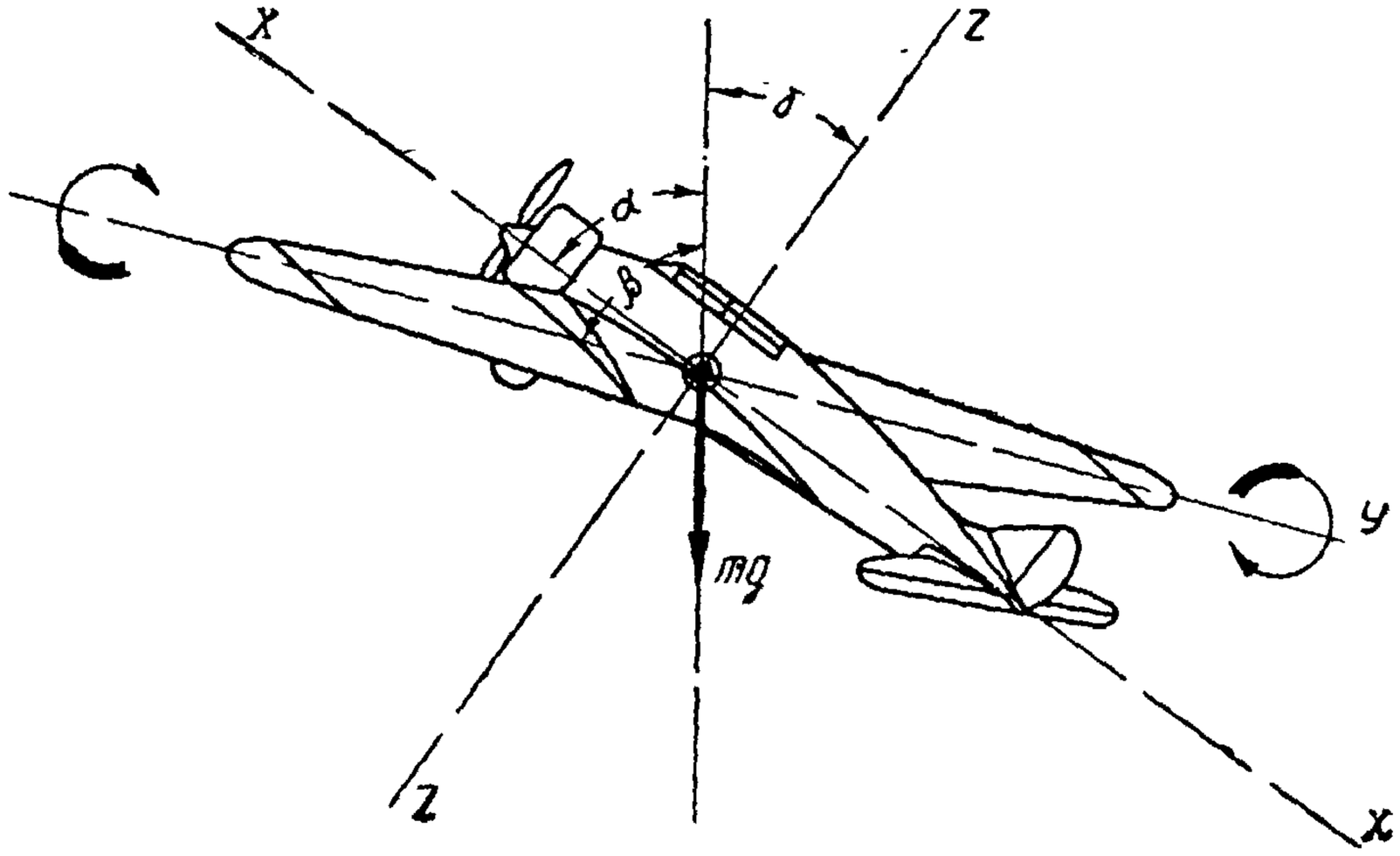
$$\operatorname{tg} 2\alpha = \frac{2I_{xy}}{I_y - I_x}$$

(см. Хютте, т. I, изд. 1930 г., стр. 242).

Движение любой точки самолета может быть разложено на: 1) движение вместе с центром тяжести и 2) движение вокруг центра тяжести.

Рассмотрим движение частицы вместе с центром тяжести.

Поступательное движение. Назовем через X, Y, Z проекции равнодействующих сил, действующих на самолет, кроме веса; m — массу самолета; j_x, j_y и j_z — слагающие поступательные ускорения центра тяжести; α, β, γ — углы осей с вертикалью в рассматриваемом криволинейном движении.



Фиг. 9_1.

Тогда уравнения движения центра тяжести будут:

$$\left.\begin{aligned} X - mj_x - mg\cos\alpha &= 0 \\ Y - mj_y - mg\cos\beta &= 0 \\ Z - mj_z - mg\cos\gamma &= 0 \end{aligned}\right\} \qquad (6_1)$$

или

$$\left.\begin{aligned} \frac{X}{mg} &= \frac{j_x + g\cos\alpha}{g} \\ \frac{Y}{mg} &= \frac{j_y + g\cos\beta}{g} \\ \frac{Z}{mg} &= \frac{j_z + g\cos\gamma}{g} \end{aligned}\right\} \qquad (7_1)$$

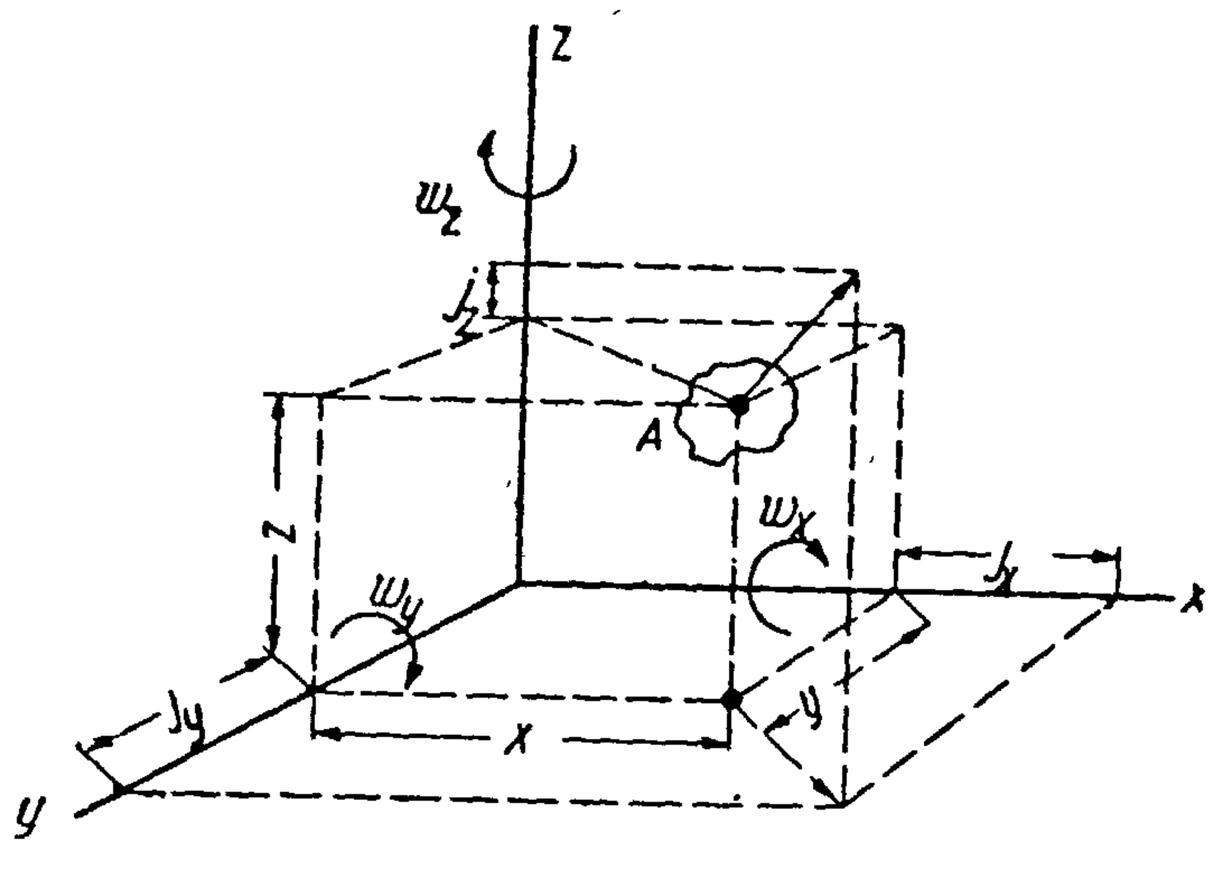
С такими же и ускорениями будет двигаться крыло или какая либо другая часть самолета с массой m_i, для которой действующие силы будут:

$$\left.\begin{aligned} X_i &= m_i(j_x + g\cos\alpha) \\ Y_i &= m_i(j_y + g\cos\beta) \\ Z_i &= m_i(j_z + g\cos\gamma) \end{aligned}\right\} \qquad (8_1)$$

Разделив обе части на $m_i g$ и сопоставив с формулами (7_1), получим:

$$\left.\begin{aligned} \frac{X_i}{m_i g} &= \frac{X}{mg} = n_x \\ \frac{Y_i}{m_i g} &= \frac{Y}{mg} = n_y \\ \frac{Z_i}{m_i g} &= \frac{Z}{mg} = n_z \end{aligned}\right\}. \qquad (9_1)$$

Найденные соотношения выражают величину перегрузки для любой части самолета, движущейся поступательно. Но известно, что самолет, выведенный из равновесия действием рулей высоты или восходящим потоком воздуха, обладает также и вращательным движением.



Фиг. 10_1.

Вращательное движение. На основании известной теоремы механики ускорение какой-либо материальной точки, находящейся вне центра тяжести, слагается из ускорения ц. т. и из ускорений тангенциального и центростремительного в движении относительно ц. т.

$$j = r\frac{d\omega}{dt} - r\omega^2, \qquad (10_1)$$

где r — расстояние частицы ц. т. и ω — угловая скорость.

В наиболее интересующем нас случае при колебаниях около оси тангажа (Y-Y) с угловой скоростью ω_y, когда крылья изменяют угол атаки, полное ускорение имеет вид:

$$\left.\begin{aligned} j_{x0} &= j_x + z\frac{d\omega_y}{dt} - x\omega_y{}^2, \\ j_{y0} &= j_y \\ j_{z0} &= j_z - x\frac{d\omega_y}{dt} - z\omega^2{}_y \end{aligned}\right\}, \qquad (11_1)$$

где угловые ускорения могут быть определены так:

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M_x}{I_x}\ ;\ \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{M_y}{I_y}, \qquad (12_1)$$

а M_x, M_y, M_z — моменты вращения около соответствующих осей, происходящие от действия воздушных сил на крылья, органы управления и устойчивости; I_x, I_y, I_z — моменты инерции всего самолета.

Справедливость равенства (11_1) вытекает из рассмотрения движения некоторой точки A системы с координатами x, y, z относительно трех осей (фиг. 10_1).

Проекция ускорений на ось Y сводится к одному лишь поступатель-

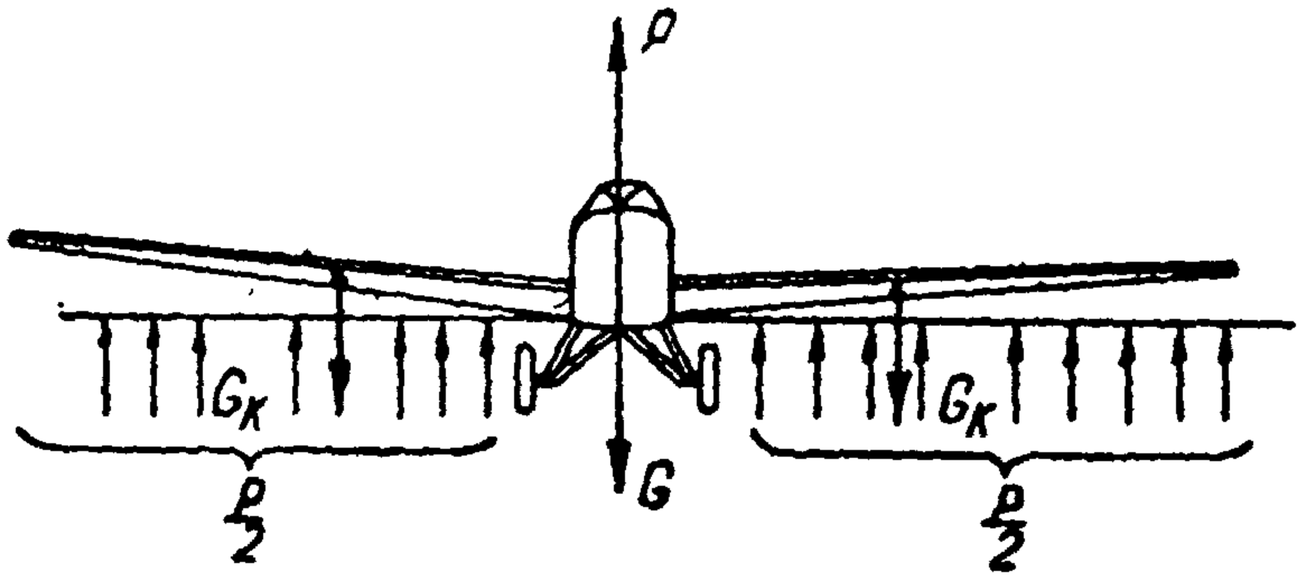
ному j_y, так как центростремительное ускорение, проходящее через ось вращения, проекции не даст, а проекция тангенциального ускорения равна нулю ввиду того, что его плоскость перпендикулярна оси вращения.

Отрицательный знак третьего члена объясняется тем, что проекция центростремительного ускорения направлена в сторону отрицательных x-ов и z-ов.

Силы, деформирующие крылья. Одним из практических приложений рассмотренных нами уравнений движения самолета является вопрос определения усилий в частях его под действием переменной воздушной нагрузки. Наиболее интересный вывод получается в отношении силы, деформирующей крылья.

Составляя уравнения равновесия по трем осям координат:

$$\Sigma X = 0,\ \Sigma Y = 0,\ \Sigma Z = 0$$



Фиг. 11_1.

для силовой схемы, представленной на фиг. 11_1 и учитывая собственный вес конструкции крыльев, на основании уравнений (6_1) и (9_1) будем иметь:

$$Z_{кр} = Z_1 - m_{кр}\,(j + g\cos\gamma) = Z_1 - m_{кр}\,g = n_z\ (g - g_{кр}), \qquad (13_1)$$

где $Z_1 = n_z G$ и $m_{кр}\,(j + g\cos\gamma) = n_z g_{кр}$.

Аналогично могут быть составлены:

$$Y_{кр} = Y_1 - n_y m_{кр}\,g = n_y (Y_0 - g_{кр}),$$
$$X_{кр} = X_1 - n_x m_{кр}\,g = n_x (X_0 - g_{кр}),$$

где $X_{кр}$, $Y_{кр}$, $Z_{кр}$ — усилия деформирующие крыло; X_1, Y_1, Z_1 — силы давления воздуха на крыло;

$g_{кр}$ — вес крыла;

X_0, Y_0 и G (вес самолета) — силы сопротивления воздуха при установившемся равномерном полете.

Смысл уравнения (13_1) заключается в том, что расчетное усилие, действующее на крыло, равно произведению коэфициента перегрузки на разность между полным весом самолета и весом конструкции крыла.

Силы, действующие на грузы в самолете. В современных больших самолетах нагрузка и экипаж разносятся на значительные расстояния от центра тяжести самолета.

На грузы, конструкцию, моторы, баки с горючим действуют: 1) вес, 2) силы инерции от поступательного движения, 3) силы инерции от угловых скоростей и 4) силы от угловых ускорений.

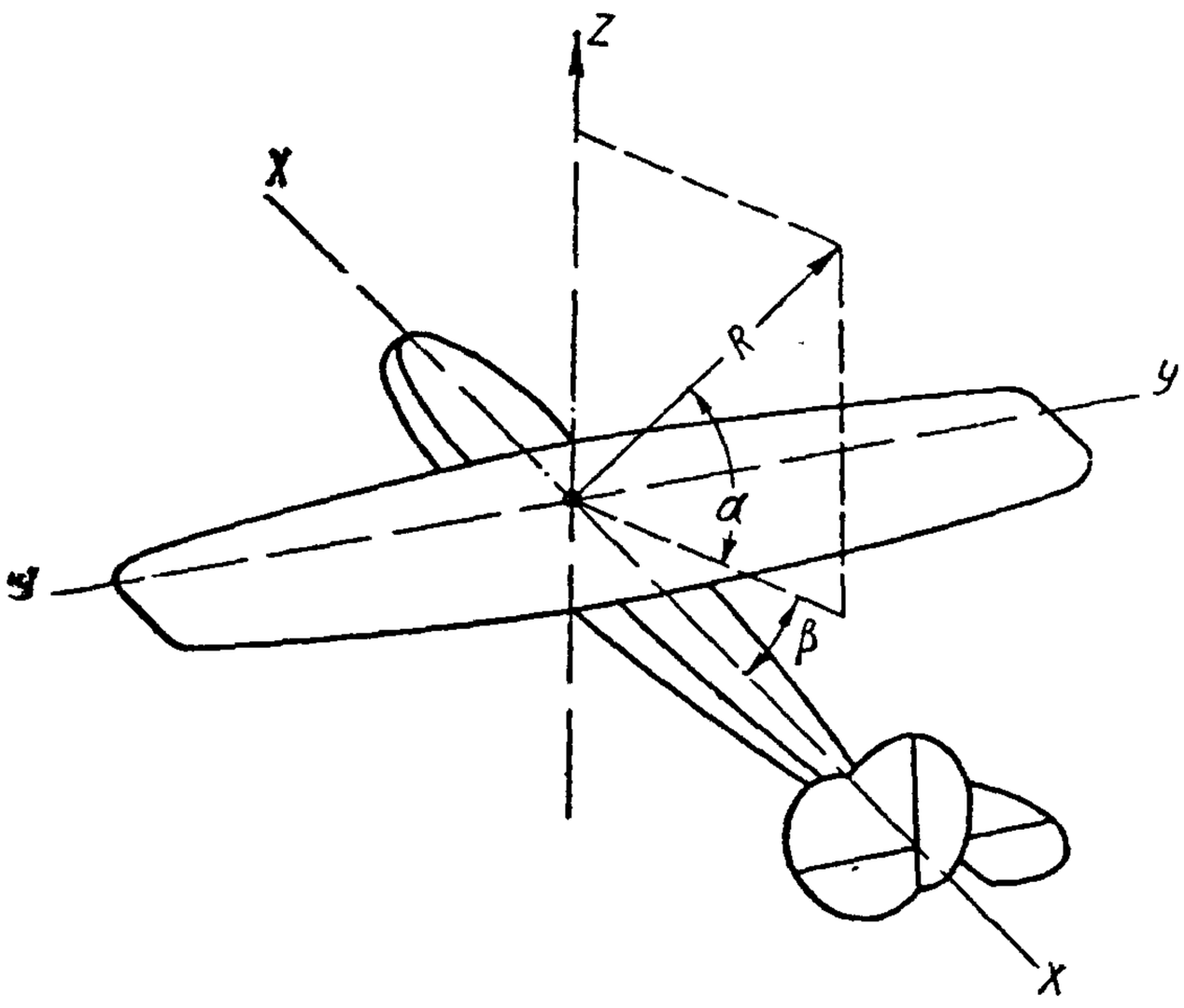
При подсчете инерционных сил в различных случаях исходят из положения, что равнодействующая массовых сил равна и противоположна равнодействующей внешних сил.

Если равнодействующая внешних сил R составляет угол α с плоскостью крыльев, β — угол между проекцией на хорду крыла (фиг. 12_1) и плоскостью симметрии самолета, то разложив силу R по осям координат, получим:

$$X_1 = R\cos\alpha\cos\beta;\ Y_1 = R\cos\alpha\sin\beta;\ Z_1 = R\sin\alpha; \qquad (14_1)$$

угол α на больших углах атаки доходит до 90° и при посадке — до 75 — 77°.

Для нахождения инерционных сил от угловых скоростей обозначим проекции угловой скорости ω на оси самолета через ω_x, ω_y и ω_z; пусть x — координата груза, расположенного в крыле; m — масса груза.



Фиг. 12_1.

Силы инерции от угловых скоростей, т. е. центробежные, будут X_2, Y_2 и Z_2.

Для массы m, лежащей на оси X:

$$\left.\begin{aligned} X_{2x} &= mx(\omega^2 - \omega_x^2)\\ Y_{2x} &= mx\omega_x\omega_y\\ Z_{2x} &= mx\omega_x\omega_z \end{aligned}\right\}. \qquad (15a_1)$$

Для массы на оси Y:

$$\left.\begin{aligned} X_{2y} &= my\omega_y\omega_x\\ Y_{2y} &= my(\omega^2 - \omega_y^2)\\ Z_{2y} &= my\omega_y\omega_z \end{aligned}\right\}, \qquad (15b_1)$$

где x и y — текущие координаты.

Если на самолете есть части, вращающиеся с угловой скоростью Ω, например мотор с винтом, то получим гироскопические моменты:

$$M = 2I\Omega\omega\sin\varphi\sin^2\Omega t, \qquad (16_1)$$

где φ — угол между осями вращения.

а) для ротативного мотора и трех- или четырех лопастного винта с общим моментом интерции I_1.

$$M_1 = I_1\Omega\omega\sin\varphi, \qquad (16a_1)$$

где φ — угол между осями вращения,

б) для двухлопастного винта с моментом интерции I_2 относительно оси вращения:

$$M_2 = 2I_2\,\Omega\omega\sin\varphi\sin^2\Omega t. \qquad (16b_1)$$

Первый момент сохраняет постоянное значение, второй изменяется примерно от нуля до максимального значения, равного $2I_2\,\Omega\omega\sin\varphi$ и поступающего на вираже в горизонтальной плоскости при вертикальном положении лопастей, а при петле в вертикальной плоскости — при горизонтальном.

Для нахождения инерционной нагрузки необходимо определить угловые ускорения по уравнению (12_1), обозначая:

$$\Theta_x = \frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M_x}{I_x};\ \Theta_z = \frac{M_z}{I_z};\ \Theta_y = \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{M_y}{I_y}.$$

Тогда получим силы инерции для массы m, лежащей на оси X:

$$Y_x = m \cdot x \cdot \Theta_z;\ Z_x = m \cdot x \cdot \Theta_x; \qquad (17_1)$$

для массы, лежащей на оси Y:

$$X_y = m \cdot y \cdot \Theta_z;\ Z_y = m \cdot y \cdot \Theta_x.$$

Угловые ускорения можно найти, давая нагрузки на рули, а также в случае удара в оба колеса или в одно.

В зависимости от рассматриваемого случая нагрузки приходится алгебраически складывать. Особое внимание нужно уделить анализу нагрузок в местах расположения экипажа, например в крыле, в центроплане, в хвосте.

Величина угловых скоростей в разных случаях полета для различных самолетов приведена в табл. 2_1.

ТАБЛИЦА 2_1

Тип самолета	Истребитель			Разведчик			Бомбовоз		
Случаи полета	ω_x	ω_y	ω_z	ω_x	ω_y	ω_z	ω_x	ω_y	ω_z
Крен	1,5	—	—	0,9	—	—	0,5	—	—
Вираж	—	0,7	0,35	—	0,5	0,25	—	0,25	0,12
Петля	—	0,8	—	—	0,6	—	—	—	—
Переворот	3	—	1,5	2	—	1	—	—	—
Штопор	2,8	1	2,8	1,5	0,5	1,5	—	—	—

Пример 5. Определить дополнительную [1] нагрузку на второе пилотское сиденье самолета *У*-2 от веса летчика 75 *кг*, расположенного в расстоянии 1,1 *м* от центра тяжести, если угловое ускорение на петле относительно поперечной оси равна 0,6.

Указание.

$$Y_x = m \cdot x \cdot \Theta_z;$$

здесь m — масса пилота — равняется:

$$\frac{75}{9{,}81} = 7{,}65;\ x = 1{,}1\ m;\ \Theta_z = \frac{M_z}{I_z},$$

где $M_z = 1{,}1 \cdot 75$ *кгм*;

I_z — момент инерции самолета, равный 230 *кгм · сек*^{2}.

Пример 6. Подъемный механизм стабилизатора самолета Р-3 весит 6,4 *кг*, закреплен в расстоянии 4,56 *м* от центра тяжести. Определить инерционную нагрузку в узлах его крепления в случае мгновенного отклонения руля высоты на 20° при скорости 55,5 *м/сек*.

Плечо стабилизатора от центра тяжести 5,6 *м*, вес самолета — 2109 *кг*, момент инерции самолета $I_y = 621$ *кгм · сек*^{2}.

[1] Основная перегрузка берется по нормам.

Указание. Вопрос разрешается формулой:

$$\frac{P}{g}(j+\Theta\cdot x).$$

Усилие на руль будет:

$$Q=C_y\rho SV^2=1020\ кг.$$

По диаграммам продувок руля со стабилизатора средняя величина $C_y=0{,}48$, S — площадь всего горизонтального оперения, равная 5,53 $м^2$. Поступательное ускорение, всего самолета вызванное ударом воздуха в хвост:

$$j_x=\frac{Q}{m},$$

где m — масса самолета.

Тогда

$$j'=\frac{1020\cdot 9{,}81}{2109}=4{,}75\ м/сек^2.$$

Угловое ускорение:

$$\Theta=\frac{QL}{I}=\frac{1020\cdot 5{,}6}{621}=9{,}1\ сек^2.$$

Искомое усилие:

$$\frac{6{,}4}{9{,}81}(4{,}75+9{,}1\cdot 4{,}56)\approx 34\ кг.$$

Пример 7. Определить гироскопический момент винта, изгибающий раму мотора самолета Р-3, если число оборотов двигателя $n=1700$, вес винта с втулкой равен 31,7 *кг*.

Указание. Среднее значение гироскопического момента определим:

$$M=I\omega_1\omega_2,$$

где момент инерции винта

$$I=\frac{31{,}7}{9{,}81}\cdot 0{,}8^2=2{,}08\ кгм\cdot сек^2;$$

радиус инерции винта принят равным 0,8; угловая скорость

$$\omega_1=\frac{\pi\cdot 1700}{30}=178{,}3\ \frac{1}{\text{сек.}};$$

ω_2 найдется из того соображения, что самолет исполняет мертвую петлю в 14—15 сек., т. е.

$$\omega_2=\frac{2\cdot 3{,}14}{15}=0{,}419\approx 0{,}5\ \frac{1}{\text{сек.}}.$$

Искомый результат:

$$M=2{,}08\cdot 178{,}3\cdot 0{,}5=186\ кгм.$$

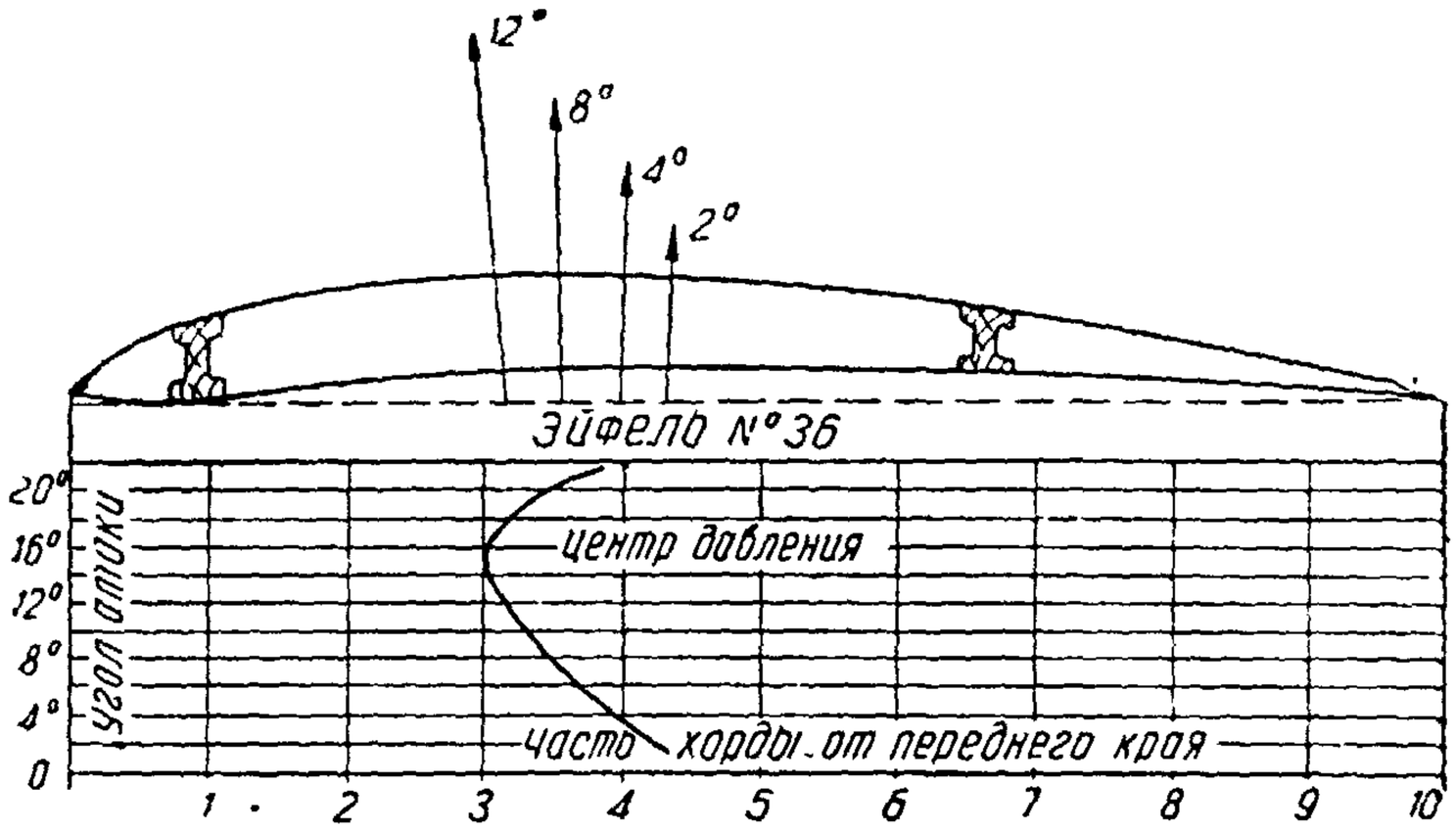
§ 5_1. СИЛЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

Независимо от конструкции крыла, воздушная нагрузка воспринимается обшивкой и передается лонжеронам частью непосредственно, частью — через нервюры.

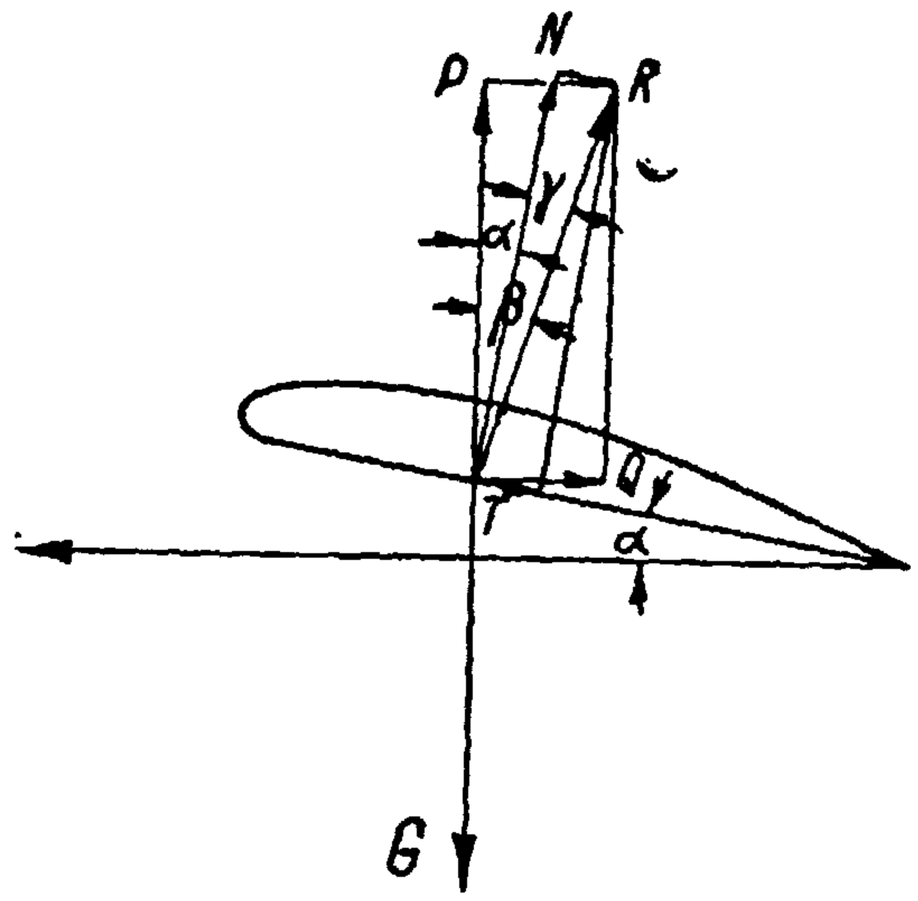
Для расчета крыла равнодействующую R воздушного сопротивления прилагают в центре давления[1]. На больших углах атаки центр давления располагается примерно на расстоянии одной трети хорды крыла (фиг. 13_1) от ребра атаки; при малых углах центр давления перемещается назад до половины хорды крыла (и даже дальше).

---

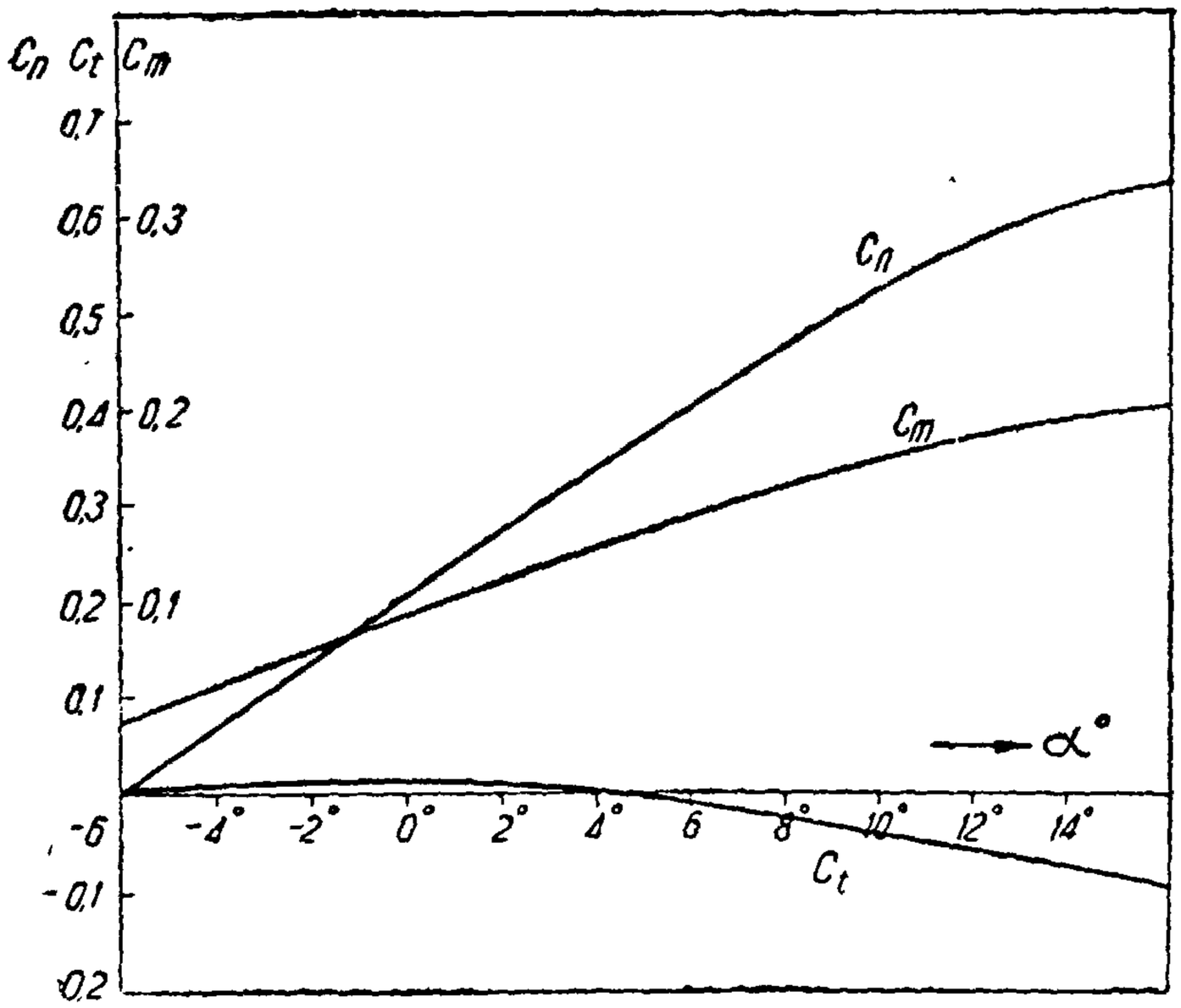
[1] Для расчета нервюр необходимо учитывать действительное распределение усилий вдоль хорды крыла при различных углах атаки.



Фиг. 13₁.



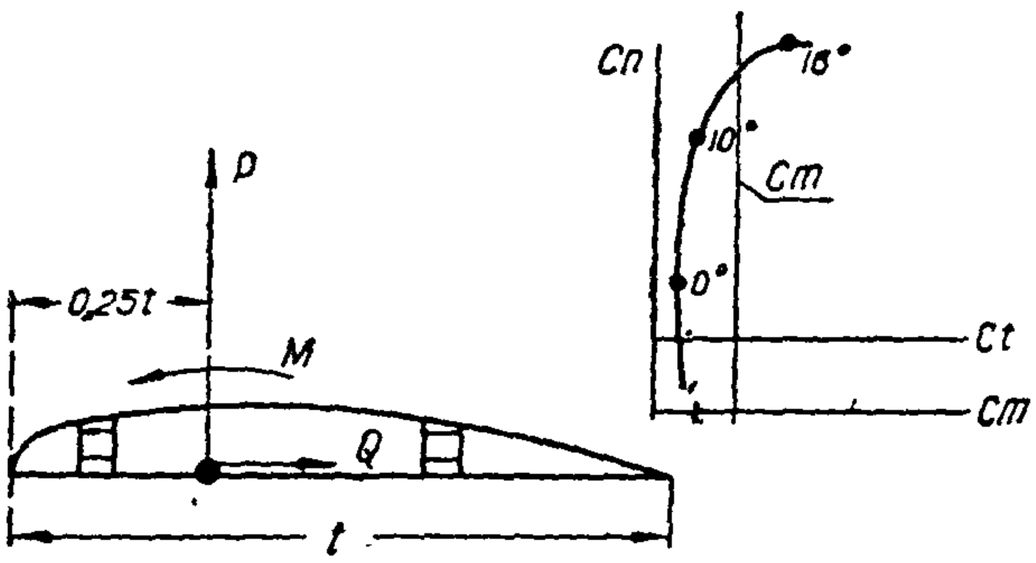
Фиг. 14₁.



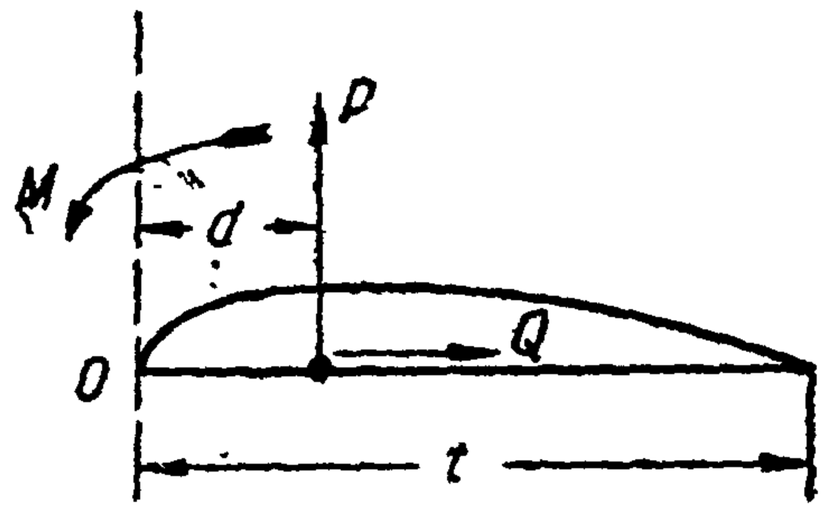
Фиг. 15₁.

Для определения силы, деформирующей крыло и лонжероны, находим (фиг. 14_1) нормальную силу N, перпендикулярную хорде, и силу, лежащую в плоскости крыла T. Тогда, имея в виду, что в прямолинейном полете вес $G = R$, выражаем N и T через абсолютные коэфициенты C_n и C_t сил, действующих на крыло, и C_α [1] на самолет:

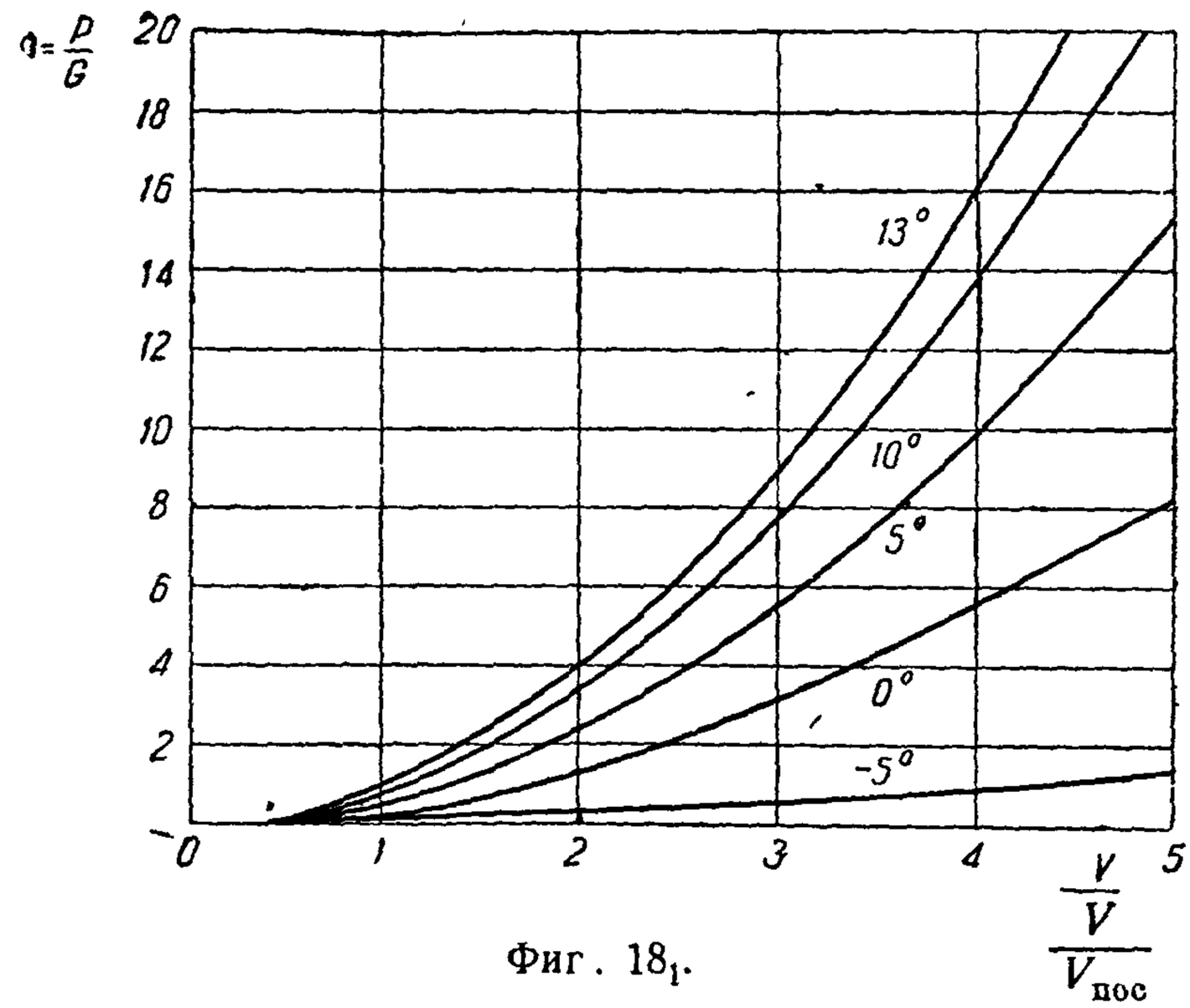
$$N = G\frac{C_n}{C_\alpha} \quad \text{и} \quad T = G\frac{C_t}{C_\alpha}. \qquad (18_1)$$



Фиг. 16_1.



Фиг. 17_1.



Фиг. 18_1.

Коэфициенты C_n и C_t находят для каждого угла атаки α из поляры крыла по следующим формулам:

$$C_n = C_y \cos\alpha + C_x \sin\alpha;$$

$$C_t = C_x \cos\alpha - C_y \sin\alpha.$$

Ввиду малой величины углов α обычно принимают $\cos\alpha = 1$ и $\sin\alpha = \alpha$, и, таким образом,

---

[1] C_α представляется геометрической суммой C_α^k и C_x^0, где C_α^k—полный коэфициент сопротивления крыла, C_x°—коэфициент лобового сопротивления фюзеляжа самолета.

$C_n \approx C_y$ и $C_t \approx C_x - C_y\,\alpha$, а деформирующие силы соответственно будут:

$$N = P = C_y \rho \cdot SV^2;\ T = Q = (C_x - C_y\alpha)\,\rho SV^2, \qquad (19_1)$$

где S — площадь крыльев, ρ — плотность воздуха.

На фиг. 15_1 дана диаграмма C_n, C_t, C_m по α.

Положение центра давления по отношению к ребру атаки определяется формулой:

$$d = \frac{C_m}{C_n}\,t \approx \frac{C_m}{C_y}\,t, \qquad (20_1)$$

где t — длина хорды; C_m — коэфициент момента, определяемый из выражения моментов вокруг передней кромки крыла:

$$M = C_m \rho SV^2 t.$$

При этом работу крыла удобнее рассматривать, если перемещение центра давления заменить изменением момента силы вокруг передней кромки (фиг. 16_1).

Предложенная схема работы крыла может быть упрощена, если подъемную силу поместить в фокусе крыла, — так называется точка, относительно которой момент воздушных сил постоянен на всех углах атаки и равен C_{mo}, т. е. моменту вокруг передней кромки при $C_y = 0$.[1]

Эта точка обычно лежит на расстоянии 25% ширины крыла от передней кромки, т. е. при анализе работы конструкции крыла принимается схема по фиг. 17_1 и 18_1. Силы P и Q вызывают изгиб крыла в вертикальной и горизонтальной плоскостях; момент вокруг передней кромки является скручивающим конструкцию крыльев.

§ 6_1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК ТЕОРЕТИЧЕСКИМ ПУТЕМ

Как было установлено ранее, перегрузки в полете являются следствием резкого увеличения подъемной силы и всегда сопровождаются переходом от прямолинейного полета к криволинейному.

Пусть самолет летит с некоторой определенной скоростью V, тогда подъемная сила его крыльев согласно формуле (19_1):

$$P = C_y \rho . SV^2$$

пропорциональна величине C_y. Она равна нулю при некотором отрицательном угле α и достигает максимума при α посадочном.

Если самолет летит прямолинейно с этой скоростью под некоторым углом атаки, то его подъемная сила равна проекции веса на нормаль к направлению полета.

При вертикальном пикировании $C_y = 0$ и подъемная сила может быть равна нулю, несмотря на наличие у самолета значительной скорости.

Если летчик быстрым движением руля высоты внезапно изменит угол атаки самолета, то скорость его останется прежней, а C_y изменится на C_y', вследствие чего новая подъемная сила будет:

$$P' = C_y' \rho . SV^2, \qquad (21_1)$$

причем сила P' против прежней P возрастет в $\frac{C_y'}{C_y}$ раз.

---

[1] Ст. инж. Пышнова, Труды ВВА, № 6, 1932.

Тотчас после увеличения угла атаки самолет начинает уменьшать свою скорость вследствие возрастания лобового сопротивления и проекция веса в направлении обратном скорости полета.

Поэтому увеличение подъемной силы в $C_y' : C_y$ раз возможно только при очень быстром увеличении угла атаки.

Отношение подъемной силы P' к весу самолета G называется перегрузкой.

Максимальное значение перегрузки может быть получено при $C_{y\,max}$. Чтобы выразить подъемную силу крыла в долях веса самолета и не иметь дела с величиной C_y, заметим, что минимальная скорость, при которой подъемная сила равна весу, есть посадочная.

Поэтому максимальная перегрузка, которую может получить самолет, выражается формулой:

$$\frac{P}{G} = n = \left(\frac{V}{V_{пос}}\right)^2, \qquad (22_1)$$

так как

$$\left.\begin{aligned} P_{max} &= C_{y\,max}\,\rho . SV^2 \\ G &= C_{y\,max}\,\rho . SV^2_{пос} \end{aligned}\right\}. \qquad (23_1)$$

На фиг. 18_1 дана зависимость перегрузки от скорости полета, выраженной в долях посадочной скорости, на разных скоростях и углах атаки.

Из графика следует, что при больших углах атаки и большой скорости перегрузка может доходить до очень большой величины.

Если горизонтальную силу T в плоскости крыла разделить на вес G, то получим в продольном направлении перегрузку

$$t = n\frac{C_t}{C_n},$$

выраженную графически на фиг. 19_1, откуда видно, что по сравнению с нормальными силами силы, действующие вдоль хорды, малы и что даже при $\frac{V}{V_{пос}} = 4 - 5$ перегрузка доходит лишь до 0,5 — 0,7.

Перегрузка при выходе из пикирования. Наибольшая скорость длительного пикирования доходит до величины в $4^1/_2 - 5$ раз большей, чем посадочная, и определяется по скорости установившегося пикирования, когда вес самолета равняется полному лобовому сопротивлению:

$$V_{пик} = \sqrt{\frac{G}{\rho C_x S}}, \qquad (24_1)$$

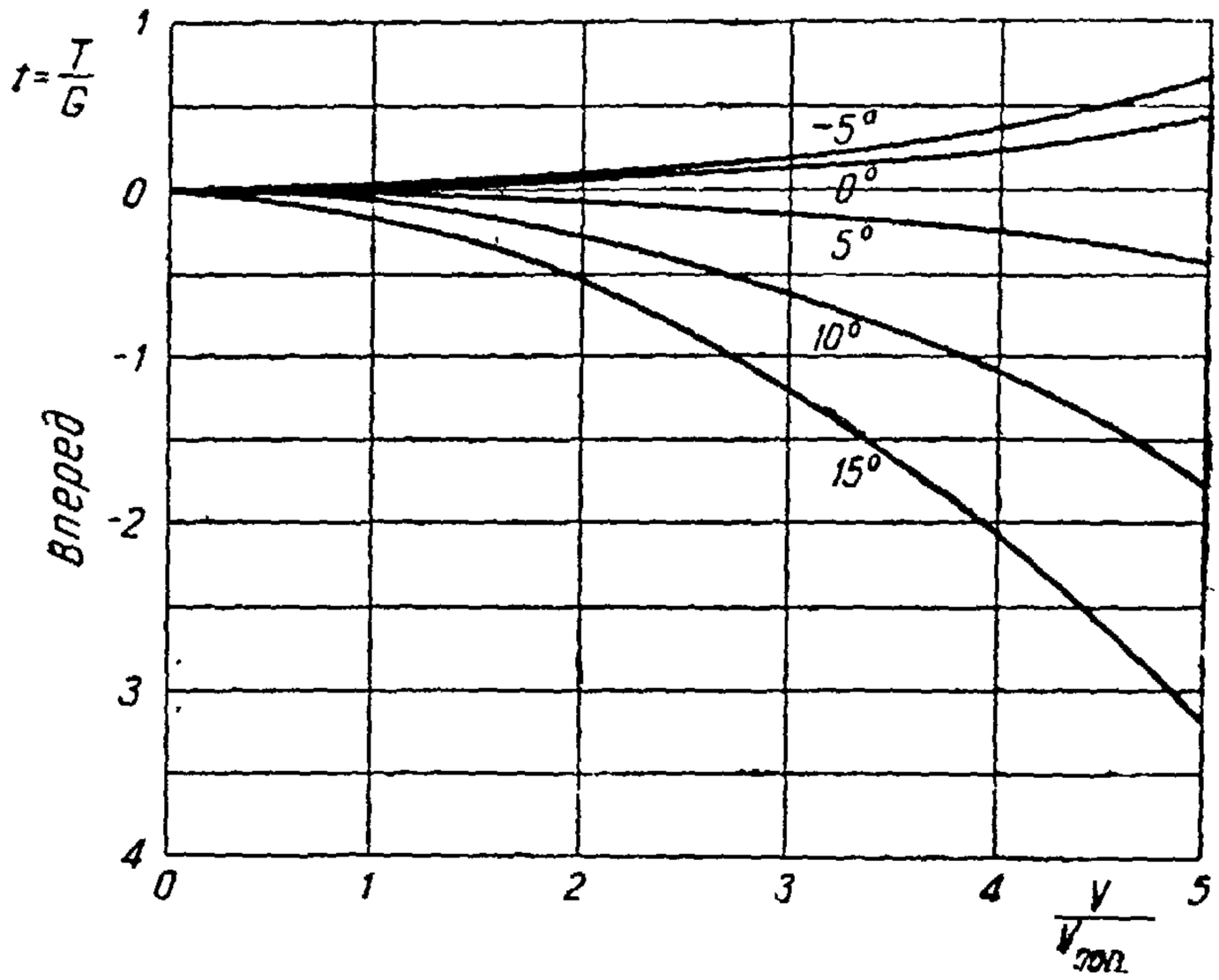
где C_x — всего самолета при $C_y = 0$.

Если при такой скорости дать угол атаки, соответствующий $C_{y\,max}$, то перегрузка достигнет 20 — 25 единиц, т. е. такую перегрузку не может выдержать ни один из обычных самолетов; следовательно, их незачем строить такими прочными и тяжелыми, так как физиологическим пределом перегрузки для летчика является примерно 10-кратная величина его веса [1].

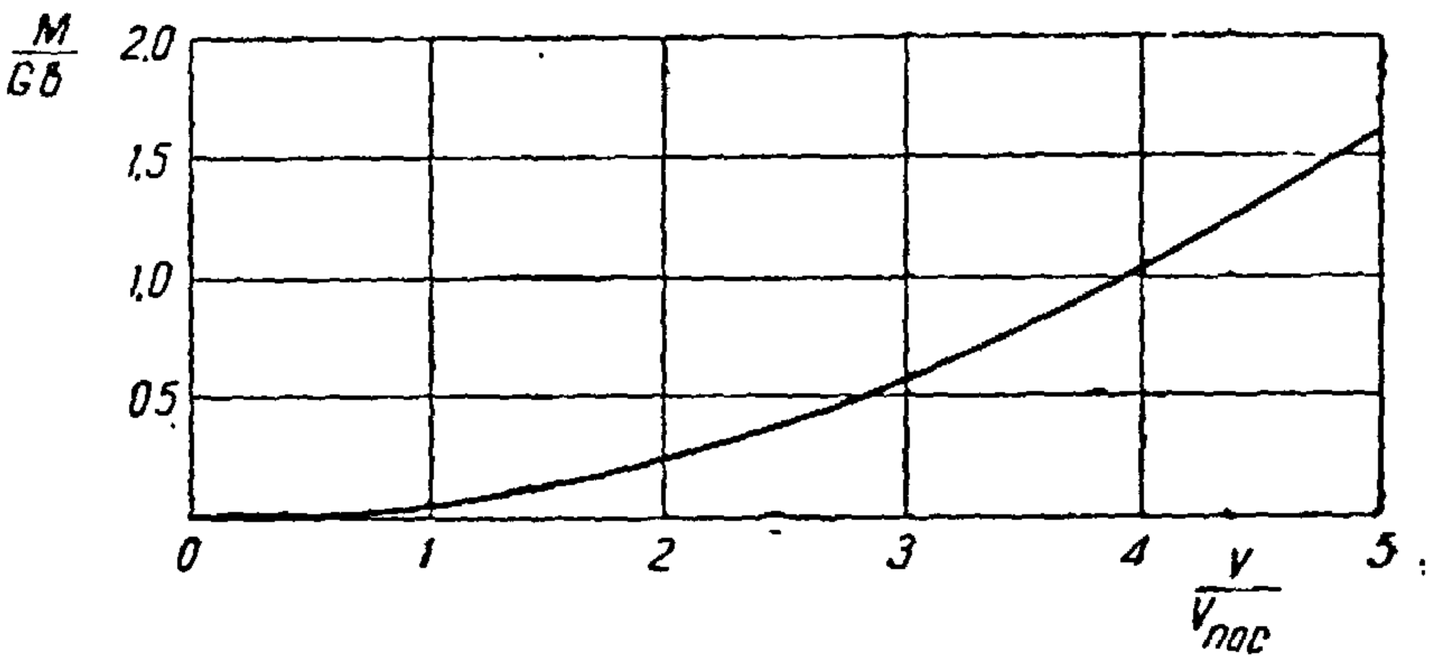
На диаграмме фиг. 21_1 даны кривые набирания скорости при пикировании для истребителя, разведчика и учебного самолета.

---

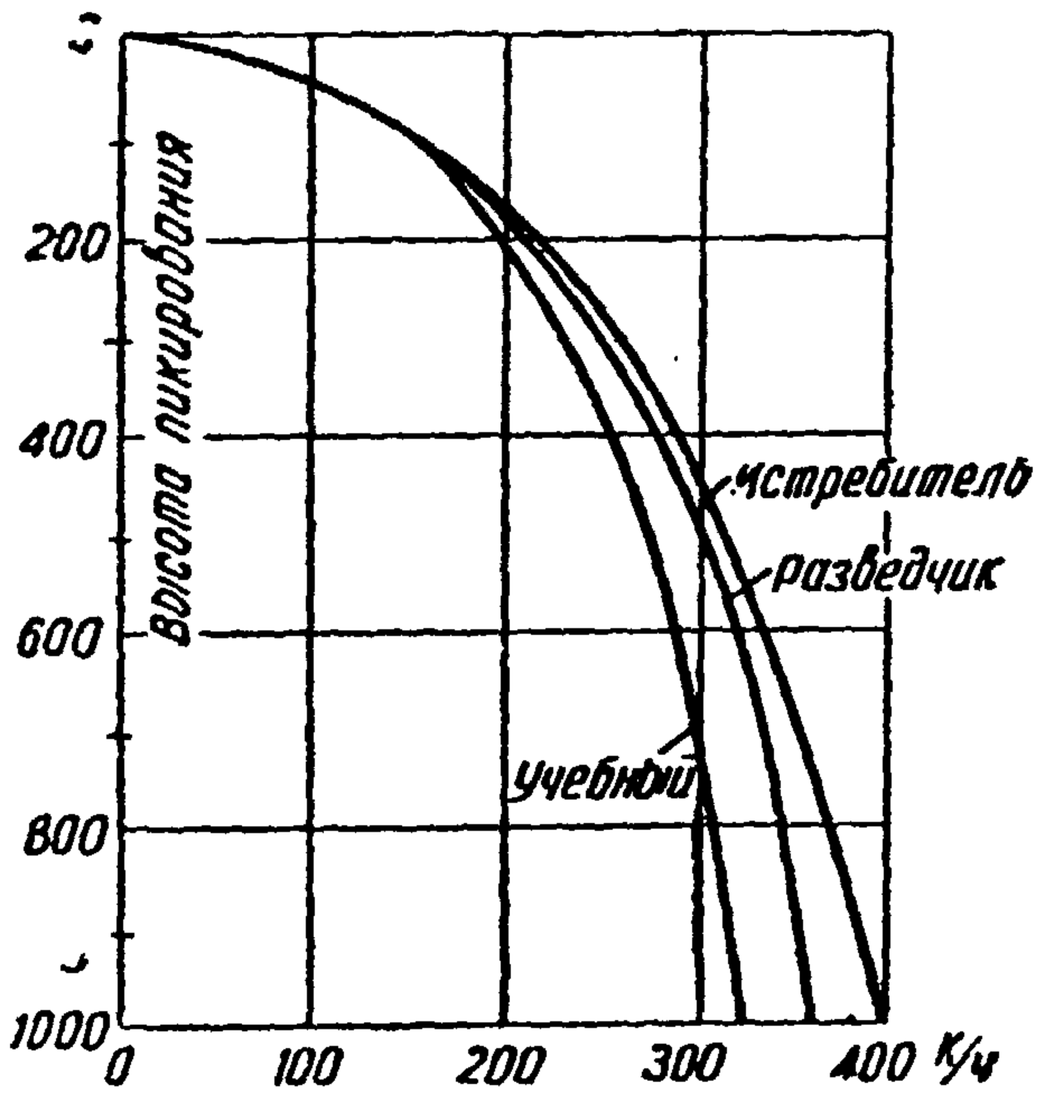
[1] В. П. Ветчинкин, Динамика самолета, 1933, стр. 282.



Фиг. 19_1.



Фиг. 20_1.



Фиг. 21_1.

При пользовании этой диаграммой следует иметь в виду, что в начале пикирования уже была некоторая скорость, от которой и следует откладывать соответствующую высоту пикирования.

Например, если мы хотим узнать, в каких пределах высоты нужно пикировать, чтобы достигнуть скорости 400 *км/час*, то пишем по графику (фиг. 21_1) соответствующую для данного самолета высоту. Для истребителя найдем 1000 *м*; так как горизонтальная скорость полета была 200 *км/час*, то она уже соответствует пикированию с высоты 160 *м*.

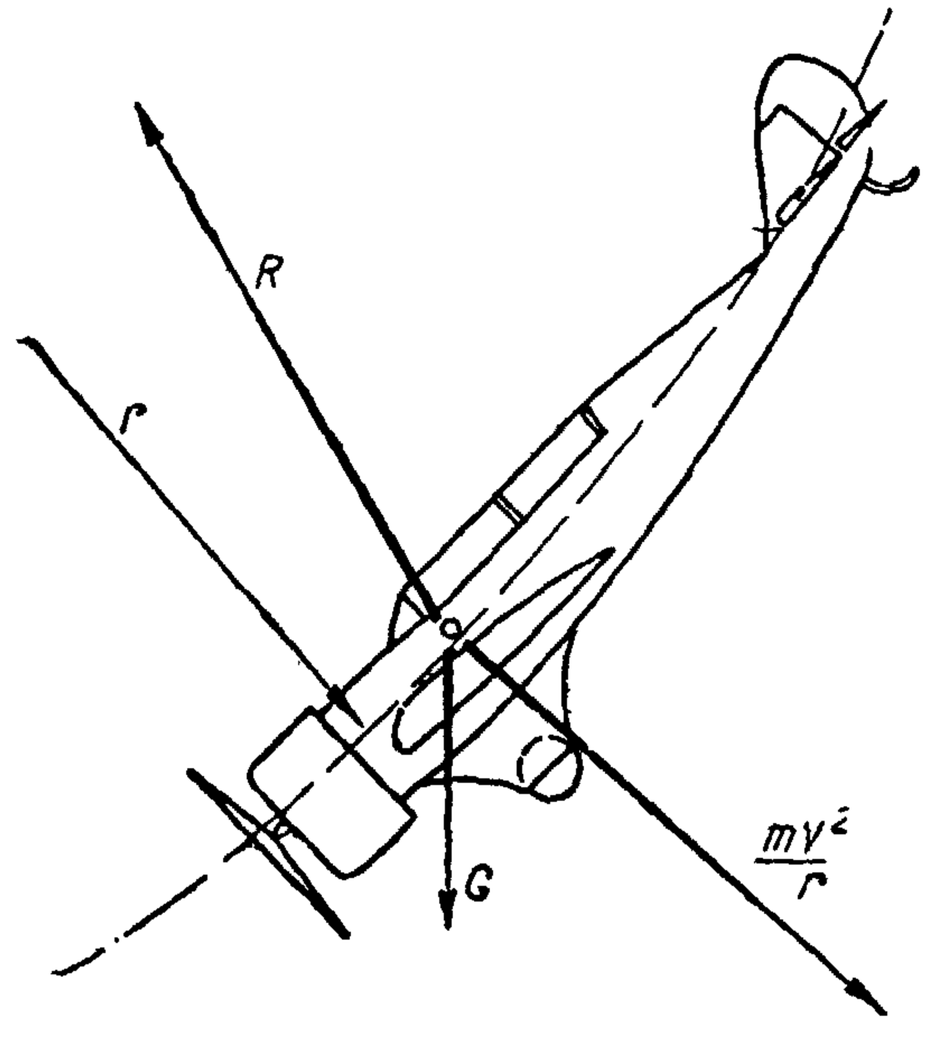
Таким образом, чтобы набрать скорость 400 *км/час*, самолет должен пикировать 840 *м*.

Для других самолетов искомая высота окажется несколько большей; возможно, что учебный самолет и вовсе не способен набрать скорость в 400 *км/час*.

§ 7_1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК ПРИ ФИГУРНЫХ ПОЛЕТАХ

Перегрузка вызывает увеличение напряжений не только в крыльях, но и во всех частях самолета.

Увеличение подъемной силы крыльев заставляет самолет двигаться криволинейно, причем кривизна пути центра тяжести устанавливается такая, что в каждый момент подъемная сила уравновешивается: 1) проекцией веса на нормаль к траектории и 2) центробежной силой, равной $\frac{mV^2}{r}$ (фиг. 22_1). Сила инерции создает как бы утяжеление самолета и его деталей.



Фиг. 22_1.

Это обстоятельство дает возможность измерить перегрузки в полете помощью пружинных весов, к которым подвешен некоторый груз. В криволинейном полете под совместным действием тяжести и сил инерции груза пружина вытягивается сильнее, что и позволяет определить величину перегрузки.

Специальные измерители ускорений, или акселерометры, мало чем отличаются от простых пружинных весов.

Далее приводится описание перегрузочного прибора ЦАГИ.

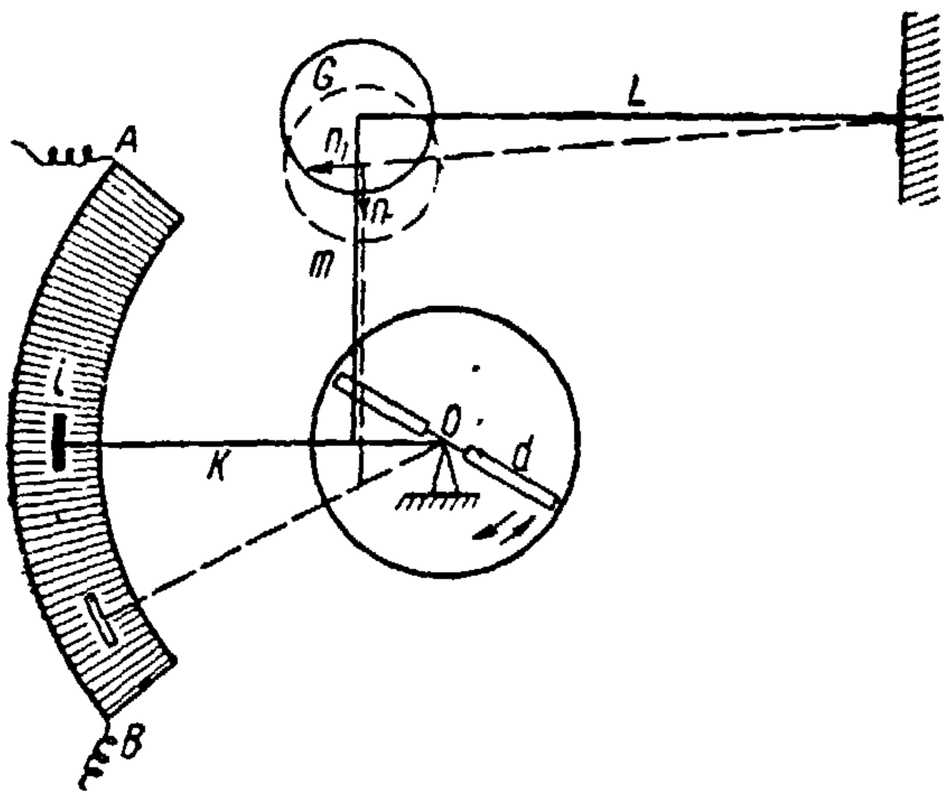
Трехкомпонентный перегрузочный прибор ЦАГИ. На фиг. 23_1 представлена схематически приемная часть одного компонента перегрузочного прибора, установленного в центре тяжести самолета Р-5 во время исследования штопора.

Груз *G*, укрепленный на пружине *L*, отклоняется под влиянием действующей на него силы инерции (перегрузки). Движение груза связано посредством тяги *m* с рычагом *K*, вращающимся на оси *O*. Рычаг *K* имеет на своем конце контактное колесико *i*, катающееся по реостату. Между одним концом *A* реостата и подвижным рычагом *K* включен вольтметр (не показан на схеме). Через реостат пропущен ток от 6—8-вольтной батареи, и вольтметр, таким образом, служит потенцио-

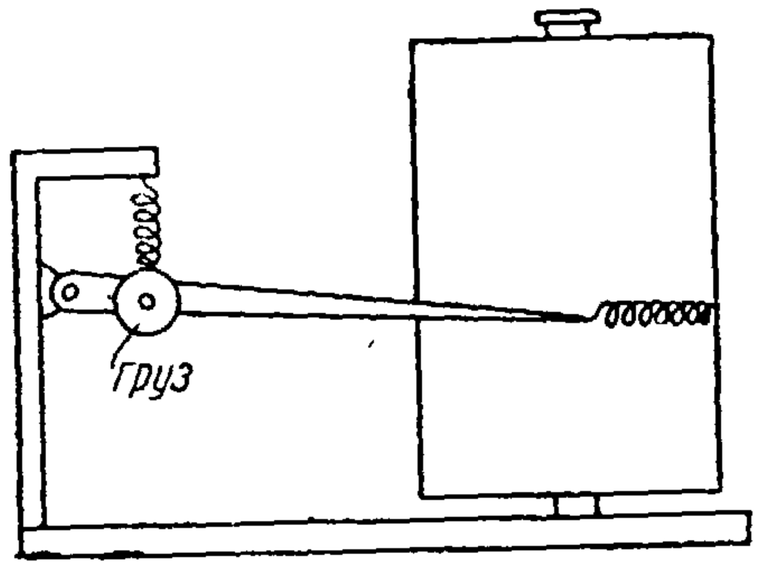
метром, т. е. регистрирует меняющийся при движении груза вольтаж. Для устранения колебаний груза в приборе имеется воздушный демпфер d, представляющий собой двухлопастную крылатку, жестко связанную с рычагом K и вращающуюся на оси O в закрытой цилиндрической коробке таким образом, что между крылаткой и стенками коробки остаются лишь узкие щели.

При движении груза вращающаяся крылатка приводит также в движение и всю массу воздуха, заключенного в коробке, заглушая тем самым колебания рычага K.

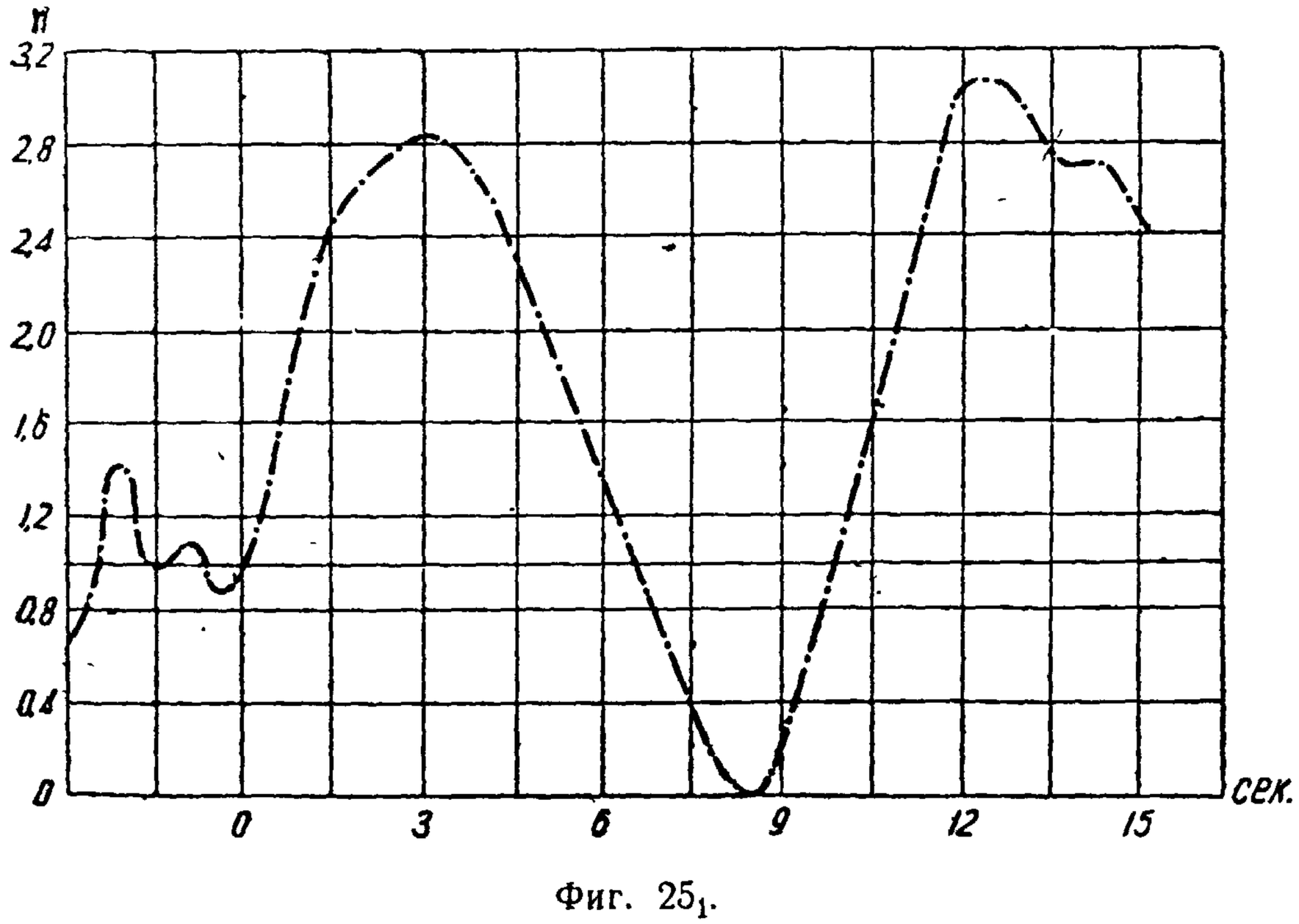
Регистрирующая часть прибора — вольтметр, показания которого протарированы на перегрузку, устанавливается на приборной доске.



Фиг. 23_1.



Фиг. 24_1.



Фиг. 25_1.

Схема одного из самопишущих перегрузочных приборов дана на фиг. 24_1. Грузик сжимает пружину и поворачивает стрелку с пером, которая скользит по бумаге, навернутой на барабаны с часовым механизмом. Для каждой фигуры получается вполне определенная запись. Так, на фиг. 25_1 показаны записи перегрузок при мертвой петле, а на фиг. 26_1 при двойном перевороте (бочке).

В результате многочисленных наблюдений при испытаниях самолетов

в воздухе собран большой материал о величине перегрузок при разных фигурных полетах, часть которых дана в табл. 3_1.

ТАБЛИЦА 3

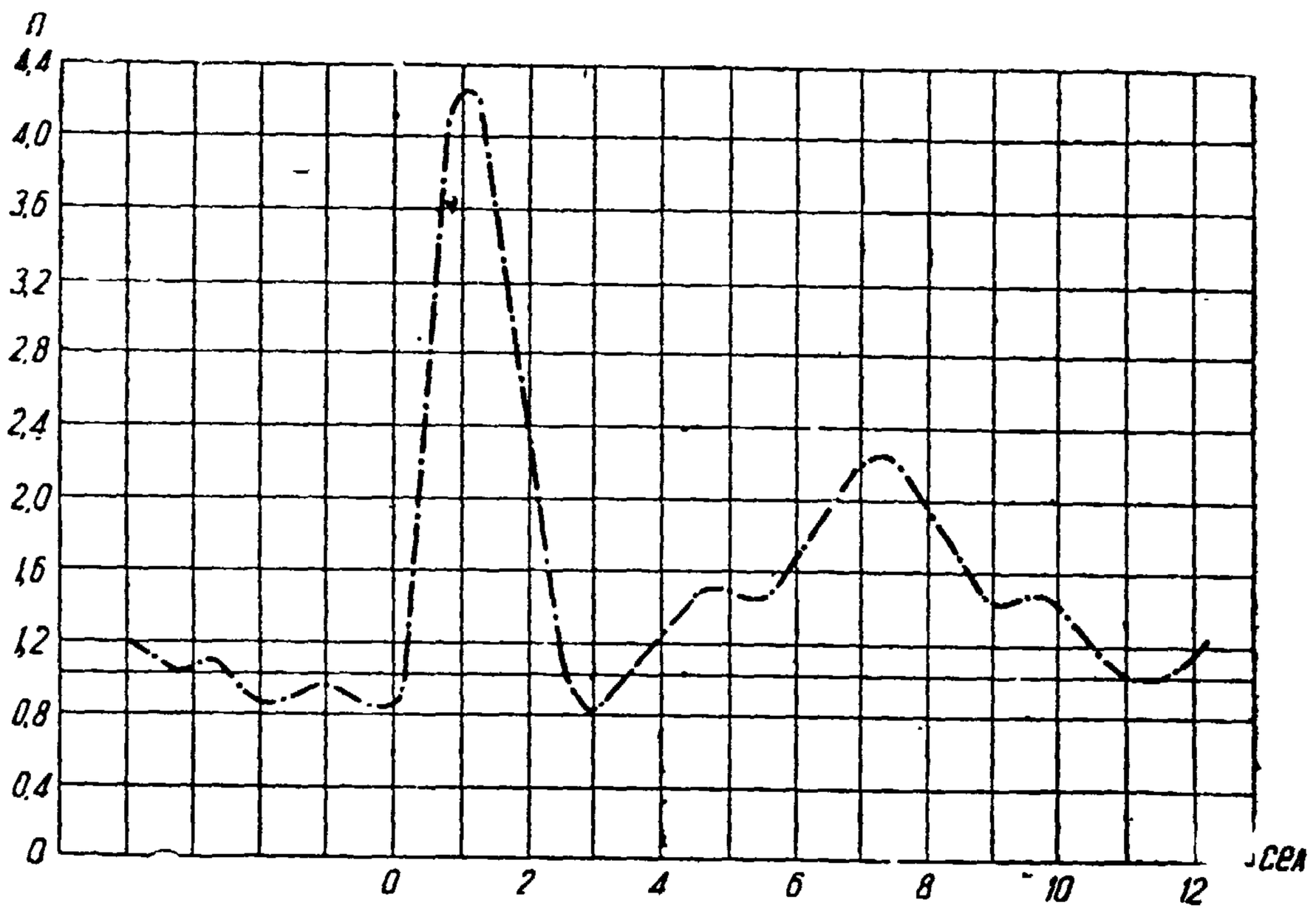
Тип самолета и вид перегрузки	Величина перегрузки
Петля разведчика	3
Петля истребителя	2,5
Петля с выключенным мотором	4
Переворот Иммельмана на истребителе .	4,5
Двойной переворот	3,5—4
Штопор	2,5

В таблице дана наименьшая возможная перегрузка при аккуратном выполнении петли. Она может быть тем меньше, чем больше избыток мощности мотора (см. В. П. Ветчинкин „Динамика самолета", 1933, стр. 258).

При выключении мотора приходится давать самолету очень большой разгон пикированием и выполнять петлю малого радиуса и, следовательно, с большой перегрузкой, чтобы иметь меньшую потерю скорости при подъеме и от лобового сопротивления на длинном пути.

Переворот Иммельмана представляет петлю, на вершине которой делают переворот через крыло.

При проектировании самолета иногда крайне необходимо знать, насколько понизится прочность крыльев при увеличении веса. Все дело в скорости: если она не превосходит допустимых пределов на углах, близ-



Фиг. 26_1.

ких к $C_{y\,max}$, то фигуры можно делать на той же скорости, что и с нормальным весом, не опасаясь чрезмерных напряжений.

В инструкциях к самолету указывается, какую скорость пикирования может иметь самолет перед выходом из него.

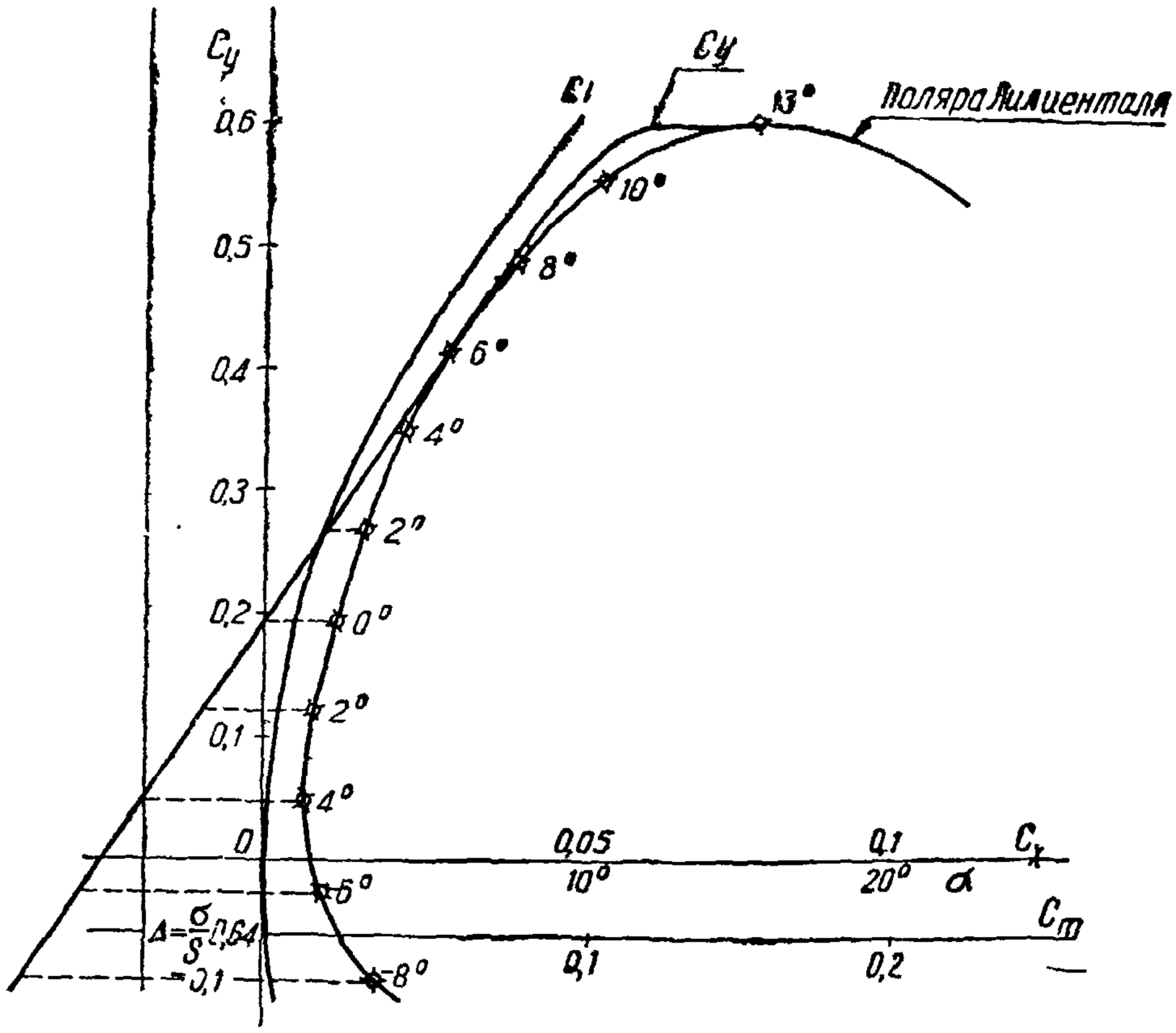
Таким образом знание предельно допустимых скоростей избавляет от необходимости пересчетов самолета при увеличении веса.

§ 8_1. ПРЕДЕЛЫ ПРОЧНОСТИ КРЫЛЬЕВ

Чем больше избыток мощности двигателя, тем большая перегрузка может быть достигнута при резком выполнении петли с двигателем. Соответствующих измерений у нас не имеется, но можно предположить, что наибольшая перегрузка при выходе из пикирования у разведчика не превзойдет 4—5, а у истребителя может быть доведена до 6—7.

Из табл. 3_1 следует, однако, что самолет может выполнять все фигуры при перегрузках, не превосходящих 4.

Отсюда, принимая запас прочности равным двум, получаем, что всякий фигурный самолет-разведчик или учебный должен иметь 8—10-кратный запас прочности по отношению к весу.



Фиг. 27_1.

Истребителю во время воздушного боя приходится делать очень резкие фигуры, при которых перегрузка может доходить до 6, а в исключительных случаях и до 8-кратной.

Большой перегрузки летчик не допустит на основании своего физиологического ощущения, поэтому у истребителя при запасе прочности 2 желательно назначать 12-кратный запас прочности по отношению к весу.

Инж. В. С. Пышнов указывает, что 12-кратная прочность крыльев является излишней, так как в случае аварии такая перегрузка окажется смертельной для летчика: он будет убит в самолете. Между тем, если бы крылья сломались на 10-кратной перегрузке, то летчик остался бы жив и имел бы возможность выпрыгнуть на парашюте из падающего фюзеляжа.

Это соображение выдвигает новое требование к авиаматериалам для истребителей, а именно, — чтобы предел упругости был не меньше 0,6 разрушающего напряжения; тогда самолет, ломающийся на 10-кратной

перегрузке, может выдерживать многократно повторяемые 6-кратные перегрузки.

Пассажирским самолетам и бомбовозам, которым не полагается совершать фигурных полетов, не приходится испытывать перегрузки более 2—3-кратной, и поэтому они строятся с запасом прочности 4—6.

В целях расширения трактовки вопроса о нормах прочности в конце книги (см. приложение 1) дается небольшая глава об инфлюэнтных линиях нагрузок.

Пример 10. Определить перегрузку самолета У-2 при выходе из пикирования. Поляра самолета У-2 дана на фиг. 27_1.

Указания. Максимальная скорость выхода из пикирования определяется по формуле (24_1). Данные самолета приведены в примере 1. Нагрузка крыльев может быть найдена по формуле (22_1) и для посадочной скорости — по формуле (23_1).

Окончательная перегрузка будет:

$$n = \left(\frac{V_{max}}{V_{пос}}\right)^2.$$

Пример 11. Руководствуясь фиг. 7_1, определить в первом приближении коэфициент перегрузки для того же случая, если радиус кривизны траектории $r = 500$ *м*, к. п. д. винта $\eta = 0{,}75$, скорость горизонтального полета $V_0 = 60$ *м/сек.*

Указание. Наибольшую скорость при пикировании определяем по известной аэродинамической формуле:

$$V_x = \sqrt{\frac{GV_0^3}{75\eta N}},$$

величина центробежной силы

$$R = \frac{mV_x^2}{r} = \frac{G}{9{,}81} \cdot \frac{V_x^2}{r};$$

следовательно, коэфициент перегрузки

$$n_2 = \frac{R + G \cdot \cos\psi}{G},$$

или при значении $\cos\psi = 1$

$$n_2 = \frac{R + G}{G}.$$

При коэфициенте прочности $n_1 = 2$ величина расчетной перегрузки будет

$$n_{\text{рас}} = n_1 \cdot n_2.$$

Пример 12. Определить величину силы N, деформирующей верхнее крыло самолета У-2 в горизонтальном полете, если угол атаки крыла 3°; нагружение $G_в = 320$ *кг* при коэфициенте редукции:

$$\frac{C_{y\ \text{верх}}}{C_{y\ \text{ниж}}} = 1{,}3; \quad C_{x\ \text{вр}} = 0{,}0192.$$

Указание.

$$C_n = C_y = 0{,}325;$$

$$C_t = 0{,}020 + 0{,}0192 = 0{,}039 - C_y\alpha = 0{,}039 - 0{,}325 \cdot 0{,}06 = 0{,}037;$$

$$N = G_{\text{верх}} \frac{C_n}{C_a}; \quad C_a = \sqrt{C_n^2 + C_t^2}.$$

§ 9_1. ПЕРЕГРУЗКИ ОТ ВОЗДУШНЫХ ТЕЧЕНИЙ

Кроме рассмотренных случаев перегрузки при маневрах самолета, они могут иметь место и при горизонтальных полетах в зависимости от состояния атмосферы.

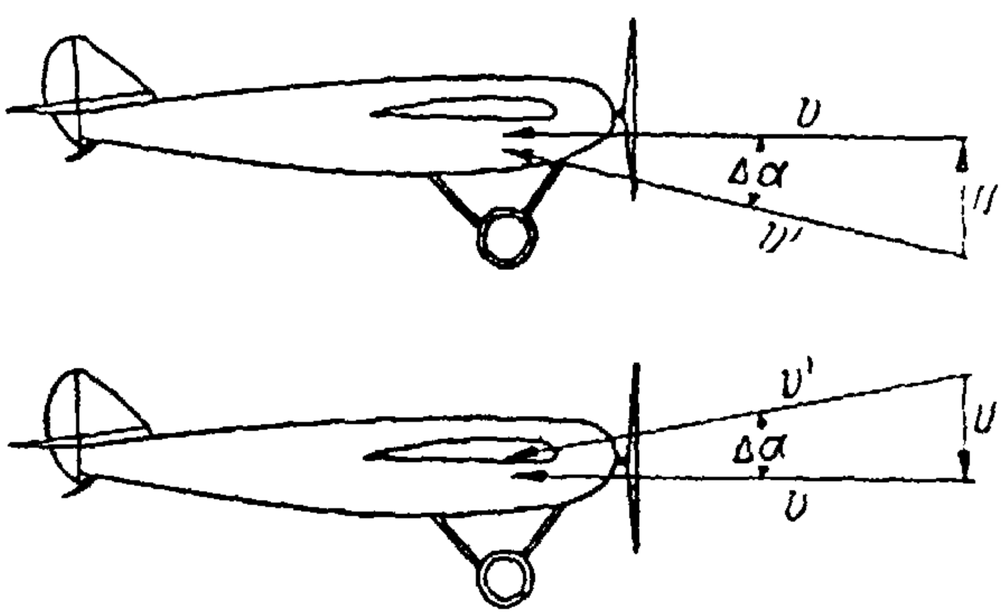
Если самолет попадает в восходящий или нисходящий поток воздуха (фиг. 28_1), имеющий вертикальную скорость U [1], то в силу сложения скоростей движения воздуха последний будет набегать на крыло по направлению V и угол атаки крыла увеличится на величину $\Delta\alpha = 57{,}3^\circ \frac{U}{V}$.

Увеличение подъемной силы выразится через $\Delta C_y = K\Delta\alpha$; тогда перегрузка будет:

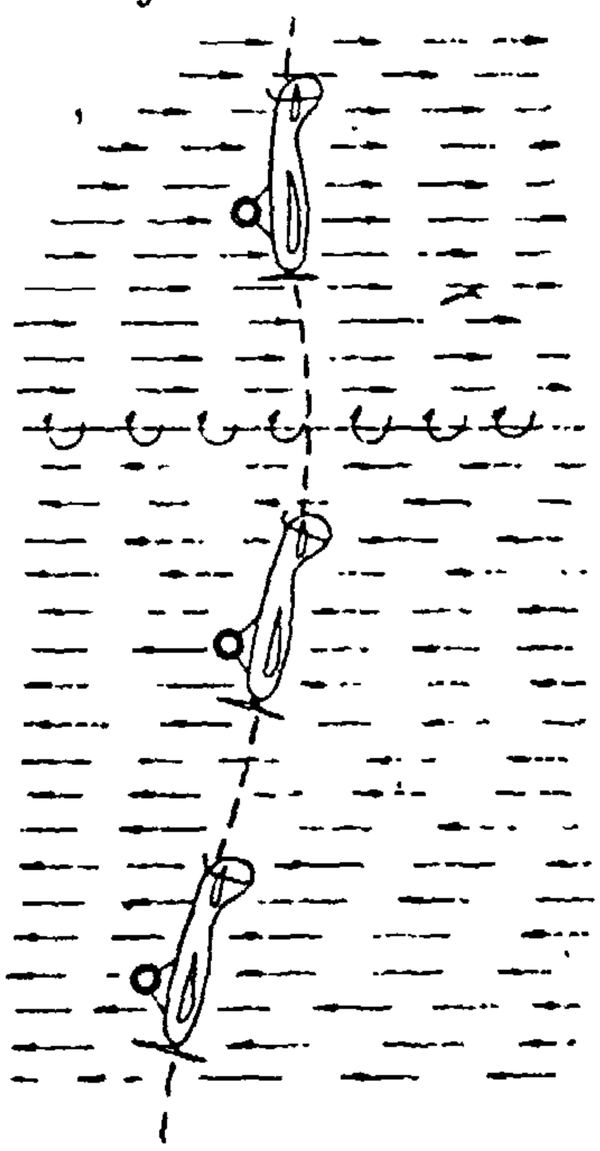
$$\frac{C_y + \Delta C_y}{C_y} = n,$$

где

$$C_y = \frac{G}{SV^2}.$$



Фиг. 28_1.



Фиг. 29_1.

При этом благодаря тому, что скорость движения самолета не успеет погаситься, подъемная сила крыльев станет больше веса, — и налицо будет явление перегрузки.

При одинаковой силе восходящего потока воздуха перегрузка у самолета, попадающего в этот поток, будет тем большая, чем больше скорость его полета.

Формула для определения разрушающей перегрузки при встрече с вертикальным потоком имеет вид:

$$n = 2\left(1 + 0{,}5\, V_{max} \frac{S}{G}\right), \qquad (25_1)$$

где 2 — коэфициент безопасности; значение остальных величин обычное.

Особый интерес представляет случай внезапной встречи крыльев с горизонтальным потоком при пикировании (фиг. 29_1).

---

[1] Значение U по данным журнала *ZFM*, 1931 г., № 19: у кучевых облаков 2—4 *м/сек*; при плохой погоде 6—8 *м/сек*; максимальные расчетные 12—13 *м/сек*; исключительные 20—30 *м/сек*.

При этом перегрузка приближенно будет:

$$n = 2\left(0{,}5 V_{\text{пик}} \frac{S}{G}\right) = V_{\max} \frac{S}{G}, \qquad (26_1)$$

где $V_{\text{пик}}$ — скорость пикирования.

Если скорость составляющей ветра, перпендикулярная крыльям, за малый промежуток времени окажется большей 10 *м/сек*, то может быть достигнута значительной величины перегрузка.

Таким образом при пикировании перемена скорости ветра может иметь такие же последствия, как резкое действие рулем высоты. Особенно опасна обратная перегрузка, так как прочность в этом направлении меньше и летчика может оторвать с ремнями и выбросить.

Пример 13. Найти перегрузку самолета АНТ-9 от восходящего потока воздуха, если его полный вес 6035 *кг*, площадь крыльев 84 $м^2$, наибольшая скорость 190 *км/час*.

Пример 14. Найти перегрузку от восходящего потока для истребителя, если его общий вес 1280 *кг*, несущая поверхность 23,6 $м^2$, скорость у земли 250 *км/час*.

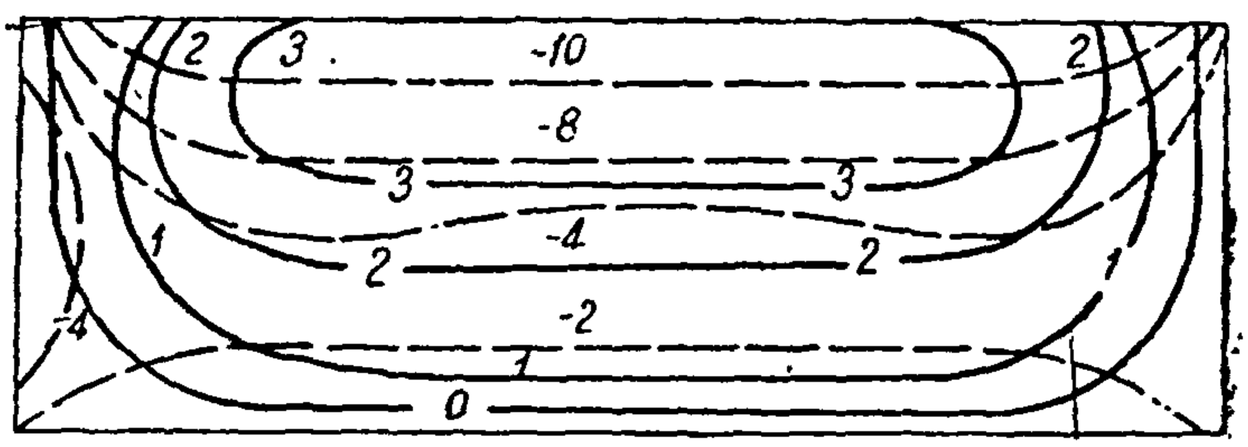
ГЛАВА 2

НОРМЫ ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА

§ 1_2. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ В СССР

Для того чтобы обеспечить прочность конструкции самолета при различных маневрах его и условиях эксплоатации, нужно знать величину и направление нагрузки для фюзеляжей, шасси, моторной установки, а для крыльев и оперения, кроме того, точку приложения равнодействующей аэродинамических сил в наиболее опасных случаях полета и посадки.

Для расчета прочности крыла и оперения, помимо полных сил и моментов, необходимо знать еще и распределение их по размаху крыла. Законы распределения могут быть еще очень разнообразны и зависят от закона изменения хорды крыла и установочного угла по размаху.



Фиг. 1_2.

Распределение давления по контуру крыла определяют помощью дренажа, т. е. ряда трубок, присоединенных к верхней и нижней поверхности модели крыла во время продувок ее в трубе. При подобных же экспериментах в полете требуется специальное армирование крыльев целой сетью трубок, соединенных с манометрами; показания их фотографируются в полете и получают, таким образом, график давления.

Чертеж фиг. 1_2 представляет исследованную Эйфелем прямоугольную плоскую пластинку, на которой сплошными линиями обозначены области давлений на нижней поверхности и пунктиром — области разрежений на верхней поверхности; цифры, проставленные у этих линий, показывают величину давления и разрежения в *мм* вод. ст. внутри данных областей. Определение этих давлений производится при помощи трубок Пито.

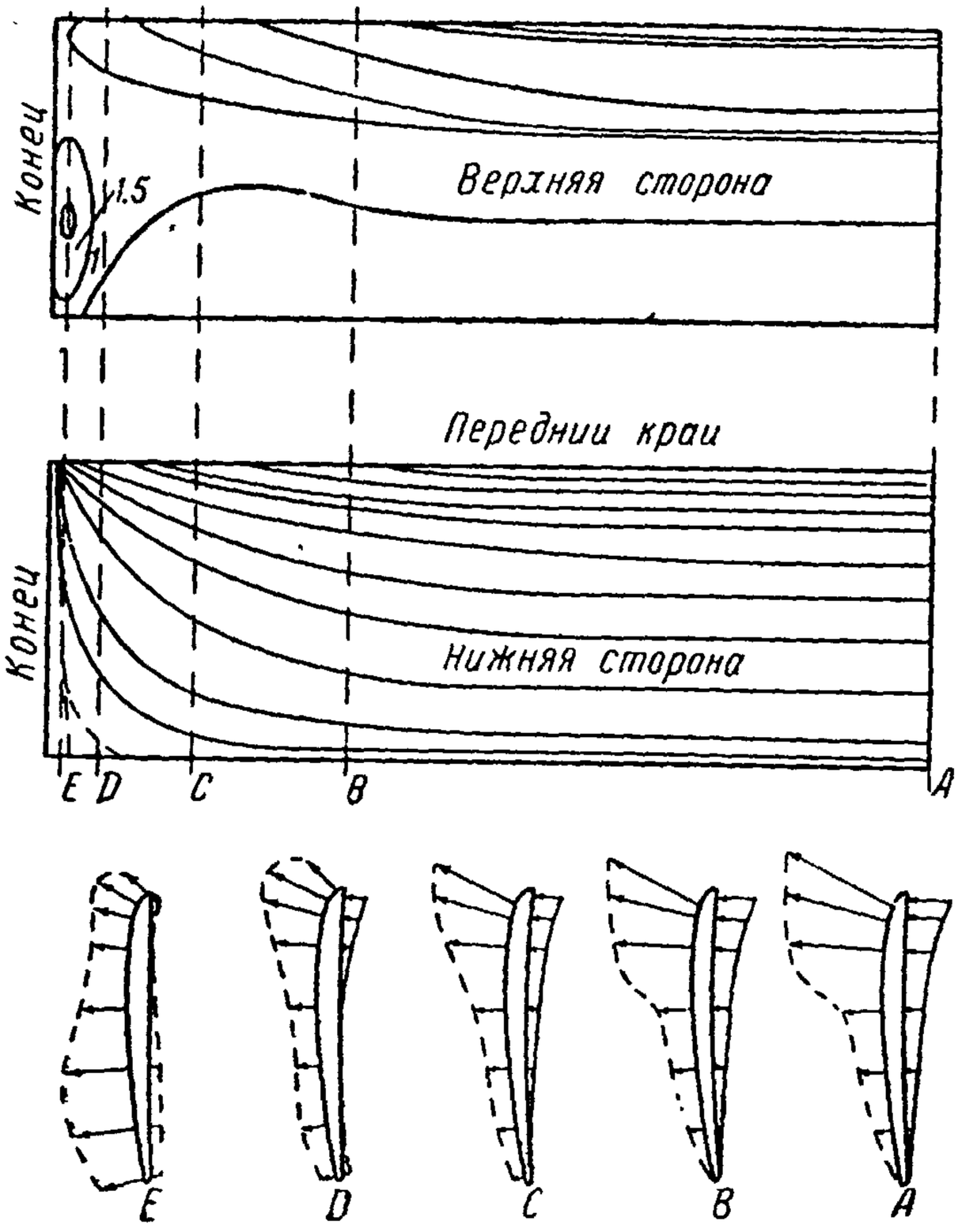
На фиг. 2_2 представлен график давлений на верхней и нижней стороне крыла с английского самолета RAF-6 в соответствующих сечениях (*A*, *B*, *C*, *D*, *E*), стрелками обозначены области разрежения и давления.

Так как положение центра давления и закон распределения в зависимости от режима полета изменяются, то очевидно, что из всех возможных

комбинаций надо выделить крайние, наиболее опасные для конструкции случаи, так чтобы они перекрывали все промежуточные.

Еще с периода империалистической войны 1914—1919 гг. в разных странах были предприняты теоретические и экспериментальные работы, имевшие целью установить эти крайние случаи; в результате возникли нормы прочности самолета.

Однако работа по созданию норм оказалась настолько сложной и требующей такого большого количества опытного материала, что до настоящего времени как у нас, так и на Западе они находятся в постоянной переработке.



Фиг. 2.

В расчетах конструкторских отделов наших заводов до 1927 г. были приняты немецкие нормы. В 1927 г. по инициативе Научного комитета УВВС разработаны советские нормы, периодически пополняемые.

Нормы подробно пересматриваются ЦАГИ и в новом виде утверждаются.

В основу разработки норм была положена весовая характеристика самолета и принято деление самолетов на три класса: военные, гражданские и специальные. Все самолеты были разбиты на 12 групп.

В 1934 г. была принята новая классификация самолетов.

Нормы прочности самолетов 1934 г. [1]

О случаях расчета и испытаний и их обозначениях. Для расчета самолета и статических испытаний выбран ряд положений самолета, обусловливающих наиболее тяжелые моменты в работе его основных деталей; эти положения в нормах называются случаями расчета и испытаний. Каждый случай имеет свою формулировку и буквенное обозначение, причем, если одно и то же положение самолета обусловливает расчет нескольких его деталей, в нормах для каждой детали повторяется один и тот же случай расчета с обозначением одной и той же буквой, но с различными для разных деталей индексами.

Если в каком-либо случае расчета получается система сил статически неуравновешенных, то равновесие достигается приложением соответствующих инерционных сил.

---

[1] „Техника воздушного флота", № 9, 1934.

Во всех случаях нагружения, перечисленных ниже, отступление от нижеприведенных норм допускается с особого разрешения.

Определение расчетных перегрузок. В данных нормах учитываются при определении расчетной перегрузки на случай A_k не только вес и назначение самолета, но и его растущие скорости.

В соответствии с этим все самолеты разбиты на 13 групп. Каждая группа имеет свой график определения перегрузки в зависимости от максимальной скорости горизонтального полета самолета, за исключением I и II групп самолетов, для которых перегрузки стандартны.

Величина и определение расчетной перегрузки для других расчетных случаев частей и деталей самолета указаны в соответствующих разделах норм.

Гражданские самолеты распределяются по назначению и полетному весу на следующие группы.

ТАБЛИЦА 1

Группа	Назначение самолета	Вес, *кг*
I	Пассажирские самолеты	До 2000
II	„ „	2000— 4 000
III	„ „	4000— 8 000
IV	„ „	8000—20 000
	Специальные транспортные самолеты (независимо от веса)	—
V	Пассажирские самолеты	Свыше 20 000

Военные самолеты распределяются по полетному весу на следующие группы:

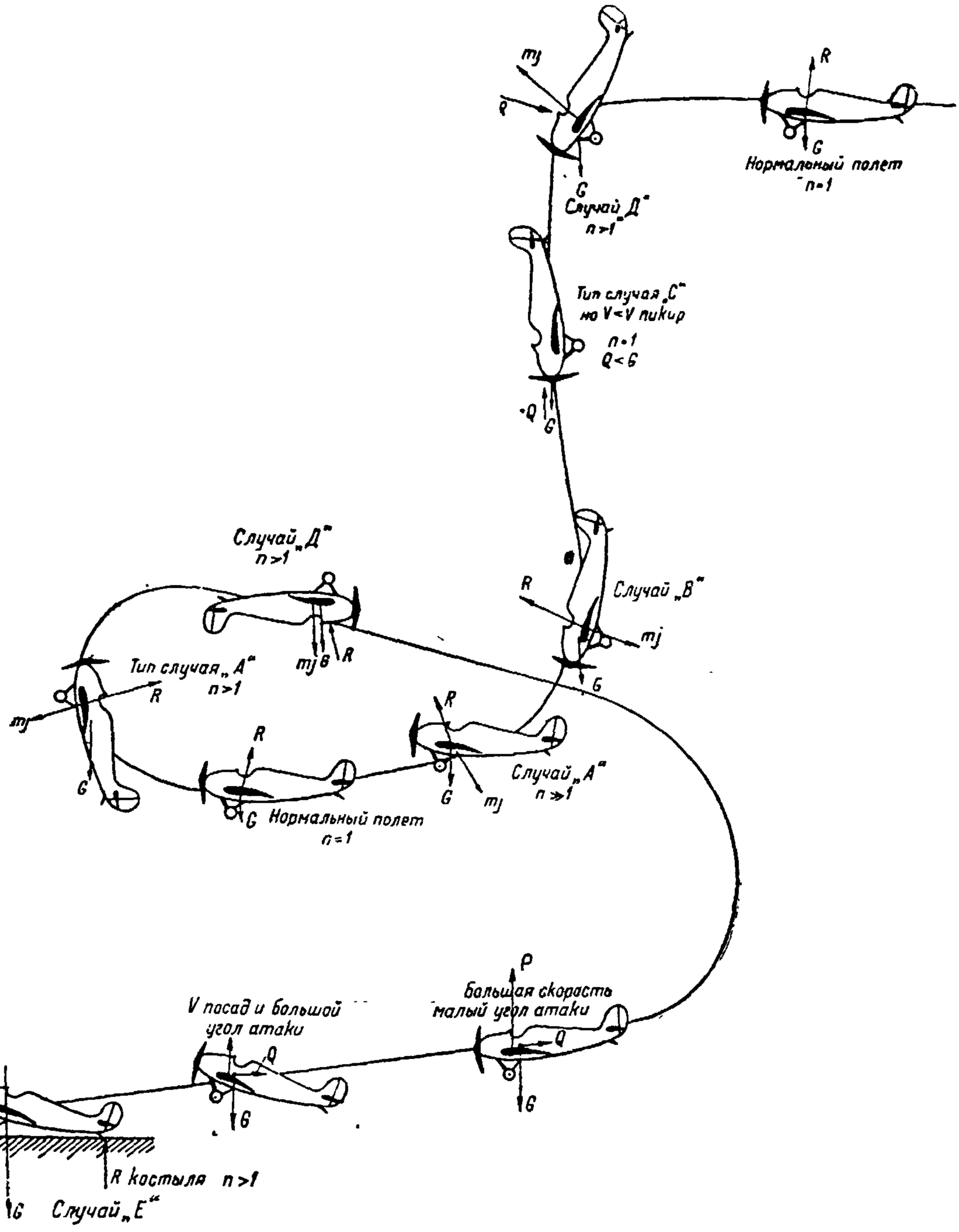
ТАБЛИЦА 2

Группа	Вес, *кг*
I	Не ограничен
II	„ „
III	До 3000
IV	3 000— 5 000
V	5 000—12 000
VI	12 000—20 000
VII	Свыше 20 000
VIII	Не ограничен

При статических испытаниях частей самолета требуется, чтобы при загружении нагрузкой, равной 0,6 нагрузки, предписываемой нормами в соответствующем случае, предел пропорциональности испытываемой части конструкции не был превзойден.

§ 2_3. РАСЧЕТНЫЕ СЛУЧАИ ДЛЯ КРЫЛЬЕВ

Так как величина перегрузок связывается с маневренностью самолета, то коэфициенты перегрузок для крыльев устанавливаются в зависимости от положения самолета в пяти различных случаях, обозначаемых буквами латинского алфавита *A*, *B*, *C*, *D*, *E*.



Фиг. 3_2

Схематическое представление расчетных случаев по траектории полета дает фиг. 3_2, где G — вес, mj — силы инерции, T — тяга винта, R — сила давления воздуха на крылья.

В нормах прочности основные расчетные случаи определяются в следующей форме.

Случай A_k. Криволинейный полет при угле атаки, соответствующем наибольшей подъемной силе. Загружается, главным образом, передний лонжерон, так как при этом угол атаки самолета должен быть близок к посадочному и центр давления расположен в передцей части крыла [1].

Перегрузка в этом случае максимальная и достигает для истребителей 13, для учебных — 12 и тяжелых самолетов — 4.

Случай B_k. Криволинейный полет на малых углах атаки. Наиболее невыгодное расположение величины нагрузки для задних элементов крыльев.

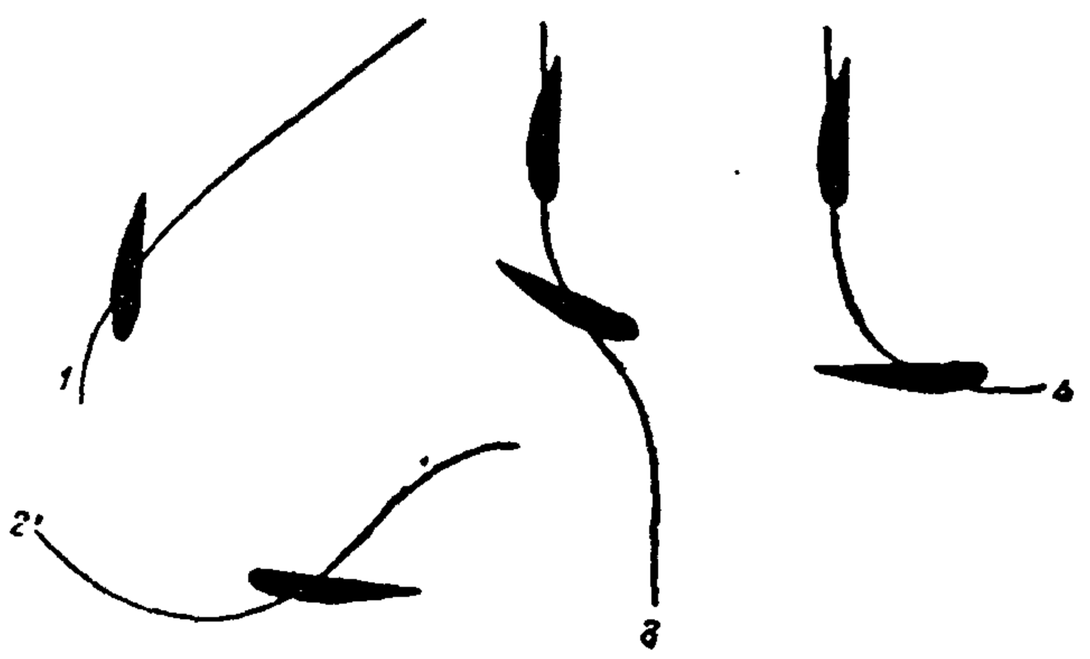
Случай C_k. Соответствует пикированию самолета при нулевой подъемной силе ($C_y = 0$).

В этом случае перегрузки нет в силу того, что рассматривается установившееся движение, т. е. с равномерной скоростью.

Таким образом в случае *C* вводят только коэфициент безопасности при перегрузке, равной единице (в продольном направлении).

Случай C_k опасен тем, что крыло подвергается большому скручивающему моменту.

Случай D_k. Криволинейный полет с нагружением крыльев сверху вниз[2]. Для легких самолетов перегрузка при этом может доходить до 5, для тяжелых — порядка 2.



Фиг. 4_2.

По новым нормам случай *D* рассматривается в более широком понимании, а именно, — как полет по траекториям, при которых нагрузка на крылья получается сверху (фиг. 4_2).

Траектории типов *2* и *3* реальны для истребителей и разведчиков, типа *1* — для всех самолетов и типа *4* — вообще мало реальны.

Однако траектория типа *3* может дать для перевернутого полета случаи нагружения *A*, *B* и *C*.

Случай E_k. Резкая посадка. Крылья нагружены собственным весом, увеличенным за счет сил инерции. Равнодействующая расположена в центре тяжести крыльев.

Более подробное изложение норм приведено в § 5_2.

§ 3_2. КОЭФИЦИЕНТЫ ПРОЧНОСТИ КРЫЛЬЕВ

Во всяком инженерном сооружении прочность конструкции характеризуется коэфициентом безопасности *f*, равным отношению разрушающей силы *R* к наибольшей из возможных нагрузок, т. е.

$$f = \frac{R}{P_{max}}.$$

---

[1] По нормам 1927 г. центр давления расположен примерно в расстоянии $^1/_3$ хорды от переднего края; его следует по возможности брать по продувке.

[2] По старым нормам положение равнодействующей — на четверть хорды от передней кромки, по новым нормам — на основе продувок. См. „Технические заметки ЦАГИ", вып. 35 и 36, ст. инж. С. Н. Шишкина.

За расчетный коэфициент перегрузки в самолетостроении принято произведение коэфициента безопасности на перегрузку в данном полете:

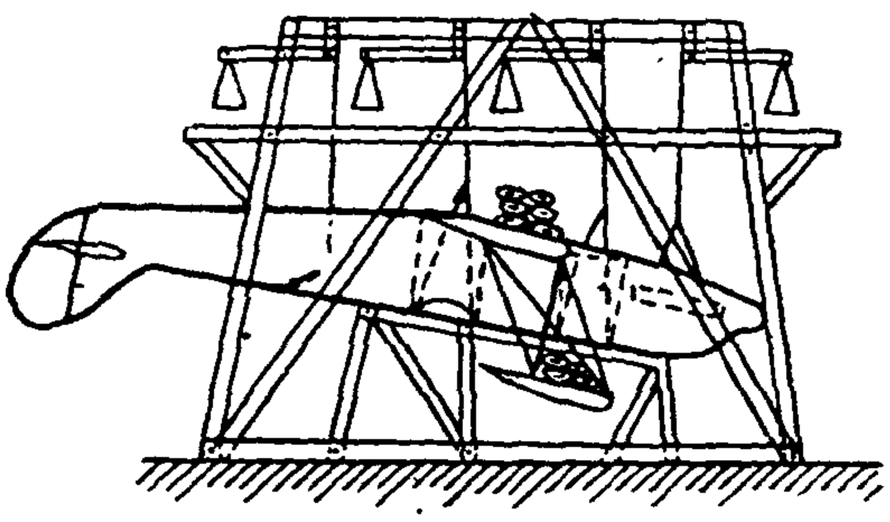
$$n_{\text{расч}} = f n_{\text{полет.}}$$

Полетный фактор перегрузки $n_{\text{полет}}$ показывает, во сколько раз нагрузка, испытываемая деталью в рассматриваемом движении (случаи *A*, *B*, *C*, *D*), больше нормальной нагрузки, т. е. нагрузки в равномерном горизонтальном полете при том же угле атаки.

Получив полетные перегрузки, переходят к определению статических перегрузок с целью назначить такие перегрузки, которые при статическом испытании дают разрушающие усилия в частях конструкции, удовлетворяя условию, чтобы возможные максимальные из обычных полетные нагрузки данного случая не вызывали остаточных деформаций.

В принятых нормах прочности коэфициенты статической перегрузки соответствуют расчетным коэфициентам безопасности, близким к 2.

Статические испытания самолетов проводятся как в отдельных узлах, так и в целых агрегатах (крылья, фюзеляжи, оперение); в последнем случае нагрузка достигается нагружением детали сыпучими телами (песок, дробь) по определенному закону или соответствующей рычажной системой.



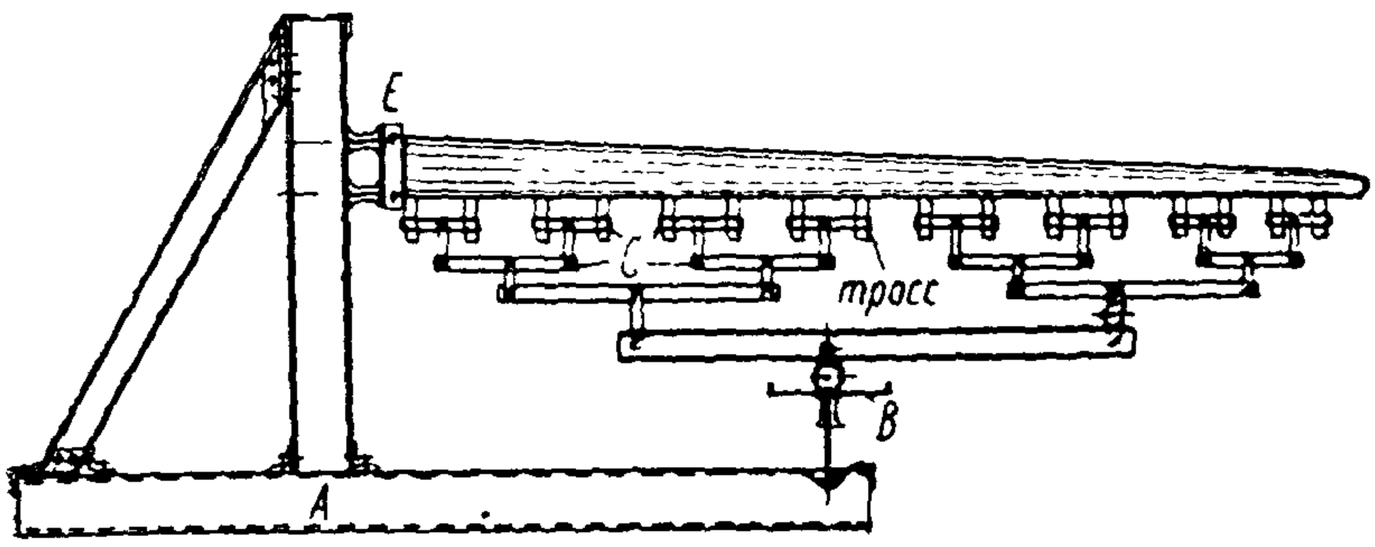
Фиг. 5_2.

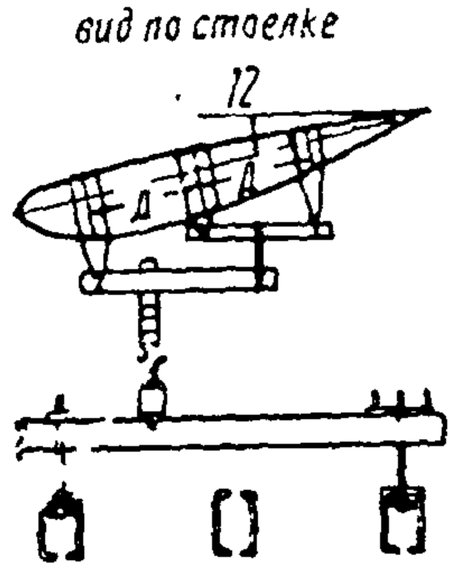
На фиг. 5_2 представлена установка для испытания на случай *A*. Самолет располагается в перевернутом виде с необходимым углом наклона крыльев. В передней и задней части фюзеляж подпирается специальными козелками, опорные места которых не должны повреждать соприкасающиеся части фюзеляжа. При нагружении крыльев испытанию подвергаются не только сами крылья, но и их крепления к фюзеляжу. Усилия, передающиеся через эти узловые точки на конструкцию фюзеляжа, распределяются по прилежащим элементам последнего. Это распределение должно возможно точнее соответствовать действительному, так как в случае искажения может произойти перенагружение какой-либо части и преждевременное ее разрушение.

Для того чтобы элементы фюзеляжа работали правильно, все его части должны быть нагружены теми силами, которые в полете являются реакциями по отношению к аэродинамическим силам, действующим на крылья. Это будут инерционные силы и веса различных грузов и частей конструкции самолета, действующие в полете вертикально вниз.

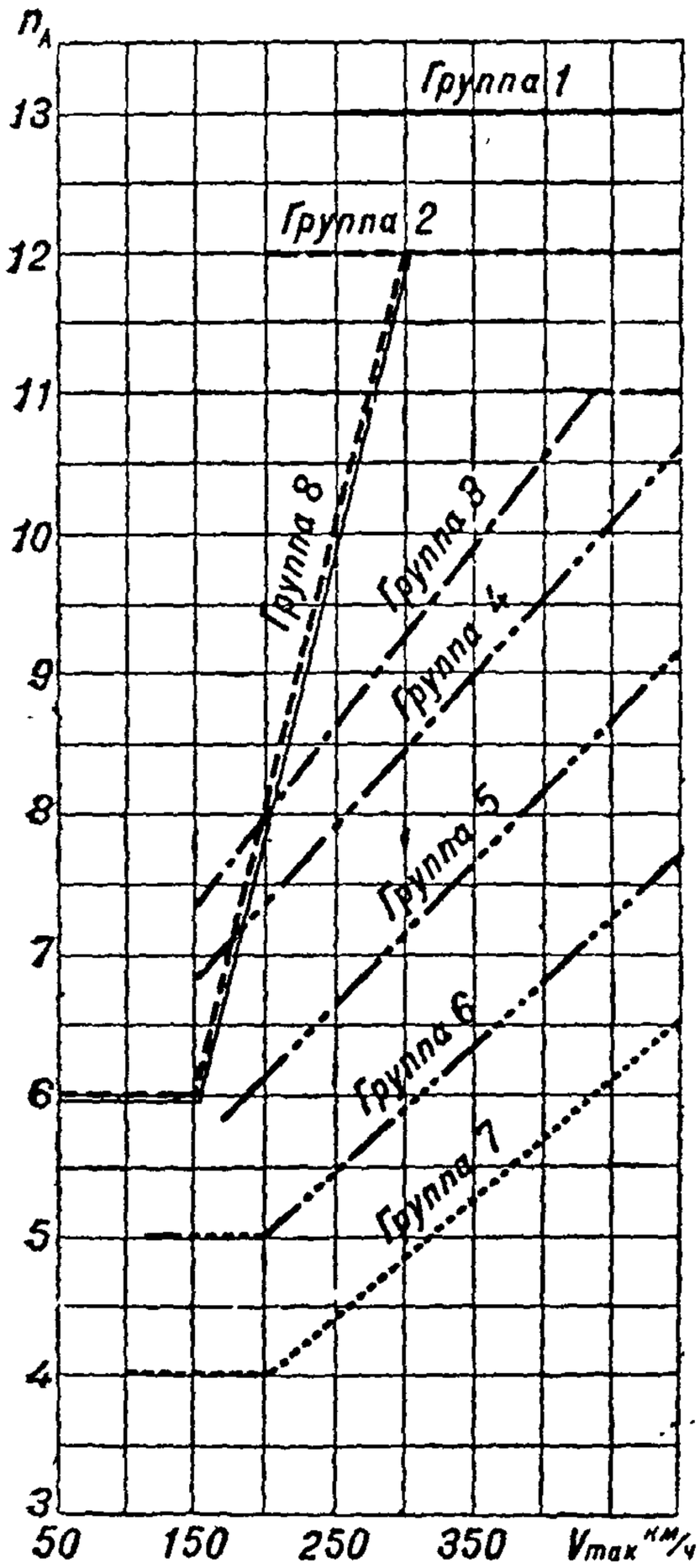
В условии статического испытания их приходится прилагать в обратном направлении, т. е. вверх. Кроме того, вполне естественно, что совершенно невозможно учесть каждый груз и вес каждой части отдельно и на ее месте приложить силу. Приходится объединять соседние грузы и прикладывать одну суммарную силу.

На фиг. 5_2 эти разгружающие силы приложены при помощи тросов, действующих на рычаги с подвешенными платформами для груза. При таком объединении грузов происходит некоторое отклонение от действительного распределения сил в элементах фюзеляжа, могущее привести к преждевременному разрушению какого-нибудь из них. Что же касается самих крыльев и их крепления

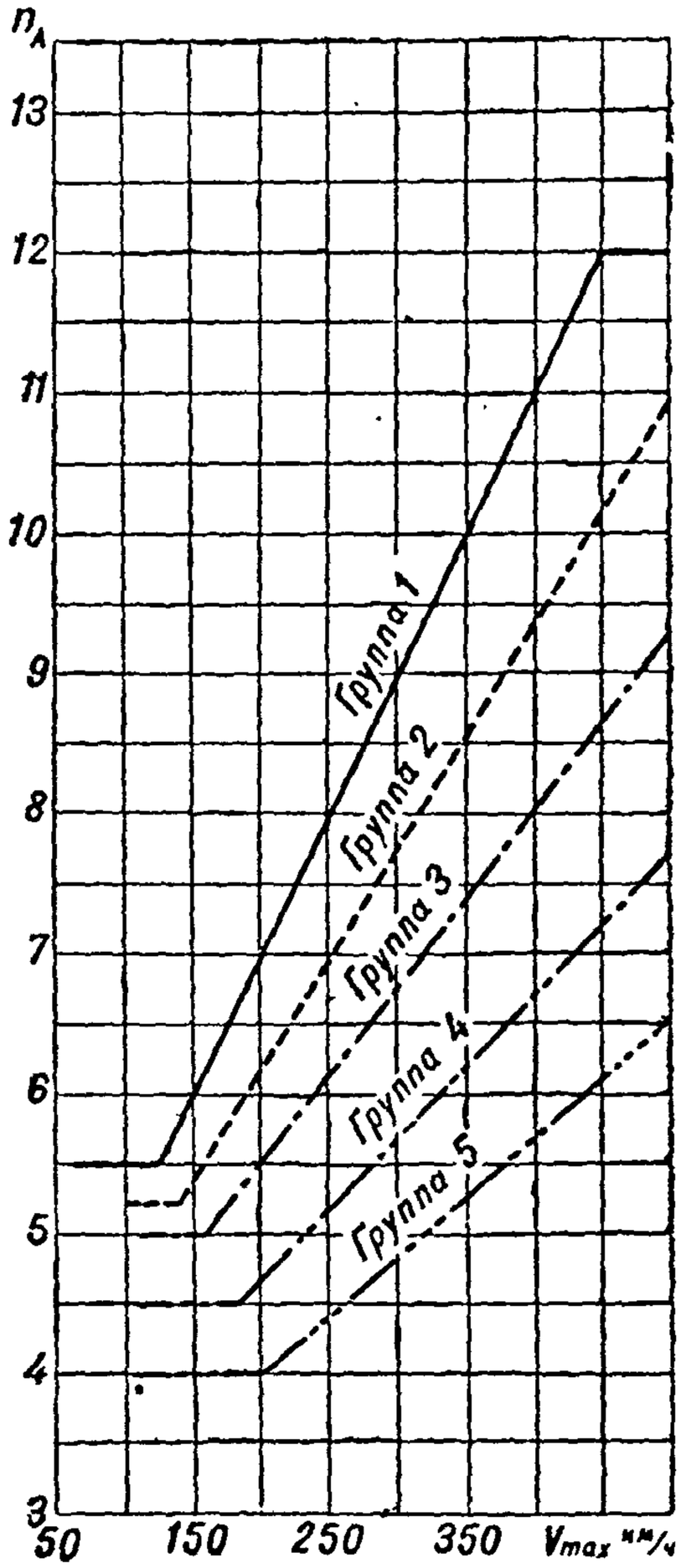




Фиг. $5a_2$.



Фиг. $5b_2$. Перегрузка военных самолетов в зависимости от группы и скорости.



Фиг. $5c_2$. Перегрузка гражданских самолетов в зависимости от группы и скорости.

к фюзеляжу, то этот способ дает достаточно точные и близкие к действительности условия испытания.

На фиг. $5а_2$ представлена установка для испытания крыла самолета АТ-1.

§ 4_2. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ ДЛЯ КРЫЛЬЕВ

Для определения прочности крыльев служат следующие случаи нагружения.

Случай A_k. Криволинейный полет при угле наибольшей подъемной силы. Коробка крыльев рассматривается в положении, соответствующем первой наибольшей подъемной силе всей коробки.

Центр парусности и наклон равнодействующей воздушных сил определяются из продувки или аэродинамического расчета.

Величина нагрузки равна:

$$P = n_A (G - G_{кр}), \qquad (1_2)$$

где G — вес самолета и $G_{кр}$ — вес крыльев;

n_A — перегрузка случая A, берется по графикам или формулам, соответствующим группе самолета, в зависимости от максимальной горизонтальной скорости самолета, получаемой на любой высоте полета (табл. 2_2 и 3_2).

Принимается во внимание нагрузка (разгрузка) от находящихся на крыльях агрегатов по наиболее невыгодному варианту. Направление нагрузки от агрегатов разрешается принимать приближенно параллельным равнодействующей воздушных сил.

При распределении нагрузки следует руководствоваться указаниями § 6_2 и 7_2.

ТАБЛИЦА 2_2

Гражданские самолеты

Группа	№ графика	Формула	Примечание
I	По графику фиг. $5а_2$	$n_A = \frac{20}{1000} V_{max} + 3{,}0$	n_A меньше 5,5 и больше 12 не берется
II		$n_A = \frac{15{,}8}{1000} V_{max} + 3{,}0$	n_A меньше 5,25 не берется
III		$n_A = \frac{12{,}5}{1000} V_{max} + 3{,}0$	n_A меньше 5 не берется
IV		$n_A = \frac{10}{1000} V_{max} + 2{,}7$	n_A меньше 4,5 не берется
V		$n_A = \frac{8{,}5}{1000} V_{max} + 2{,}3$	n_A меньше 4 не берется

Случай B_k. Криволинейный полет на малых углах атаки. Положение и направление равнодействующей получается из продувки или из аэродинамического расчета для такого угла атаки, при котором коэфи-

ТАБЛИЦА 3₂

Военные самолеты

Группа	№ графика	Формула	Примечание
I	По графику фиг. $5b_2$	$n_A = 13$, независимо от скорости самолета	
II		$n_A = 12$, независимо от скорости самолета	
III		$n_A = \frac{12{,}75}{1000} V_{max} + 5{,}45$	больше 11 не берется
IV		$n_A = \frac{11{,}1}{1000} V_{max} + 5{,}05$	
V		$n_A = \frac{10{,}05}{1000} V_{max} + 4{,}15$	
VI		$n_A = \frac{9{,}04}{1000} V_{max} + 3{,}2$	n_A меньше 5 не берется
VII		$n_A = \frac{8{,}5}{1000} V_{max} + 2{,}3$	n_A меньше 4 не берется
VIII		$n_A = \frac{40}{1000} V_{max}$	n_A меньше 6 и больше 12 не берется

циент подъемной силы составляет 0,2 от коэфициента $C_{y\,max}$, соответствующего случаю A_k.

Если при этом центр давления находится в первой половине хорды, он условно принимается на середине хорды.

Величина нагрузки

$$P = n_B (G - G_{кр}). \qquad (2_2)$$

n_B берется согласно нижеследующей таблице, в соответствии с перегрузкой случая A_k.

ТАБЛИЦА 4₂

n_A	n_B	n_A	n_B
13	7,5	8	5,0
12	7	7	4,5
11	6,5	6	4
10	6	5	3,25
9	5,5	4	3

При распределении нагрузки следует руководствоваться указаниями § 6_2 и 7_2.

Указания о нагрузках от находящихся на крыльях агрегатов, сделанные в случае A, остаются в силе и для случая B_k.

Случай C_k. Пикирование. Рассматривается пикирование при нуле подъемной силы. На крыло (коробку крыльев) действуют скручивающий момент M и лобовая сила X, причем

$$M = f\frac{C_m}{C_{xc} + C_{xв}} \cdot Gt, \qquad (3_2)$$

$$X = f\frac{C_{x\,кр}}{C_{xc} + C_{xв}} \cdot G, \qquad (4_2)$$

где f — коэфициент безопасности, равный 2;
C_m — коэфициент момента крыла для нуля подъемной силы;
$C_{x\,кр}$ — коэфициент сопротивления крыльев;
C_{xc} — коэфициент сопротивления самолета;
$C_{xв}$ — коэфициент сопротивления винта;
G — общий вес самолета;
t — хорда того крыла, для которого определяется момент и к которой (хорде) отнесен C_m при продувке.

Коэфициенты C_x берутся также для нуля подъемной силы. Коэфициент C_{xc} включает в себе коэфициенты сопротивления всех частей самолета, кроме винта.

Коэфициент сопротивления винта $c_{xв}$, отнесенный к площади крыльев, определяется по формуле:

$$c_{xв} = c_p\frac{F}{S} \cdot a, \qquad (5_2)$$

где $F = \frac{\pi}{4}(D^2 - d^2)$ — ометаемая винтом площадь,
D — диаметр винта;
d — диаметр втулки или обтекателя;
S — площадь крыльев;
$a = z\frac{b_{ср}}{D}$ — средняя относительная ширина всех лопастей;
z — число лопастей;
$b_{ср}$ — средняя ширина лопасти, вычисленная по формуле:

$$b_{ср} = \frac{\text{развернутая поверхность лопасти}}{\text{радиус винта}},$$

или как среднее арифметическое ширины сечений лопасти на нескольких радиусах;
c_p — коэфициент отрицательной тяги винта, принимаемый равным 0,26 при $h = 0{,}9$ и 0,34 при $h = 0{,}5$; промежуточные значения коэфициента берутся пропорционально изменению относительно шага $h = \frac{H}{D}$, т. е. по формуле:

$$c_q = 0{,}26 + 0{,}2\ (0{,}9 - h),$$

если винт переменного шага h берется на радиусе 0,35 D.

Нагрузка на хвост P' уравновешивается инерционными силами поступательного движения самолета в направлении силы P', причем нагрузка каждой материальной точки веса ΔG равна:

$$n\Delta G = \frac{P'}{G}\Delta G, \qquad (6_2)$$

где P' — нагрузка на горизонтальное оперение, равная $2\frac{M'}{l}$;

M' — момент всего самолета относительно его центра тяжести, принимаемый по продувке модели всего самолета без горизонтального оперения;
ΔG — вес каждой элементарной части или груза самолета;
G — полный вес самолета;
l — расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения.

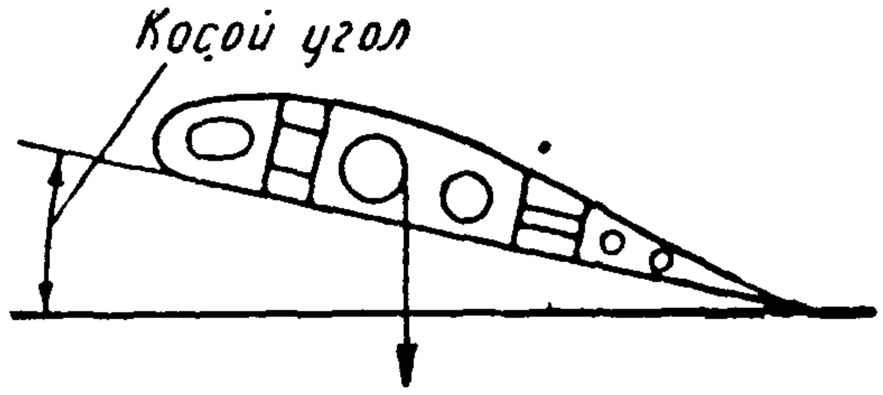
Примечание 1. Для самолетов, пикирующих до ограниченной скорости $V_{о.п}$, нагрузка на крылья определяется по формулам:

$$\left.\begin{aligned} M &= f \cdot c_m \rho S \cdot (1{,}3 V_{о.п})^2 t, \\ X &= f \cdot C_{x\,кр}\, \rho S \cdot (1{,}3 V_{о.п})^2 \end{aligned}\right\} \qquad (7_2)$$

Обозначения прежние; кроме того:
ρ — плотность массы воздуха у земли;
S — площадь крыльев.

Примечание 2. Для самолетов, совсем не пикирующих, рассматривается случай планирования на наибольшей скорости с одновременным резким отклонением элеронов на 5°.

Принимается во внимание нагрузка от агрегатов, направленная параллельно лобовому сопротивлению X. При распределении нагрузки руководствоваться указаниями § 6 и 7_2.



Фиг. 6_2.

Случай D_k. Криволинейный полет с нагружением крыльев сверху. Положение и направление равнодействующей воздушных сил определяется из продувки при наибольшем отрицательном значении коэфициента подъемной силы C_y крыла (или коробки крыльев).

Величина нагрузки

$$P = n_D \cdot (G - G_{кр}). \qquad (8_2)$$

Перегрузка n_D определяется по формуле:

$$n_D = n_A \cdot \frac{C_{yD}}{C_{yA}}, \qquad (9_2)$$

где n_D — перегрузка в случае D_k;
n_A — перегрузка в случае A_k;
C_{yD} — коэфициент подъемной силы в случае D_k;
C_{yA} — коэфициент подъемной силы в случае A_k.

Для самолетов, не летающих на спине, перегрузка уменьшается на величину 0,5, т. е. определяется по формуле:

$$n_D = n_A \cdot \frac{C_{yD}}{C_{yA}} - 0{,}5. \qquad (10_2)$$

Для всех групп, кроме 5, VII, меньше 2,5 перегрузка не берется.
Для групп 5, VII перегрузка не берется меньше 2.

Случай E_k. Резкая посадка. В этом случае (фиг. 6_2) крылья испытывают нагрузку, кратную весу их собственному и находящихся в них агре-

гатов. Прочность крыльев проверяется во всех случаях посадки в соответствии с нормами для шасси. Для морских самолетов случай E_k рассматривается в соответствии со случаями посадок морских самолетов.

Дополнительные случаи:

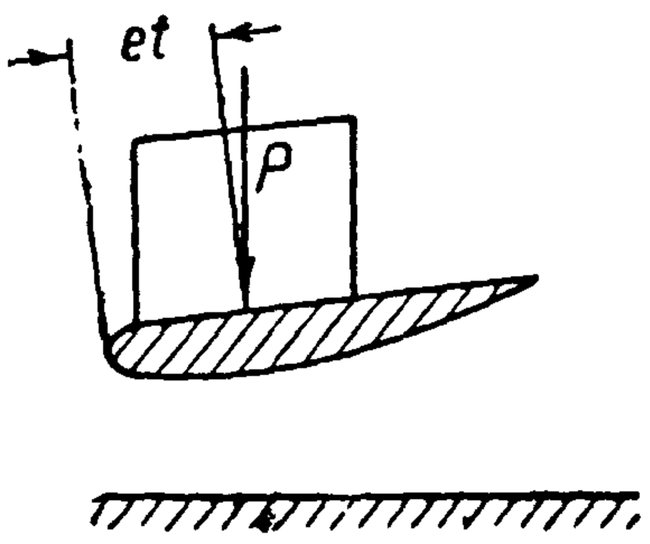
1. Несимметричная нагрузка в полете соответственно случаям *A* и *B*, причем на одном крыле предполагается полная нагрузка случая *A* или *B*, а на другом — нагрузка на 20% меньшая.

2. Нагружение крыльев от других частей самолета. Если с крыльями конструктивно связаны другие части самолета (шасси, моторные установки и др.), то крылья должны проверяться под нагрузками от этих частей в случаях, нормированных для последних.

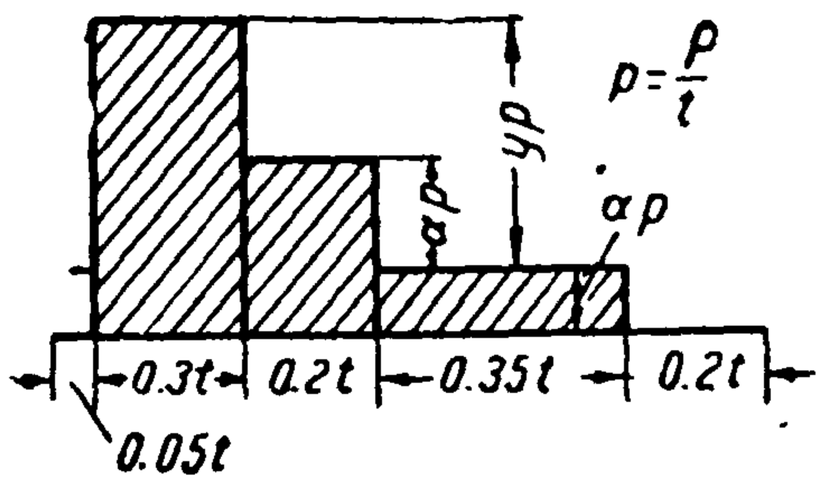
3. Внезапная встреча самолета с воздушным потоком, нормальным к направлению скорости самолета. Нагрузка определяется согласно немецким нормам с учетом коэфициента безопасности 1,5.

§ 5_2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО ХОРДЕ ПЛАНОВ

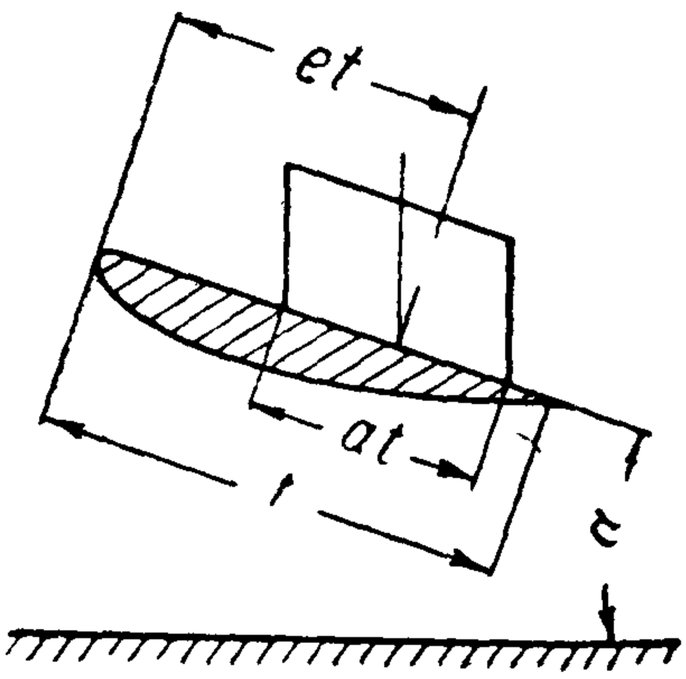
При распределении нагрузки по хорде при проверке прочности крыльев рекомендуется придерживаться результатов продувки. При испытании крыльев допускается упрощение схем загружения с тем непремен-



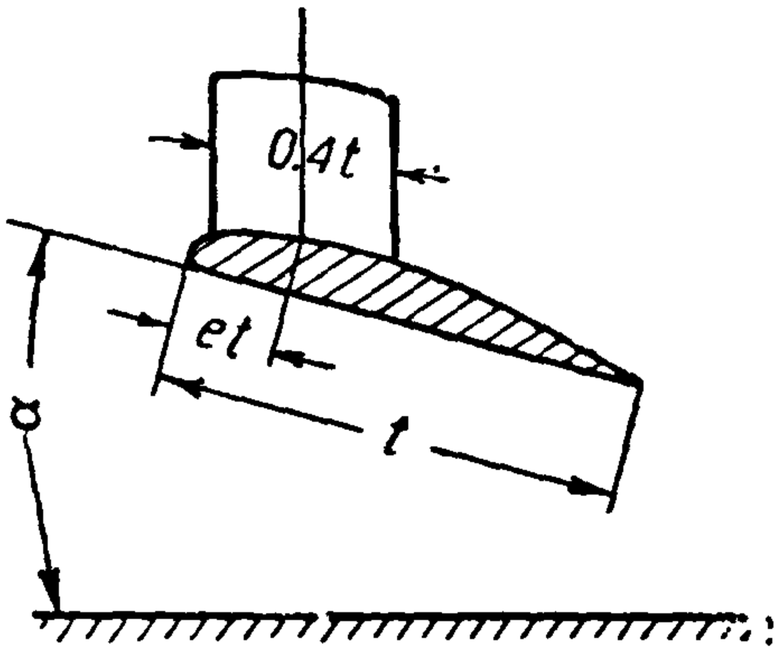
Фиг. 7_2.



Фиг. 8_2.



Фиг. 9_2.



Фмг. 10_2.

ным условием, чтобы центр тяжести нагрузки и направление ее совпадали с центром парусности и направлением воздушных сил. При этом нагрузка по упрощенной схеме не должна вызывать местных загрузок, преждевременно обусловливающих местные разрушения деталей конструкции. В качестве примерных, но не обязательных, приводятся следующие упрощенные схемы распределения нагрузки по хорде при статических испытаниях для простейших крыльев.

Случай A_k. Нагрузка распределяется согласно фиг. 7_2 или составляется схема нагружения, производная от схемы фиг. 16_2 с соблюдением условия прохождения равнодействующей через центр парусности. Одна из таких схем показана на фиг. 8_2.

Случай B_k. Распределение нагрузки по хорде можно принимать равномерным на отрезке 0,5 ее длины, с тем чтобы равнодействующая проходила через центр парусности (фиг. 9_2). Для больших самолетов следует уточнить схему загрузки крыла с возможным приближением к схеме фиг. 17_{A2} и 17_{B2}.

Случаи D_k. Распределение нагрузки по хорде можно принимать равномерным на длине приблизительно 0,4 хорды, с тем чтобы равнодействующая проходила через центр парусности (фиг. 10_2). Для больших самолетов следует уточнять схему загрузки с возможным приближением к фиг. 19_2.

§ 6_2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ ПО РАЗМАХУ

Для всех крыльев должны строиться кривые распределения нагрузки по продувке или по теории индуктивного сопротивления.

Для крыльев, имеющих одинаковые углы установки и профиль по всему размаху, распределение нагрузок по размаху, если не имеется продувок, можно производить по приведенным ниже формулам.

Случаи A_k, B_k и D_k. Нагрузка по размаху во всех случаях распределяется пропорционально хорде по формуле:

$$q = p't, \qquad (11_2)$$

где q — погонная нагрузка;

p' — средняя удельная нагрузка, равная $\frac{G}{S}$;

G — общая нагрузка;

S — площадь крыльев;

t — хорда крыла.

Случай C_k. Лобовая нагрузка распределяется по размаху, как и выше, пропорционально хорде, а крутящий момент — пропорционально квадрату хорды по формуле:

$$m = \frac{M}{C} t^2, \qquad (12_2)$$

где m — погонный момент;

M — общий крутящий момент крыла;

$$C = \int_0^l t^2 dl; \qquad (13_2)$$

l — размах;

t — хорда крыла.

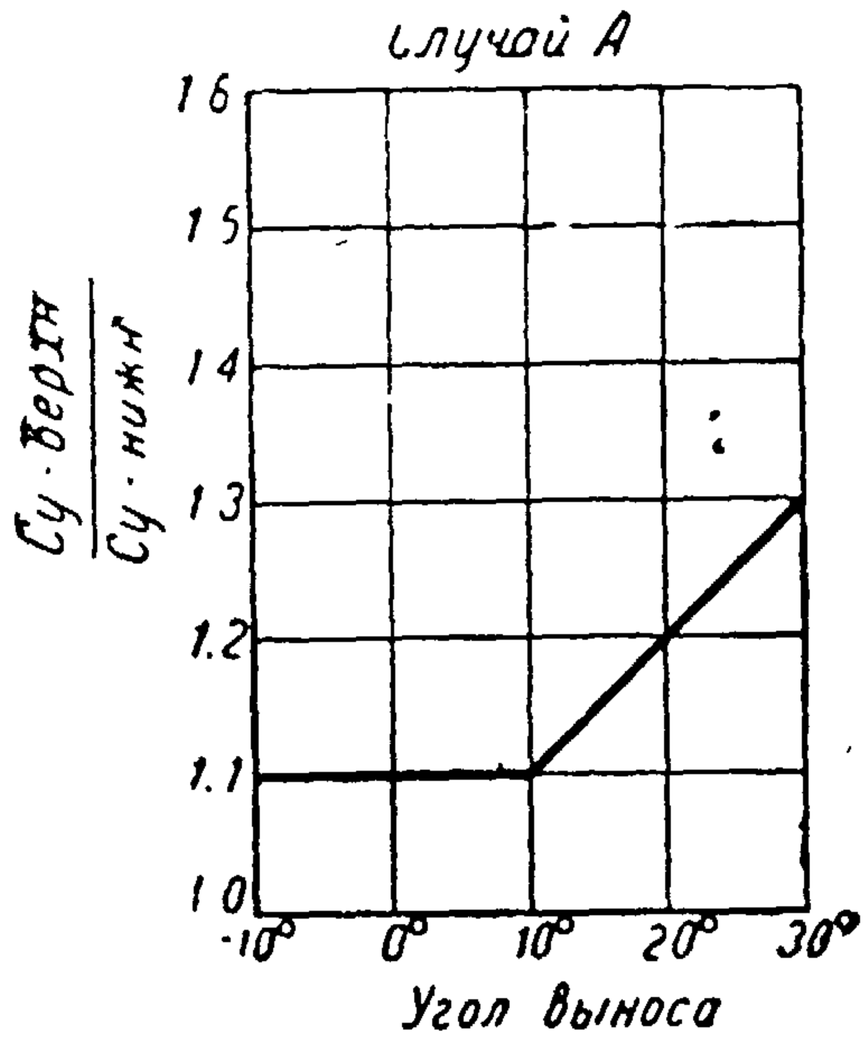
Случай E_k. Распределение нагрузки соответствует распределению весов находящихся на крыле агрегатов и весу крыльев по размаху.

С целью учета возможного (по сравнению с нормированным) падения воздушной нагрузки на конце крыла для отдельных лонжеронов при стоечных (несвободнонесущих) конструкциях крыльев следует проверить прочность передних лонжеронов при изгибающем консольном их моменте, уменьшать на 20% по сравнению с определяемым при распределении нагрузки по нормам для всех полетных случаев.

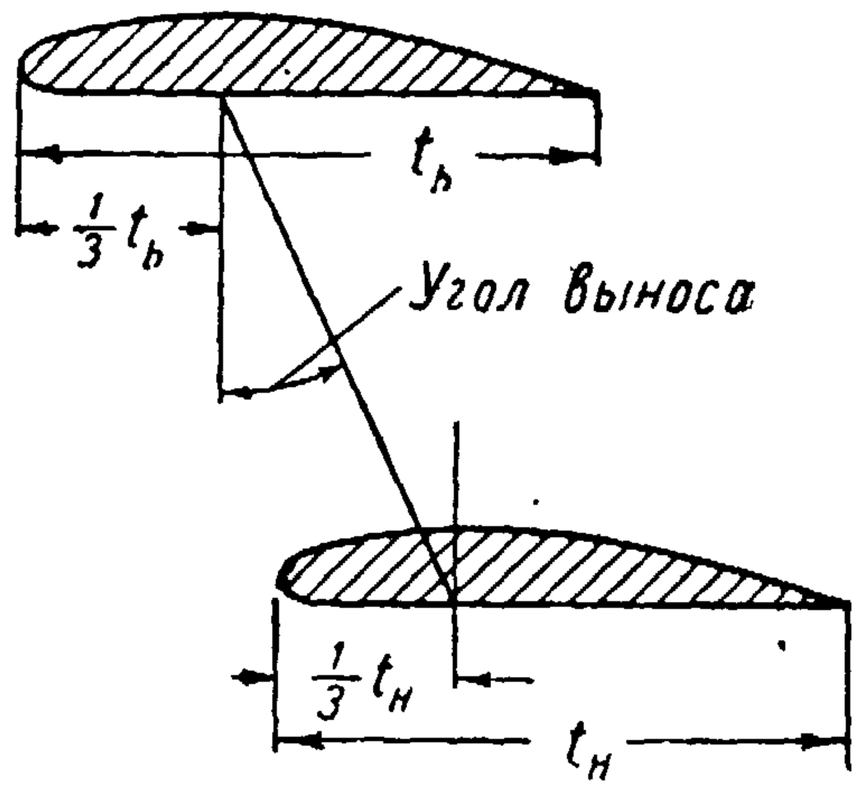
§ 7_2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ МЕЖДУ ПЛАНАМИ

Коробки крыльев

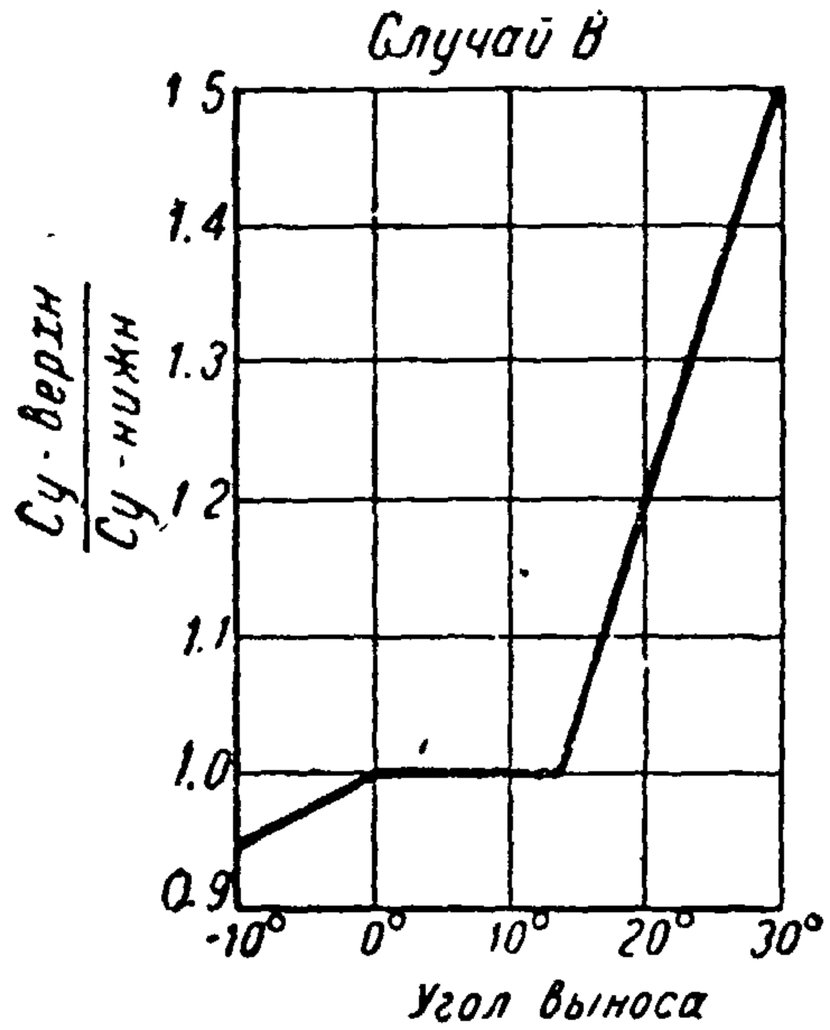
Приводимые правила распределения нагрузки между планами биплана применимы для чистого биплана с крыльями одинакового профиля и одинаковыми углами их установки, если нет продувок. Для всех коробок крыльев, имеющих разные углы установки планов, скрученные планы, полутораплаиы, переменный профиль по размаху,



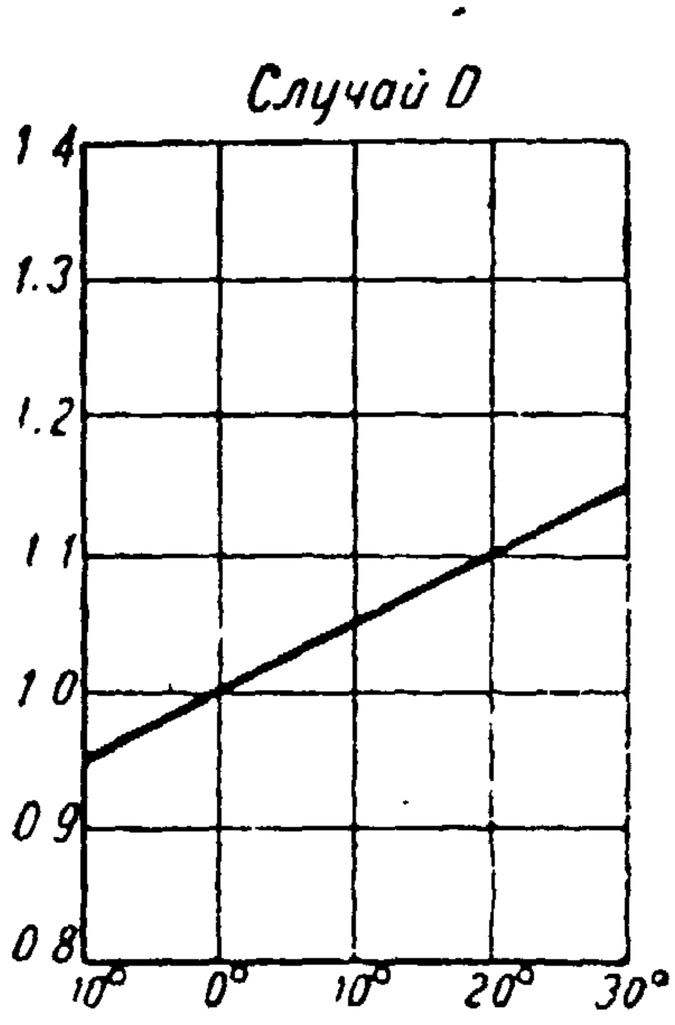
Фиг. 11_2.



Фиг. 12_2.



Фиг. 13_2.



Фиг. 14_2.

распределение нагрузки между планами следует брать по продувке или вычислять по теории индуктивного сопротивления.

Случай $A_к$. Распределение нагрузки между планами берется в зависимости от угла выноса по графику фиг. 11_2. Понятие угла выноса ясно из фиг. 12_2.

Случай $B_к$. Распределение нагрузки между планами берется по графику фиг. 13_2.

Случай C_k. Распределение нагрузки между планами берется пропорционально площадям планов.

Случай D_k. Распределение нагрузки — по графику фиг. 14_2.

Случай E_k. Распределение нагрузки между планами берется пропорционально весу планов и находящихся на них агрегатов.

§ 8_2. РАЗРЕЗНЫЕ КРЫЛЬЯ

Разрезные крылья должны удовлетворять по прочности случаям A_k, B_k, C_k, D_k и E_k, перечисленным в § 4_2, причем разрезные элементы считаются полностью закрытыми и закрылки — нейтральными.

Кроме того, вводятся дополнительные случаи.

Случай A_k'. Криволинейный полет при угле наибольшей подъемной силы внутренней части разрезного крыла. При этом разрезные элементы концевой части предполагаются полностью закрытыми, а закрылки и элероны—нейтральными.

В случае, если внутренняя часть разрезная и имеет закрылки, при определении угла атаки закрылки считать отклоненными на угол

$$\delta_3 = 0{,}75\ \delta_{3\,max},$$

где $\delta_{3\,max}$ — наибольший угол отклонения закрылков.

При наличии на концевой части крыла автоматических незапирающихся предкрылков их следует считать полностью открытыми.

Перегрузка n_A берется та же, что и в случае A_k.

Случай A_k''. Криволинейный полет при угле наибольшей подъемной силы концевой части разрезного крыла. Разрезные элементы внутренней части считаются полностью закрытыми — нейтральными.

При этом рассматриваются два случая угла атаки крыла.

Первый угол соответствует $C_{y\,max}$ разрезной концевой части.

Перегрузка принимается равной $^2/_3$ перегрузки случая A_k.

Второй угол атаки соответствует $C_{y\,max}$ исходного неразрезного профиля. Перегрузка принимается та же, что и в случае A_k.

Из этих двух случаев выбирается тот, который дает наибольшее нагружение концевой части.

При наличии на внутренней части крыла автоматических незапирающихся предкрылков, их следует считать полностью открытыми, а перегрузку принимать в обоих случаях угла атаки ту же, что и в случае A_k.

В случае наличия на концевой части элеронов закрылков угол их отклонения при определении C_y концевой части в обоих случаях угла атаки считать равным $\delta_3 = 0{,}5\ \delta_{3\,max}$, а перегрузку брать ту же, что и в случае A_k.

Случай B_k'. Криволинейный полет на малых углах атаки. Угол атаки соответствует $0{,}2\ C_{y\,max}$ внутренней части; пользуются той же полярой, что и в случае A_k'.

Случай рассматривается для возможных положений разрезных частей в соответствии с наиболее задним положением центра давления, причем только для схем с закрылками.

Перегрузка n_B берется та же, что и в случае B_k.

Клапаны типа Нортроп учитываются при проверке прочности крыла аналогично закрылкам.

Распределение нагрузки по крылу производится приближенно без учета влияния разрезной части на неразрезную для одного крыла, но с учетом бипланного эффекта для бипланов.

Распределение нагрузки между планами биплана делается на основании продувки или аэродинамического расчета.

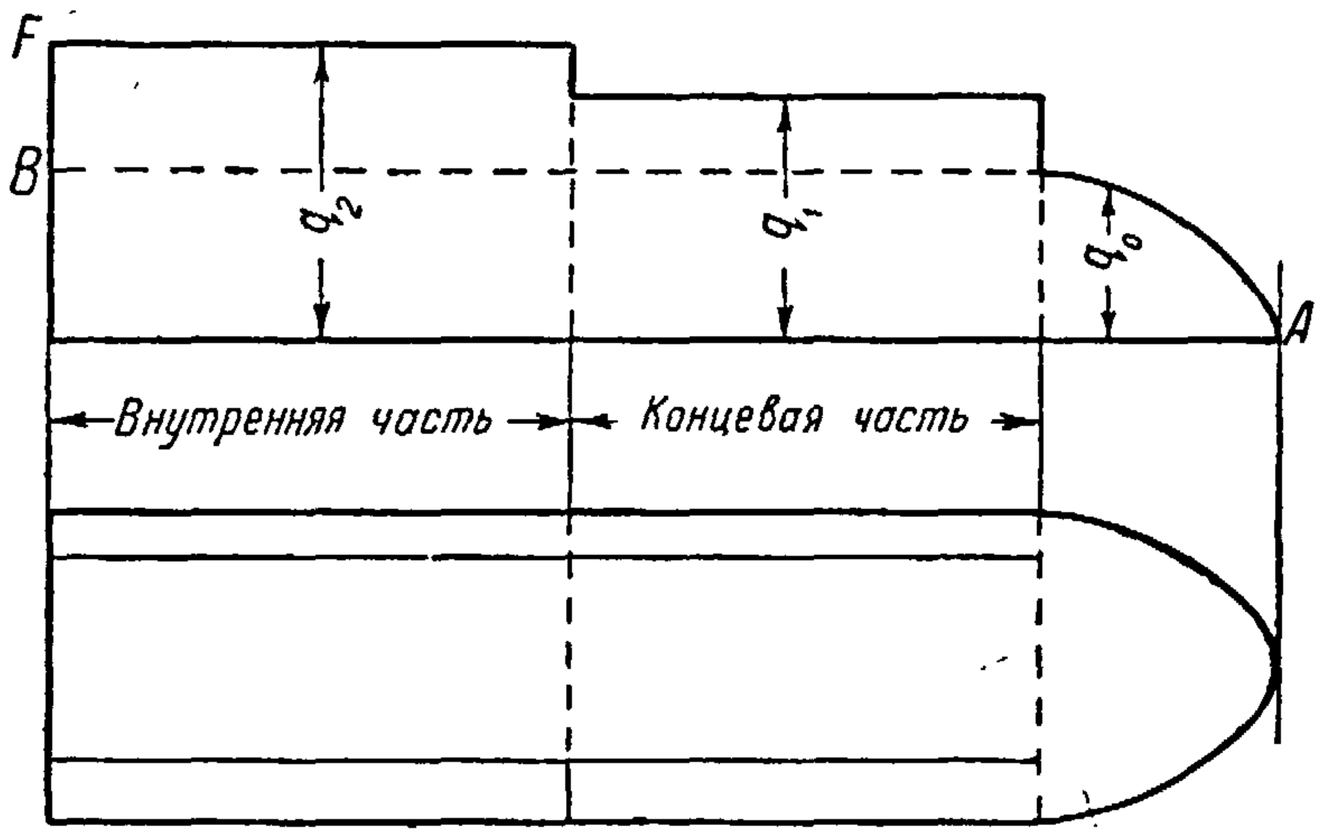
Основная кривая распределения нагрузки по размаху по конфигурации та же, что и для неразрезного крыла (фиг. 15_2) ординаты q_0.

В местах, соответствующих началу и концу работающих разрезных элементов, делаются уступы. Отношение ординат равно отношению соответствующих C_y для одного и того же сечения крыла, т. е.:

$$q_0 : q_1 : q_2 = C_{y0} : C_{y1} : C_{y2},$$

где C_{y0} — коэфициент подъемной силы для крыла исходного неразрезного профиля; C_{y1} и C_{y2} — то же, для соответствующих сечений разрезного крыла в предположениии, что все крыло имеет профиль, аналогичный рассматриваемому сечению.

Суммарная площадь кривой погонных нагрузок (площадь FAB, фиг. 15_2) должна равняться всей нагрузке на крыло.



Фиг. 15_2.

Нагрузка, приходящаяся на разрезные элементы, передается на основное крыло в виде сосредоточенных усилий в местах крепления.

Распределение нагрузки по хорде принимается на основании продувки на распределение давления по крылу данного типа. Положение центра давления и направление равнодействующей воздушных сил берутся для каждого сечения при продувке в предположении, что профиль рассматриваемого сечения распространяется на все крыло.

Центр давления части крыла с открытым предкрылком и нейтральным элероном (закрылком) при отсутствии продувок приближенно разрешается принимать на 20% хорды крыла, считая хорду вместе с предкрылком в закрытом положении.

§ 9_2. ЭЛЕМЕНТЫ И МЕХАНИЗМЫ РАЗРЕЗНЫХ КРЫЛЬЕВ

Предкрылки и их установки. Предкрылок должен выдержать нагрузку, приходящуюся на него как на часть крыла в случаях A_k, B_k, C_k и D_k (т. е. при закрытом его положении).

В открытом состоянии предкрылок проверяется с коэфициентом надежности $f = 2$ при полете на скорость, соответствующем случаям A_k и B_k, причем рассматриваются те случаи, при которых предкрылок может оказаться открытым.

Нагрузка на предкрылок определяется по формуле:

$$P = fC_{y\,\text{пр}} \cdot \rho S_{\text{пр}} V^2, \qquad (14_2)$$

где $C_{y\,\text{пр}}$ — максимальный коэфициент подъемной силы предкрылка;

$S_{\text{пр}}$ — площадь предкрылка.

Скорость V в случае A_k равна

$$V_A = \sqrt{\frac{n_A G}{2\,C_{y\,\max}\,\rho S}},$$

где n_A — перегрузка случая A_k;

$C_{y\,\max}$ — максимальный коэфициент подъемной силы неразрезного профиля;

$\rho = \frac{1}{8}$;

S — площадь крыла.

В случае B_k

$$V_B = \sqrt{\frac{n_B G}{2 \cdot 0{,}2 C_{y\max}\,\rho S}}.$$

Центры давления и положение равнодействующей воздушных сил, действующих на предкрылок, берутся по продувке на распределение давления по хорде предкрылка. При отсутствии этих продувок центр давления на предкрылке в случаях A_k' и A_k'' следует принимать на 38% хорды предкрылка; угол между хордой предкрылка и направлением равнодействующей воздушных сил на него принимается в 90°, а распределение нагрузки по хорде—по закону трапеции.

Закрылки и их установки. Закрылки нагружаются, как элероны — см. § 11_2.

Клапаны типа Нортроп нагружаются нагрузкой элеронов, увеличенной в 1,25 раза.

Прочность интерсептора проверяется в случае A_k'' с коэфициентом надежности $f = 3$ *при скорости, соответствующей случаю* A_k''.

Коэфициент нормальной силы, действующей на интерсептор, принимается равным $c_n = 0{,}55$ и центр давления — на 50% хорды интерсептора; хорда интерсептора при этом нормальна к кривой очертания профиля крыла в точке крепления интерсепторов.

§ 10_2. НЕРВЮРЫ

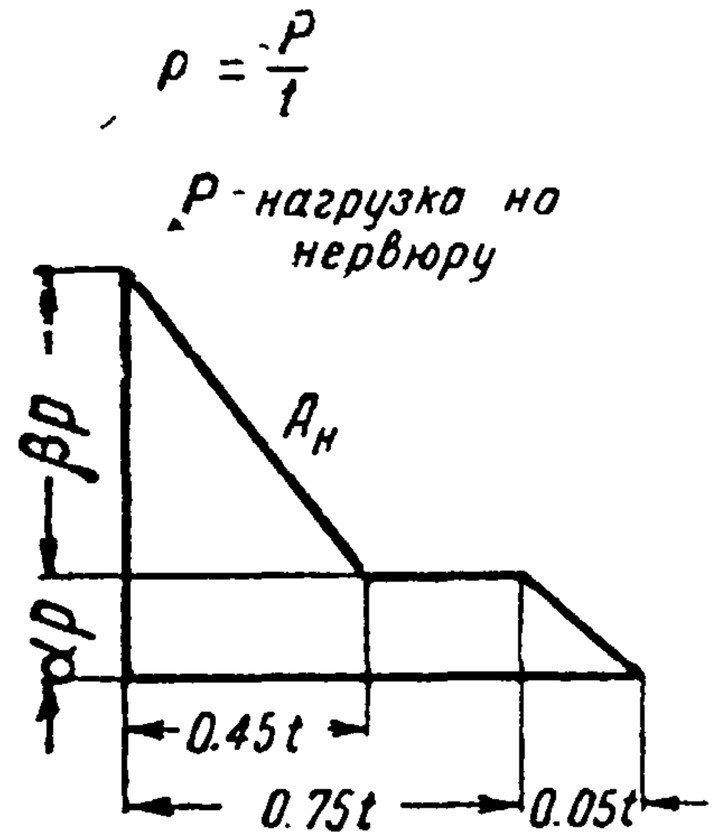
Проверка прочности нервюр производится на случаи $A_н$, $B_н$, $C_н$ и $D_н$ а также на случаи, расчетные для элементов, подходящих к нервюре (на нее опирающихся). При подсчете нагрузки на нервюру учитываются силы, действующие на нервюру как элемент конструкции крыла. Схема испытания выбирается с учетом поддерживающего эффекта обшивки крыла.

При определении поперечной нагрузки на нервюру вес крыльев во всех полетных случаях не вычитается. Распределение нагрузки производится по данным продувок. Если продувок не имеется, можно пользоваться приведенными далее схемами. В последнем случае нагрузка прикладывается в направлении, перпендикулярном к хорде дужки.

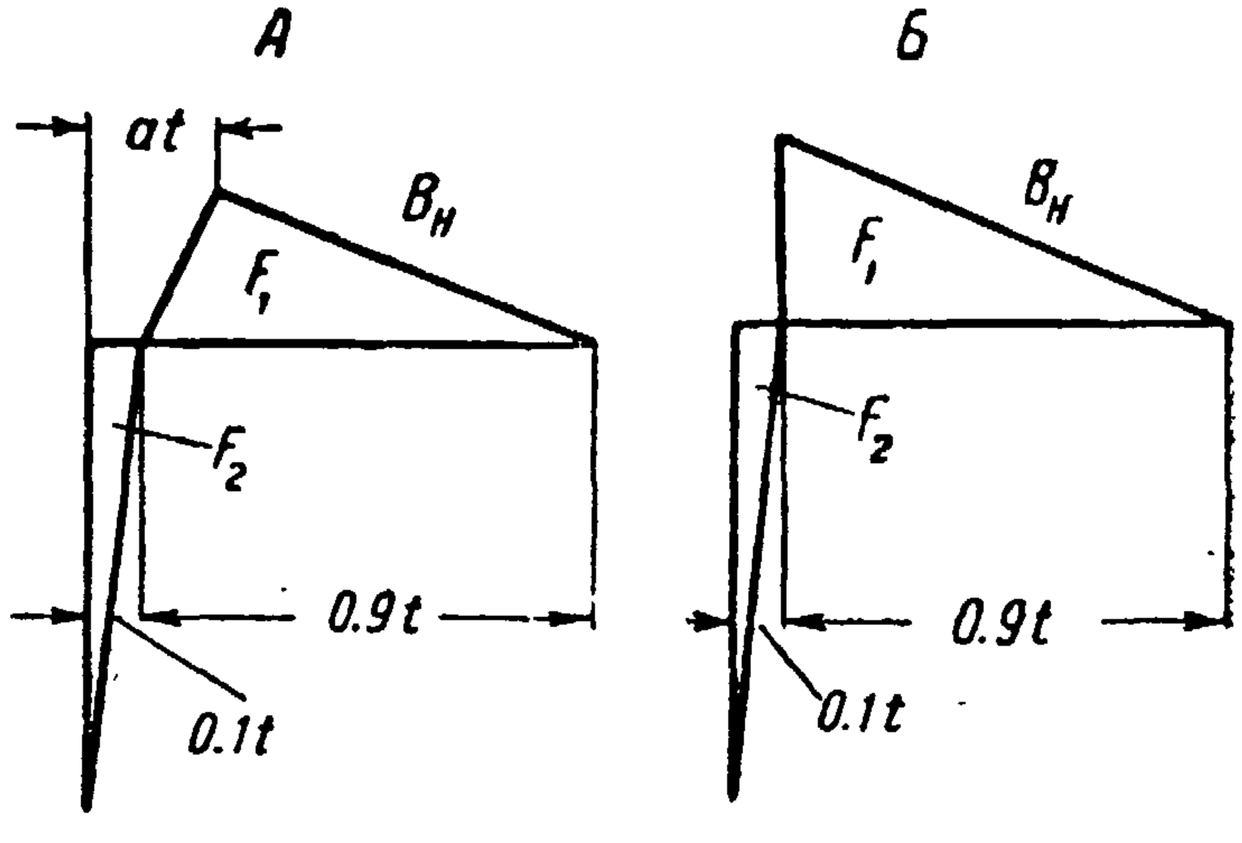
Случай $A_н$ соответствует случаю $A_к$. Нагрузка по хорде распределяется согласно фиг. 16_2. Значения α и β получаются из формул:

$$\alpha = \frac{2l - 0{,}3}{0{,}508} \quad \text{и} \quad \beta = \frac{1 - 0{,}875\alpha}{0{,}225}, \qquad (14_2')$$

где l — расстояние центра давления от носка дужки в долях хорды.



Фиг. 16_2.



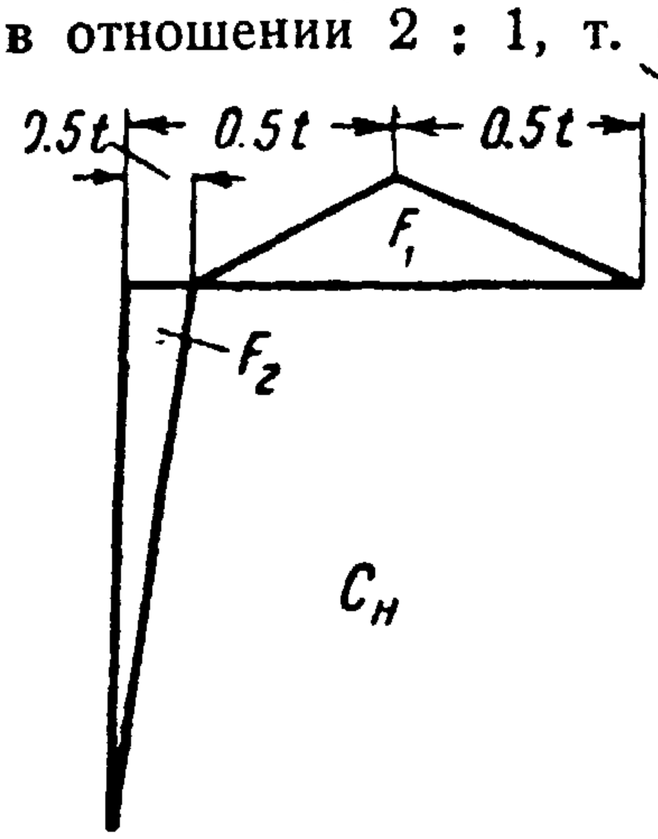
Фиг. 17_2.

Вся нагрузка распределяется между верхней и нижней частями дужки в отношении 2 : 1, т. е. на верхнюю часть передается две трети нагрузки (разрежение), а на нижнюю — одна треть (давление).

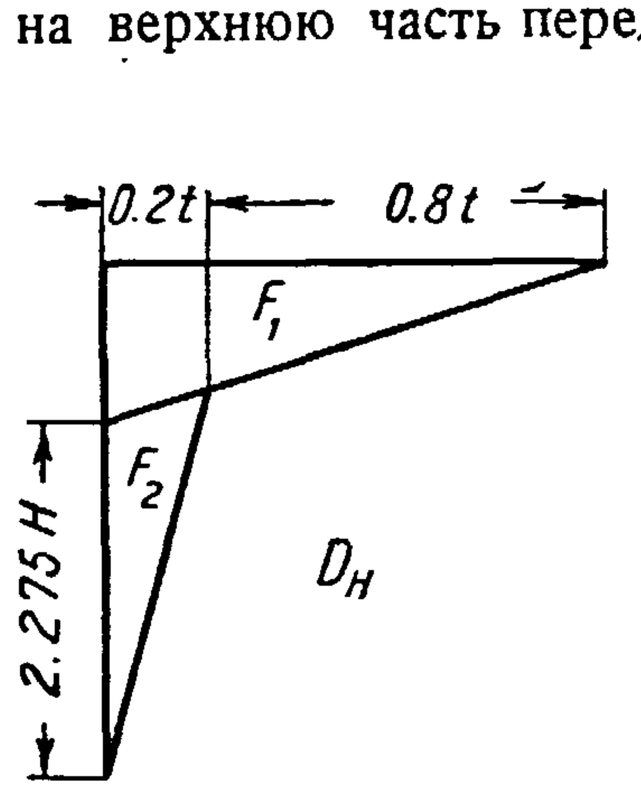
Случай $B_н$ соответствует случаю $B_к$. Нагрузка распределяется согласно фиг. 17_{A2}.

Грузовые площади F_1 и F_2, разность которых $F_1 - F_2$ соответствует нагрузке на одну нервюру, берутся в отношении:

$$F_1 : F_2 = 3,$$



Фиг. 18_2.



Фиг. 19_2.

причем к верхней части относится F_1 (разрежение) и $0{,}4F_2$ (давление), а $0{,}6F_2$ — к нижней части (разрежение).

Величина at определяется с таким расчетом, чтобы равнодействующая проходила через центр давления.

Если $l < 0{,}585$, то следует пользоваться схемой фиг. $17_{Б2}$, определяя отношение по формуле:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{30l - 1}{30l - 12}. \qquad (15_2)$$

Для соответствующих нервюр в случае $B_н$ учитывается нагрузка от креплений элеронов.

Случай $C_н$ соответствует случаю $C_к$. Нагрузка распределяется согласно фиг. 18_2.

$$F_1 = F_2.$$

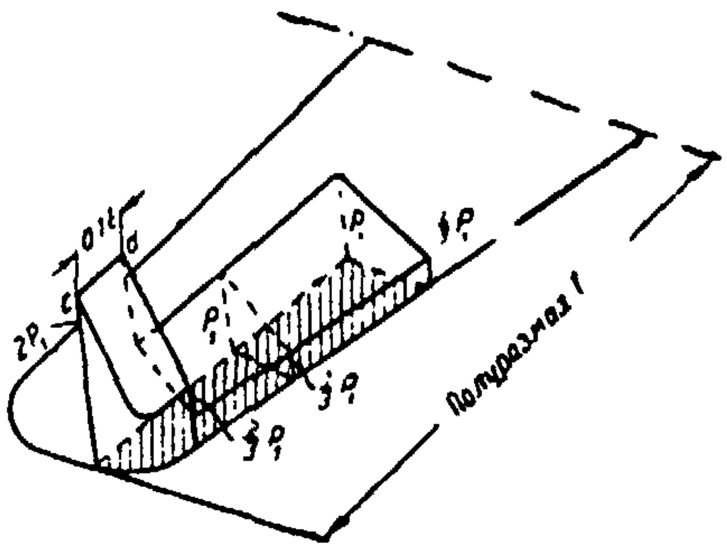
Вся грузовая площадь F_1 (разрежение) и $0{,}3\,F_2$ (давление) считаются действующими на верхнюю часть нервюры, а $0{,}7\,F_2$ — на нижнюю часть (разрежение).

Случай $D_н$ соответствует случаю $D_к$. Нагрузка распределяется по хорде в соответствии с фиг. 19_2, причем нагрузка, представляемая площадью малого треугольника F_2, считается действующей на верхнюю часть нервюры (давление), а площадь F_1 — на нижнюю часть (разрежение).

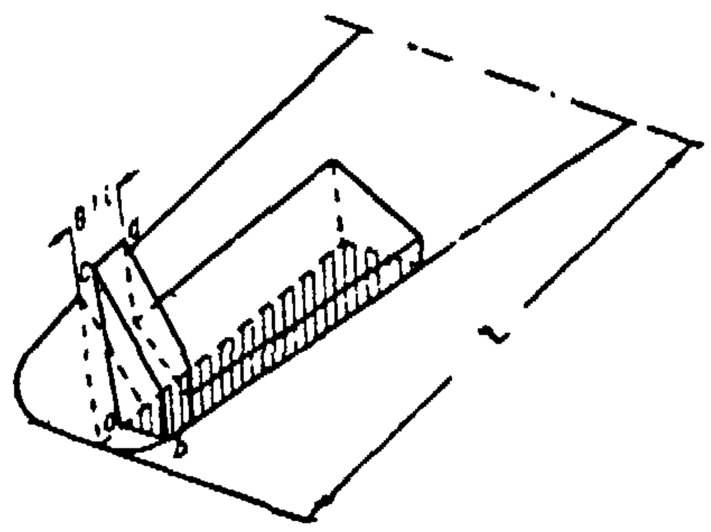
§ 11_2. ЭЛЕРОНЫ

I. Случай отклонения элеронов вниз на максимальной скорости. Нагрузка направлена снизу вверх. Интенсивность нагрузки у передней кромки элерона определяется по формуле:

$$P_1 = 0{,}08\,V^2_{max}\ кг/м^2,$$



Фиг. 20_2.



Фиг. 21_2.

где V_{max} — максимальная скорость горизонтального полета у земли в *м/сек*; для высотного мотора V_{max} вычисляется для номинальной мощности у земли.

Минимальное значение P_1 принимается в 190 $кг/м^2$.

Распределение давления по хорде берется по трапеции, причем высота ординаты нагрузки у задней кромки равна $^1/_3\ P_1$.

Распределение нагрузки по размаху пропорционально хордам, но на концевом участке элерона, равном 0,1 полуразмаха крыла l_1, ординаты нагрузки удваиваются, как показано на фиг. 20_2.

Если элерон не доходит до конца крыла и концевая кромка ab лежит в пределах $0{,}1l$ от конца крыла, то участок cd удвоенных нагрузок соответственно уменьшается (фиг. 21_2).

Если концевая кромка ab элерона отстоит от конца крыла более чем на $0{,}1l$, то увеличения удельной нагрузки на конце элеронов не делается.

Указанное распределение нагрузки не зависит от положения оси вращения элерона и формы щели (наличие щелевой компенсации).

На роговых компенсаторах и на частях элерона, выступающих за пределы конца крыла, удельная нагрузка принимается постоянной и равной:

$$p_k = \frac{8}{3} P_1.$$

Нагрузка на остальной части элерона при наличии роговых компенсаторов не меняется.

II. Случай отклонения элеронов вверх на максимальной скорости. Интенсивность разрушающей нагрузки сверху вниз у передней кромки элерона определяется по формуле:

$$P_2 = 0{,}07\ V^2_{max}\ кг/м^2. \qquad (16_2)$$

Минимальное значение P_2 принимается равным:

$$P_{2min} = 130\ кг/м^2.$$

Распределение давления по хорде берется по прямоугольному треугольнику, основание которого равно хорде элерона, а высота равна P_2.

Распределение нагрузки по размаху пропорционально хордам для элеронов без компенсации и со щелевыми компенсаторами.

При роговом компенсаторе удельная нагрузка на нем распределяется равномерно и принимается равной:

$$p_k = \frac{8}{3} \cdot P_2.$$

Для небольших самолетов, у которых случай II будет служить для проверки прочности не конструкции самого элерона, а лишь его управления, можно упрощенно нагрузку случая II считать равной 0,65 случая I — с тем же распределением.

В нейтральном положении элерон проверяется, кроме того, как часть крыла.

ГЛАВА 3

СВОДКА ВЕСОВ САМОЛЕТА

§ 1_3. ОСНОВНЫЕ СООБРАЖЕНИЯ О ПОРЯДКЕ РАСЧЕТА САМОЛЕТА

При проектировании всякого нового инженерного сооружения окончательные его формы устанавливают после предварительных изысканий, имеющих своей целью определить наиболее рациональные размеры, исходя из основных заданий.

Расчет самолета проходит через следующие этапы:

1. Выбирается схема самолета путем разработки общих видов в различных вариантах.

2. Составляется весовой журнал на основании статистического материала и определяется центр тяжести.

3. Назначаются главные размеры самолета на основе статистики существующих машин, определяется нагрузка на 1 $м^2$ и на 1 *л. с.*, выбирается профиль крыла, удлинение и площадь органов управления.

4. Проводится приближенный расчет усилий, чтобы определить сечения стоек, лонжеронов, тросов, расчалок и т. д., и составляется общая сводка лобовых сопротивлений.

5. Намечаются размеры винта для определения сопротивления обдуваемых им деталей и выполняется аэродинамический расчет первого приближения.

6. Строится поляра Лилиенталя для всего самолета, строится характеристика винтомоторной группы; наложением характеристики на кривые Пено для нескольких дужек и различных удлинений определяется наивыгоднейший вариант самолета с точки зрения его летных свойств (скорость горизонтальная, вертикальная, посадочная, грузоподъемность, радиус действия, потолок).

7. Выполняется общая компановка самолета с нанесением ориентировочных габаритных форм и производится размещение всех главных грузов. Здесь же увязывается силовая схема конструкции фюзеляжа и коробки крыльев.

8. Производится центровка самолета при различных вариантах нагрузки.

9. Выполняются расчеты продольной устойчивости и балансировки с проверкой площади горизонтального оперения, углов установки, деградации и давлений на рукоятку.

10. Выполняется продувка модели в аэродинамической трубе и вводятся поправки в предварительные расчеты.

11. Производится расчет прочности по нормам УВВС.

Прежде чем приступить к детальной окончательной разработке проекта, весьма целесообразной является постройка макета, воспроизводящего в натуру часть самолета, а иногда и весь самолет полностью, чтобы совершенно точно оценить качество обзора, обстрела, а также размещение вооружения и оборудования.

При постройке самолета проводятся статические испытания как отдельных агрегатов, так и деталей.

После постройки первого опытного экземпляра производится взвешивание целого самолета с целью окончательного определения центра тяжести, и окончательно уточняются расчеты.

В начале расчета для конструктора важно определить положение центра тяжести, как основной координаты, определяющей положение крыльев самолета, размер стабилизатора и его удаление.

Весовая проверка деталей в течение всего хода постройки является необходимой мерой контроля для того, чтобы положение центра тяжести не вышло из допускаемых пределов отклонения центра давления (26—33% средней хорды крыла).

§ 2_3. РАЗБИВКА ВЕСОВ

Общая международная терминология весов самолета до сего времени еще не выработана. В практике наших конструкторских бюро в большинстве случаев принята классификация, предложенная инж. П. М. Крейсоном[1] по следующей схеме.

Полный полезный вес слагается из веса: a) пустого самолета, b) полезной нагрузки, c) горючего и масла.

Под весом п у с т о г о самолета следует понимать:

1) вес конструкции, включая сюда вес планера и винтомоторной группы [2];

2) вес несъемного оборудования, как например, аэронавигационные приборы, антенный противовес, синхронизатор, крепления электропроводки, балки бомбодержателей, крепления радио- и фотоустановок и т. п.;

3) вес воды в радиаторах и масла в картере мотора и маслопроводе.

П о л е з н а я н а г р у з к а слагается из:

1) веса экипажа,

2) веса съемной нагрузки, как например, пулеметы, бомбы, радио-фотоэлектрооборудование, парашюты, сигнальная установка, переговорные приборы, сумки с инструментом, кислородные приборы, продовольствие и т. п.;

3) коммерческой нагрузки, в которую входит вес пассажиров, багажа, почты, грузов и т. п.

В вес п л а н е р а входят веса следующих частей конструкции самолета:

1) коробки крыльев,

2) фюзеляжа с управлением и внутренним оборудованием,

3) шасси,

4) хвостового оперения и костыля.

---

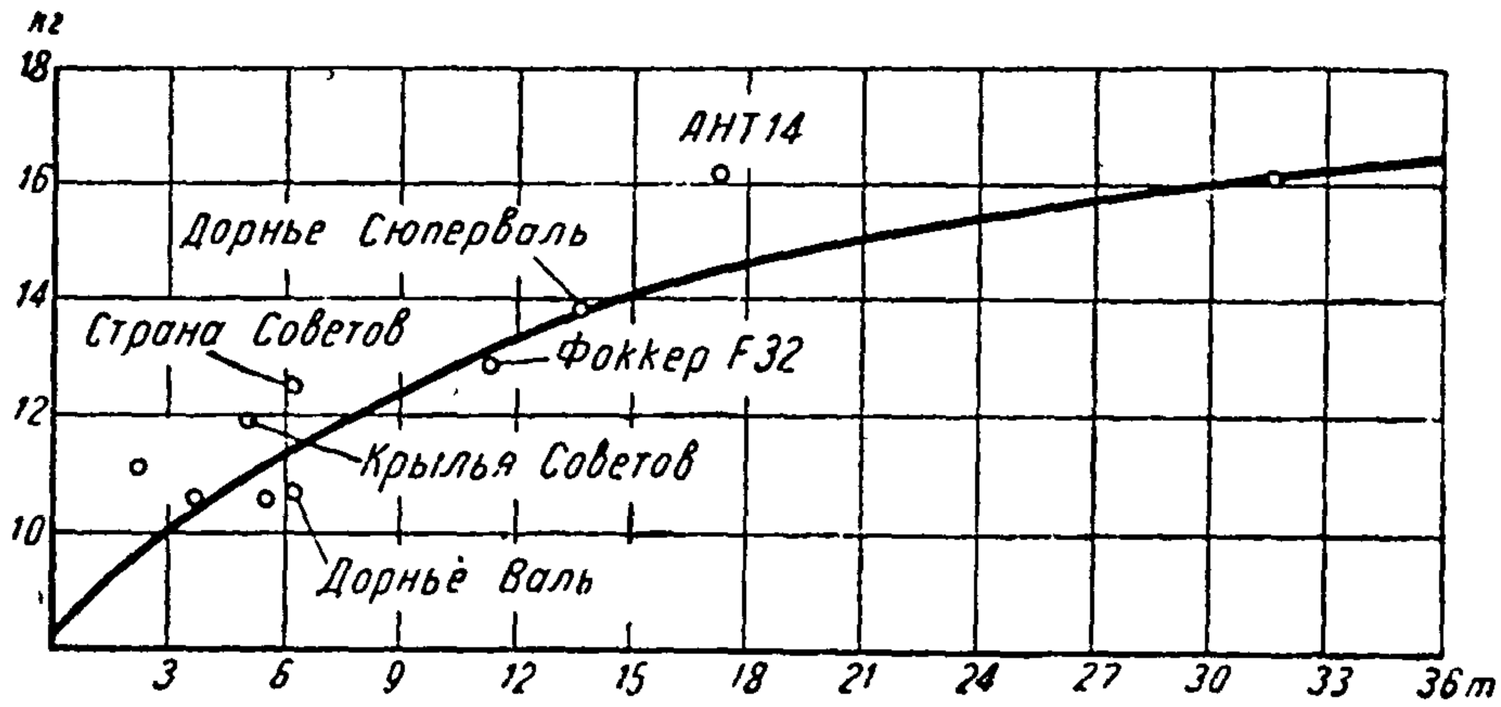
[1] П. М. К р е й с о н, Весовые характеристики самолетов, ОНТИ, 1935.

[2] Здесь вес винтомоторной группы считается без воды в радиаторе и масла в картере и в системе; вооружение, огнетушители, несъемное оборудование исключаются из веса конструкции.

В вес винтомоторной группы включается вес: 1) двигателя с оборудованием, 2) винта, 3) капотов, 4) моторной установки, 5) радиаторов, 6) масла в картере, воды в рубашках и радиаторах, 7) баков всех видов и магистрали к ним с кранами и насосами, 8) синхронизатора, 9) приборов мотора (счетчики, термометры и т. д.), 10) самопусков и огнетушителей.

К полной нагрузке относятся: 1) горючее и 2) полезная нагрузка.

Анализ весовых качеств самолета показывает, что тот вес конструкции, на который конструктор может влиять непосредственно, составляет 60—65%; сюда входят: остов крыльев, фюзеляж, оперение, шасси, моторная установка, управление, баки.



Фиг. 1_3.

Статистические данные веса отдельных частей самолета сведены нами в таблицы и даны в конце книги (см. приложение № II).

При первых же весовых прикидках полезно знать вес крыльев, приходящийся на 1 $м^2$ поверхности для той или иной конструкции. Для некоторых самолетов эти данные приведены на фиг. 1_3. Здесь показана зависимость веса 1 $м^2$ от полезного веса самолета.

Опытным путем получены следующие средние значения веса на 1 $м^2$ поверхности деревянных крыльев: в бипланах 8—10 *кг*, в монопланах: двухлонжеронных — 12—14 *кг*, трехлонжеронных — 6 — 10 *кг*; на 1 $м^2$ стальных крыльев (Энерж) приходится 7 *кг* и дюралевых крыльев — 12 *кг*.

§ 3_3. ВЕС ДЕТАЛЕЙ ОБОРУДОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Переходя к более подробной деталировке весов, необходимой для более исчерпывающего весового баланса, при предварительном проекте надо пользоваться установившимися в большинстве стран весами колес, баков, арматуры, агрегатов винтомоторной группы, управления и т. п.

Колеса имеют различный вес в зависимости от системы, размера и пр.

На фиг. 2_3 дана кривая веса колес в десятках *кг* по данным взвешивания.

Веса колес приведены в таблице в приложении IX.

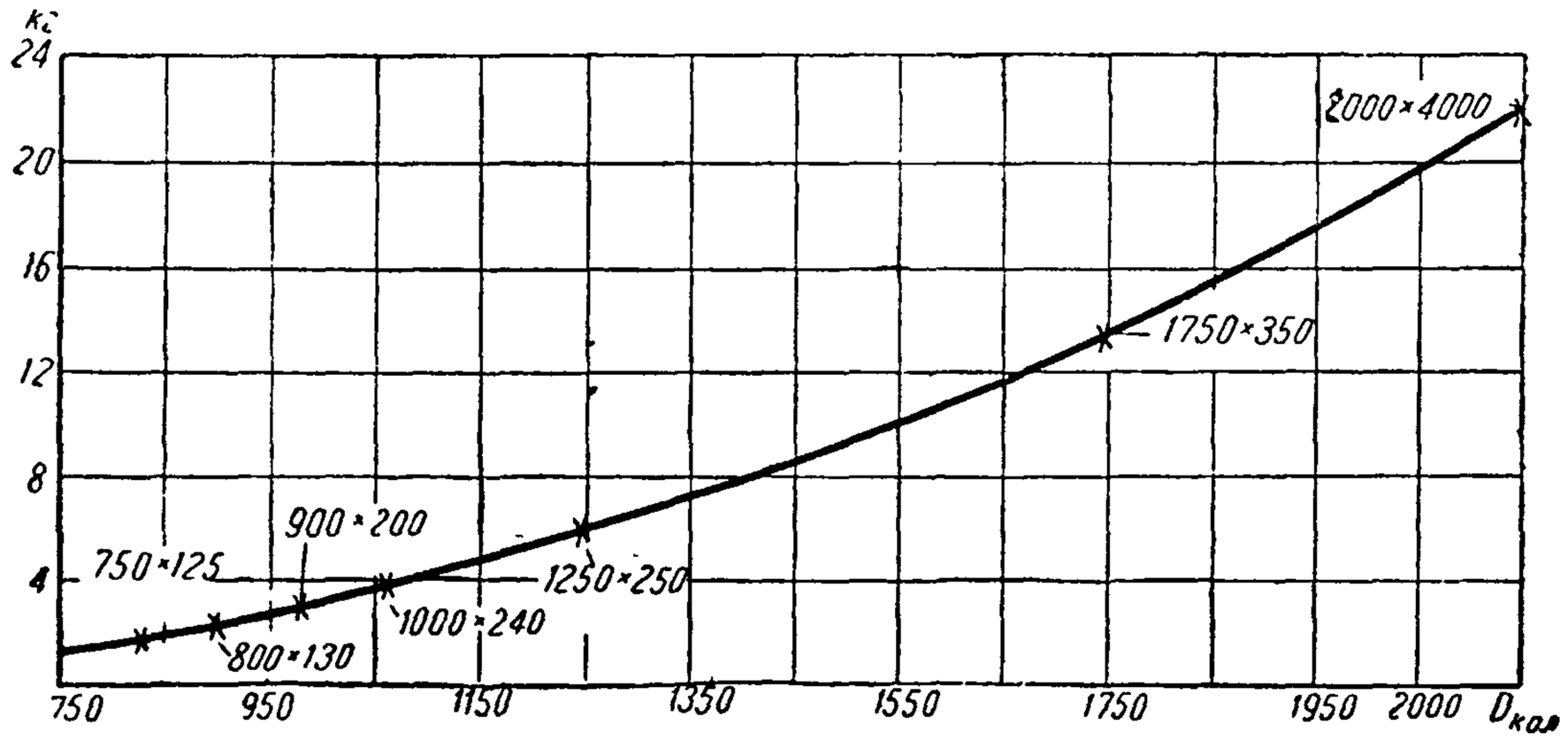
При подсчете веса винтов в конструкторских бюро пользуются приближенной формулой Б. Н. Юрьева:

$$G = \Delta D^3 \ кг, \qquad (1_3)$$

где D — диаметр винта в *м*,

Δ — коэфициент, зависящий от материала винта и равный для винтов: сосновых — 0,5—0,6; ореховых — 0,6 — 0,7; окованных медными листами — 0,8 и более.

Вес баков для горючего зависит от их емкости, материала, из которого они сделаны, количества их на самолете, способа их крепления, арматуры и т. п.

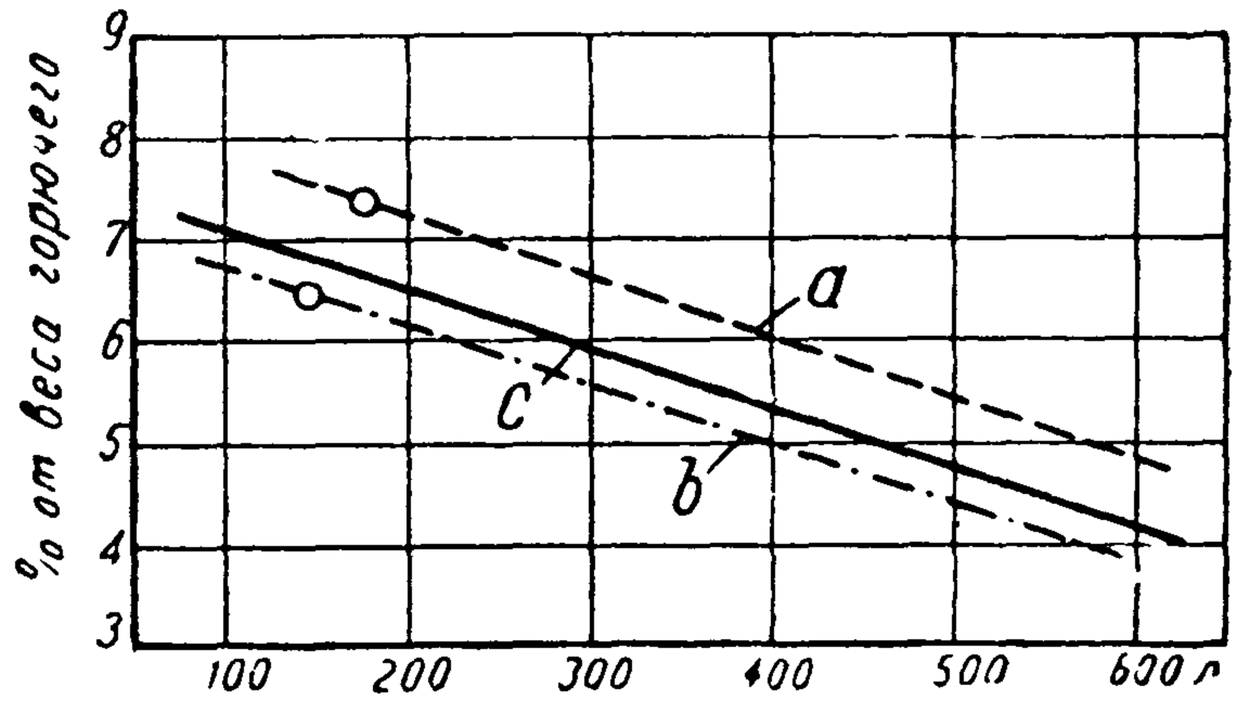


Фиг. 2_3.

Дюралевые баки, клепанные из листов в 0,8 *мм* толщиной, имеют следующие веса:

емкостью в	165	*кг*	бензина	13 *кг*
„ „	145	„	„	10,5 „
„ „	120	„	„	8,5 „
„ „	48	„	„	4,8 „

Удельные веса для дюралевых и стальных баков различной емкости в *л* даны в диаграмме на фиг. 3_3.



Фиг. 3_3.

Веса отдельных деталей оборудования и управления одноместных, двухместных и многоместных самолетов приведены в табл. 1_3.

ТАБЛИЦА 1$_3$

Название деталей	Вес деталей самолета в *кг*		
	одномест-ного	двухмест-ного	многоместного
Пол кабины	2,5—3,0	10—13	40—50 и больше
Огнеупорная перегородка . .	3,5—5,0	5— 7,0	12—15 „ „
Доски с приборами	7,0—8,0	20—25,0	45—55,0 „ „
Соединение	6,0—7,0	5— 5,0	5,0— 6,0 „ „
Управление тяги (тросы и ролики)	5,5—9,0	15—25,0	45—60,0 „ „
Костыль	3,5—4,0	5— 7,0	20—30,0 „ „
Козырьки	1,0—2,0	2— 3,0	—

§ 4$_3$. ВЕС БЕНЗИНО- И МАСЛОПРОВОДКИ

Вес бензинопроводки зависит от ее длины, диаметра труб и материала.

Для предварительных прикидок весов можно принять по данным взвешивания следующий вес всей системы подачи горючего целиком (в *кг*):

для одноместного самолета с мотором воздушного охлаждения	5,5
„ двухместного истребителя с мотором водяного охлаждения	8,0
„ разведчика с мотором водяного охлаждения . .	15,0
„ учебного самолета с мотором 100 *л. с.*	2,0

Веса маслопроводной системы при наличии медных труб выражаются по данным взвешивания следующими данными (в *кг*):

для одноместных самолетов	2—2,5
„ двухместных „	3—3,2
„ многоместных „	4— 4,5

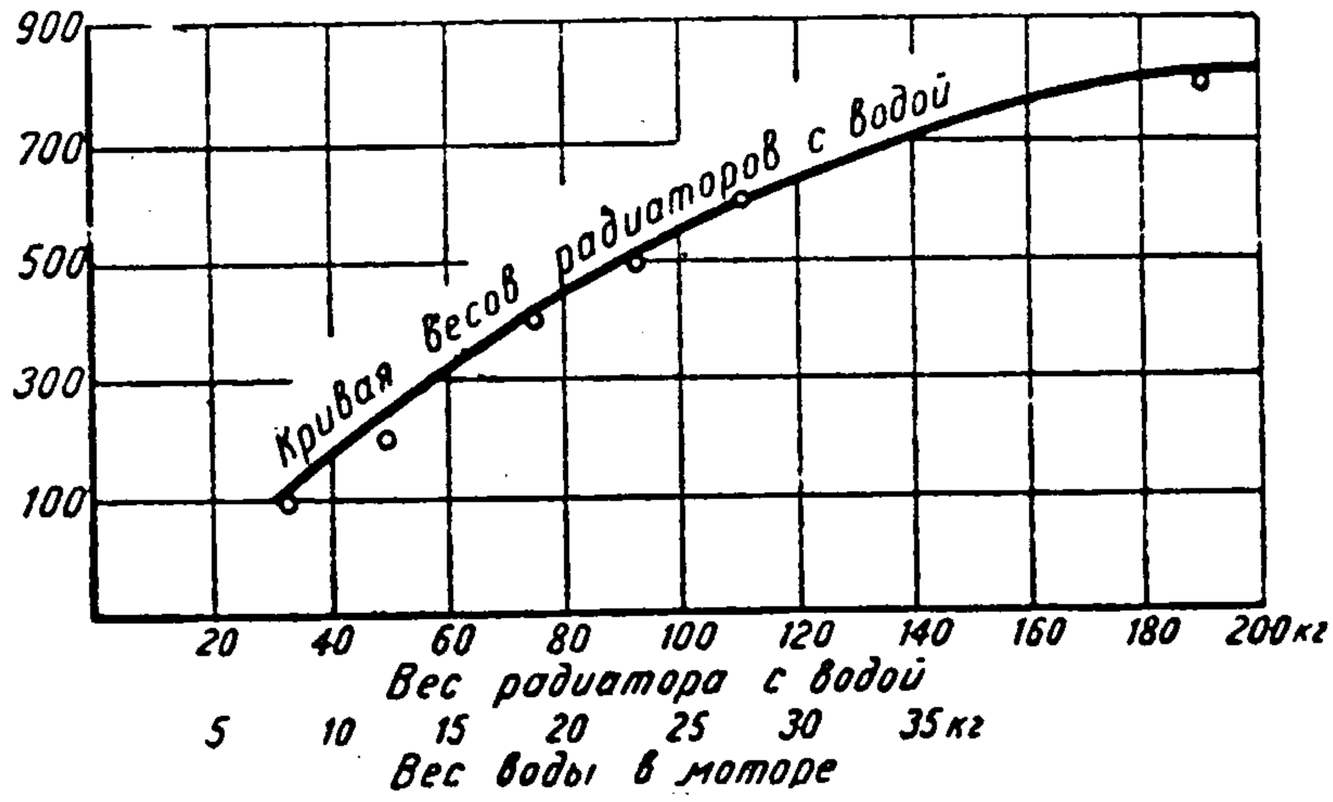
§ 5$_3$. ВЕСА РАДИАТОРОВ

Веса водяных радиаторов с водой и воды в рубашке мотора приведены в табл. 2$_3$.

ТАБЛИЦА 2$_3$

Мощность мотора *л. с.*	Вес радиатора с водой *кг*	Вес воды в рубашках *кг*
100	33— 35	7,5— 8
200	50— 55	15—18
400	75— 85	20—22
500	88— 95	22—25
800	170—180	20—28

Зависимость веса радиатора от мощности мотора можно усмотреть из диаграммы фиг. 4_3.



Фиг. 4_3.

§ 6_3. ВЕС САМОПУСКА

Веса самопусков по американским данным колеблются в пределах: для ручного инерционного самопуска „Эклипс" 9,95—8,85 *кг* для объема мотора до 22 *л*, а для объема в 40 *л* — от 9,5 до 12,2 *кг*.

Электрические самопуски вместе с катушкой включателя весят соответственно от 12,5 до 17,2 *кг*.

Заводная ручка для всех типов самопусков весит 1,25 *кг* и трубка к ней — 0,8 *кг*.

Веса баллонов для сжатого воздуха составляют для баллонов „Летомб" 11,5 *кг* и для баллонов BMW с кранами и проводкой — 13,5 *кг*.

§ 7_3. ВЕСА УПРАВЛЕНИЯ МОТОРОМ И ВЫХЛОПНЫХ ПАТРУБКОВ

Вес проводки для управления мотора по американским источникам исчисляется: для одномоторных самолетов — от 1,4 до 4,5 *кг*, для многомоторных — от 9 до 16 *кг* и для больших самолетов — от 10 до 30 *кг* и выше.

Вес управления мотора (тяги, рычаги, сектора и пр.) для одномоторного самолета с мотором водяного охлаждения с высотным газом по данным взвешивания определился в 5—6,5 *кг*.

Выхлопные патрубки для моторов до 250 *л. с.* весят от 0,5 до 5,5 *кг* и для более мощных — от 7,0 до 11,5 *кг*.

§ 8_3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

Определение центра тяжести самолета может быть выполнено графически построением веревочной кривой или на основании обычных формул механики:

$$\bar{x} = \frac{P_1x_1 + P_2x_2 + \ldots P_nx_n}{P_1 + P_2 + \ldots P_n} = \frac{\sum Px}{G}, \qquad (2_3)$$

$$\bar{y} = \frac{P_1y_1 + P_2y_2 + \ldots P_ry_n}{P_1 + P_2 + \ldots P_n} = \frac{\sum Py}{G}, \qquad (3_3)$$

где P — веса деталей, x и y — их координаты.

Отсчет координат можно вести от оси колеса или от носка винта, принимая за ось X горизонталь, проходящую через ось мотора.

Разбивка весов ведется в соответствии с таблицами весовых характеристик, причем веса крупных агрегатов сосредоточиваются в их центрах тяжести; мелкая арматура и проводка сосредоточиваются в отдельных узлах.

Вес конструкции фюзеляжа разносится по узлам пропорционально боковой площади его, причем принимаются следующие коэфициенты насыщения конструкцией: для носовой части — 3, для центральной — 2 и для хвостовой — 1 за исключением последнего отсека, для которого коэфициент берется равным 2.

Тогда, обозначив соответственные площади через f_1, f_2, f_3 и f_4, получим:

$$3f_1 + 2f_2 + 1f_3 + 2f_4 = G_{фюз}, \qquad (4_3)$$

где $G_{фюз}$ — полный вес фюзеляжа.

Из этой формулы определяем единичную грузовую площадь:

$$1\ см^2 = \frac{G_{фюз}}{3f_1 + 2f_2 + f_3 + 2f_4}. \qquad (5_3)$$

Умножая теперь единичную площадь на величины $3f_1$, f_3, $2f_2$, $2f_4$, получим разнесенный вес фюзеляжа по площадям [1].

При определении центра тяжести аналитическим путем составляется таблица следующего вида (см. табл. 3_3):

ТАБЛИЦА 3_3

Название детали	Вес Pкг	x (м)	P_x	y (м)	P_y
Итого	$\sum P$	—	$\sum P_x$	—	$\sum P_y$

где x и y — координаты весов P. За начало координат принимается или ось шасси, или носовая точка обтекателя винта.

Координаты центра тяжести определяются по обычным формулам механики.

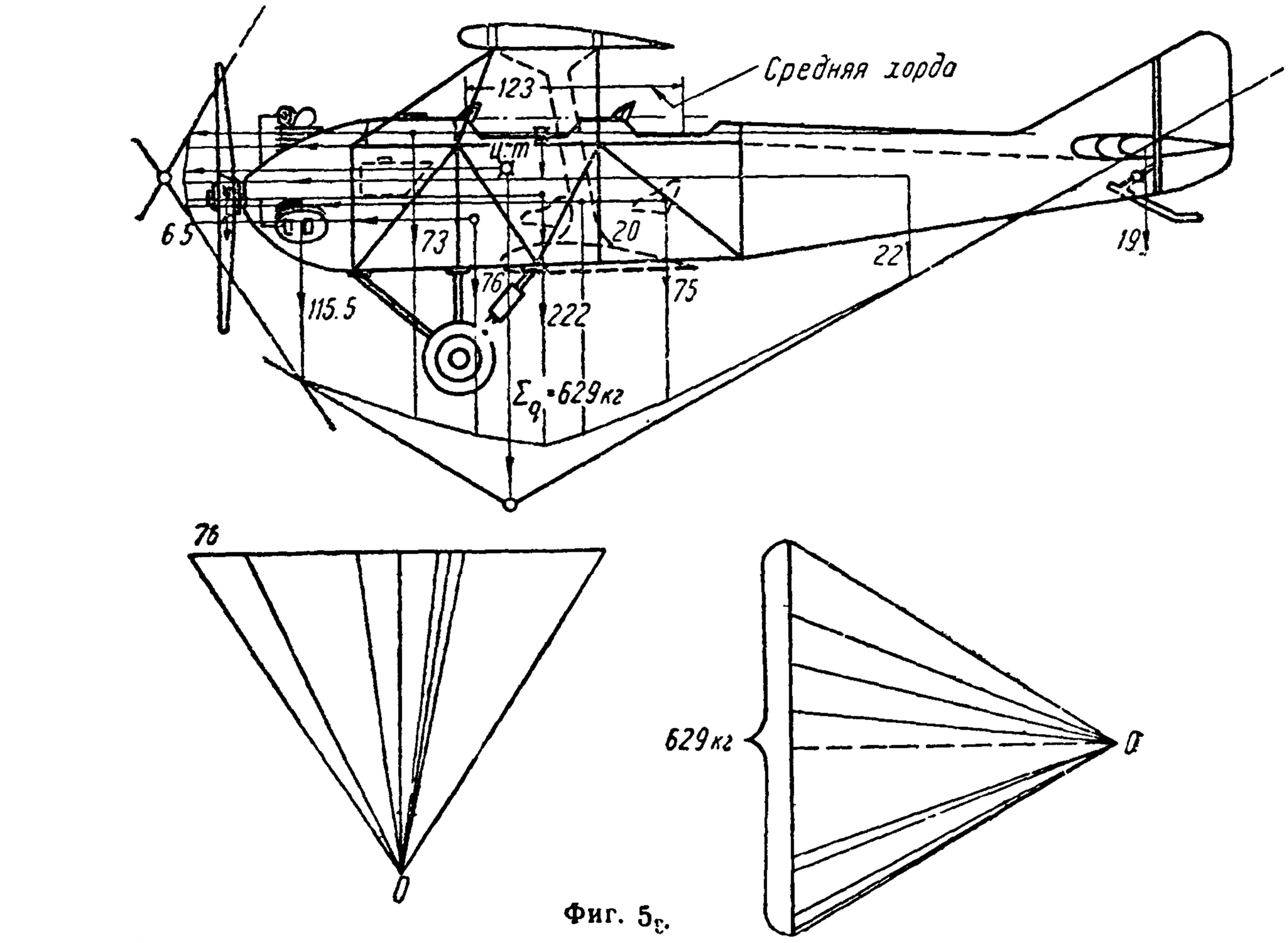
Для иллюстрации приведена таблица (4_3) с примерными данными для определения центра тяжести легкого самолета ИГРАДО-3 Б/М, в котором отсчет координаты x выполнен от передней рамы центральной металлической части и координаты y — от верхнего лонжерона.

---

[1] Г. И. Майоранов, Конспект лекций по расчету самолета на прочность, 1925.

ТАБЛИЦА 4г

Название детали	Вес кг	x(м)	Px	y(м)	P_y
Пропеллер с обтекателем . .	6,5	— 0,835	— 4,6	— 0,230	— 1,5
Двигатель	102	— 0,440	— 45	— 0,230	— 23,5
Алюминиевый капот	5	— 0,120	— 0,6	— 0,230	— 1,15
Моторная установка	8	— 0,250	— 2,0	— 0,280	— 2,24
Нижний бак с бензином . . .	60	+ 0,380	+ 22,8	+ 0,150	+ 9,60
Масляный бак с маслом . . .	13	0,380	5,0	— 0,260	— 3,37
Металлический корпус с шасси и стойками центроплана	72	0,780	56,2	— 0,450	— 32,5
Колеса	9,3	0,73	6,8	— 1,38	— 12,85
Летчик	75	1	75	— 0,23	— 17,2
Коробка крыльев со стойками и верхним баком с горючим	195	1,14	223	+ 0,12	+ 24,0
Управление	5	1,16	5,2	— 0,70	— 3,5
Пассажир	75	1,88	145	— 0,23	— 17,2
Деревянный корпус с трубами управления	22	3,47	76,4	— 0,32	— 7,02
Хвостовое оперение с килем и костылем	19	5,06	96,3	+ 0,33	+ 6,3
У-образные подкосы	20	1,2	24	— 0,45	— 9,0
Всего	686,8	—	678,5	—	93,3



Фиг. 5г.

Отсюда

$$x = \frac{678}{687} \approx 1 \text{ м}; \quad y = \frac{93{,}3}{687} \approx 0{,}135 \text{ м}.$$

Нанеся в масштабе на боковую проекцию самолета точки приложения отдельных весов и построив силовой и веревочный многоугольник по правилам графостатики, получим графическую картину определения центра тяжести (фиг. 5_3).

ГЛАВА 4

КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛЬЕВ

§ 1_4. СХЕМЫ КРЫЛЬЕВ

Современные самолеты, состоящие на эксплоатации военного и гражданского воздушного флота, представляют собой вариации монопланa и биплана с одним или несколькими лонжеронами.

В установившейся классификации в группе монопланов различают: свободнонесущие, подкосные, расчалочные и безфюзеляжные самолеты.

В группе бипланов различают: нормальный биплан и полутораплан.

Выбор общей схемы в каждом отдельном случае диктуется особыми техническими требованиями к самолету, которые ставят перед конструктором разрешение комплексной задачи: 1) наивыгоднейшей аэродинамической формы, 2) легкости и прочности всей конструкции и 3) соответствия силовой винтомоторной установки назначению самолета.

Установка нескольких моторов на самолете вызывается необходимостью повысить мощность и грузовую отдачу, с одной стороны, и безопасность, — с другой. Взлет на двухмоторных самолетах возможен и при одном работающем двигателе.

У больших транспортных машин многомоторный принцип имеет преимущество более равномерного распределения масс по крылу, так как моторы располагаются по размаху крыла на некотором расстоянии, и в полете их вес, имеющий обратное направление по отношению к подъемной силе, будет разгружать крыло (фиг. 1_4).

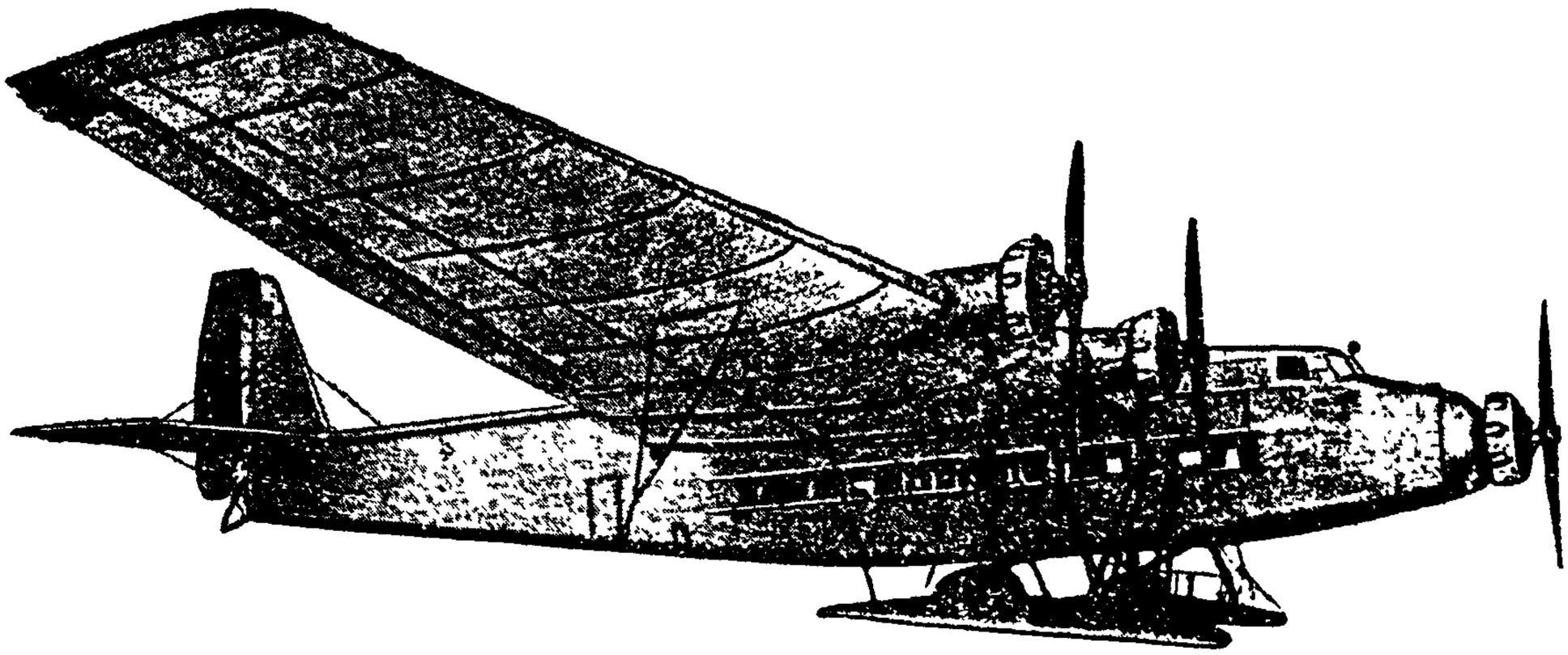
§ 2_4. ОЧЕРТАНИЕ КРЫЛЬЕВ

По своей форме в плане крылья самолета бывают весьма разнообразными. На фиг. 2_4 даются следующие очертания крыльев: *a* — прямоугольное, *b* — трапецевидное, *c* — эллипсовидное, *d* — треугольное, *e* — стреловидное, *f* — трапецевидное с переходной центральной частью.

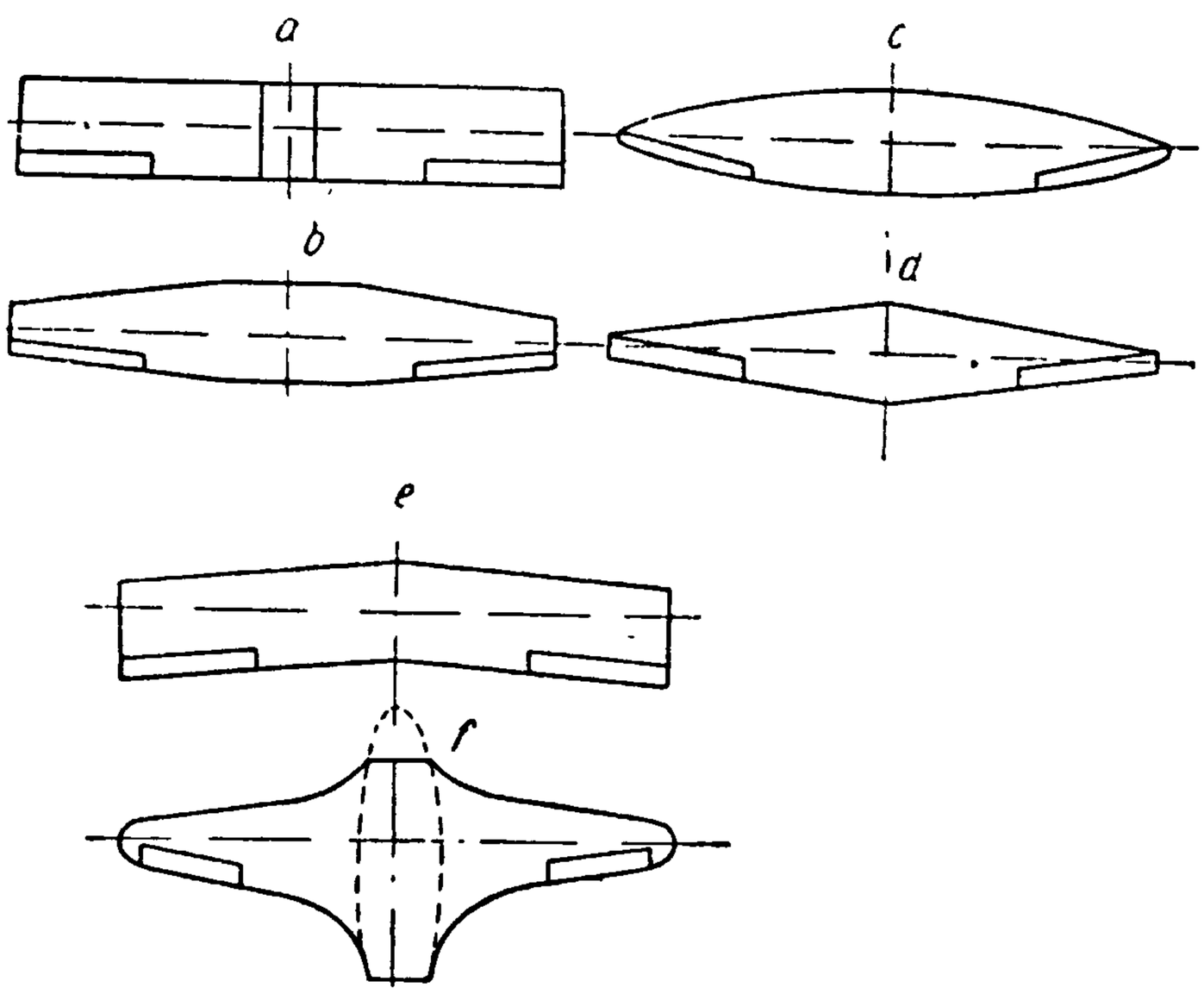
Выбор очертания крыла обусловливается принятой схемой самолета и его назначением.

Наименьшие концевые потери на вихреобразование имеет крыло эллипсовидное, примененное в конструкции пассажирского самолета К. А. Калинина (фиг. 3_4).

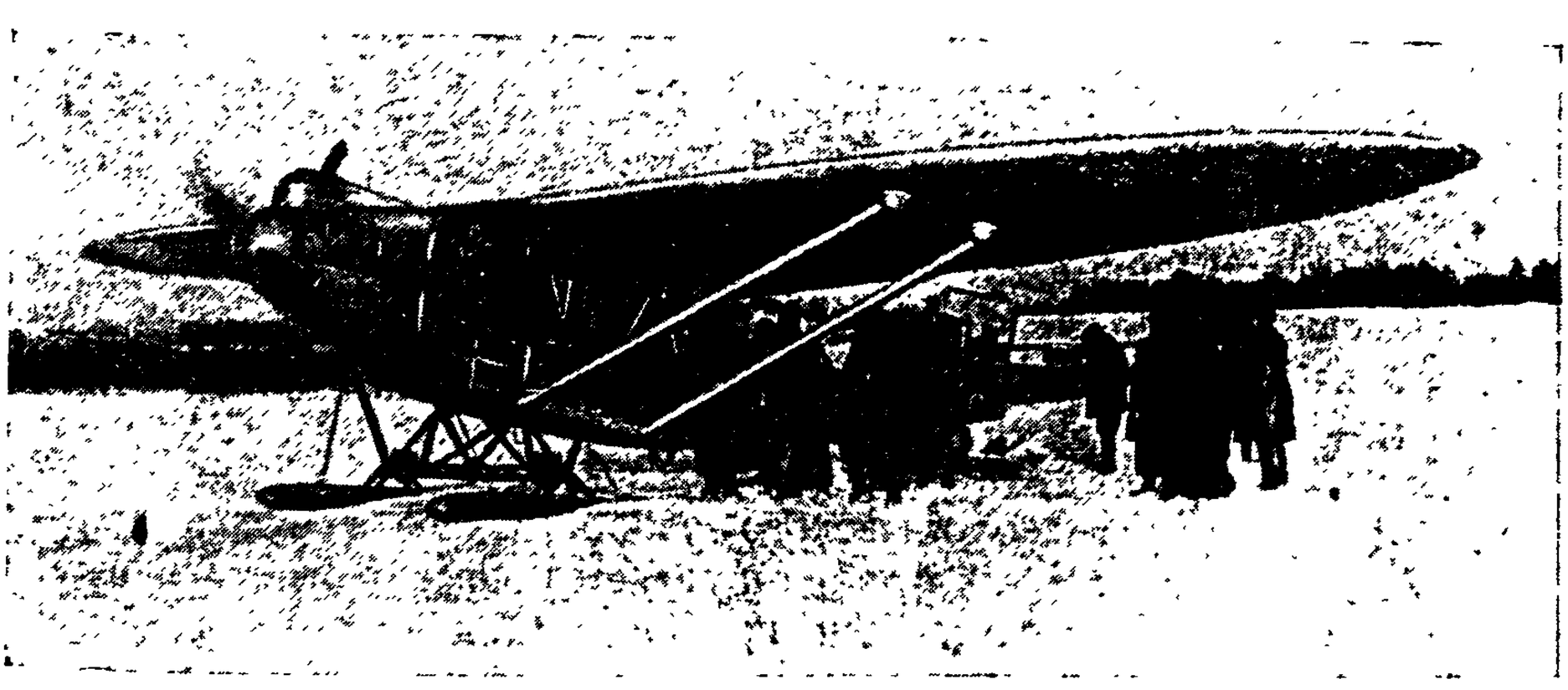
Трапецевидные крылья в монопланах дают значительные преимущества конструктивные и эксплоатационные.



Фиг. 1_4.



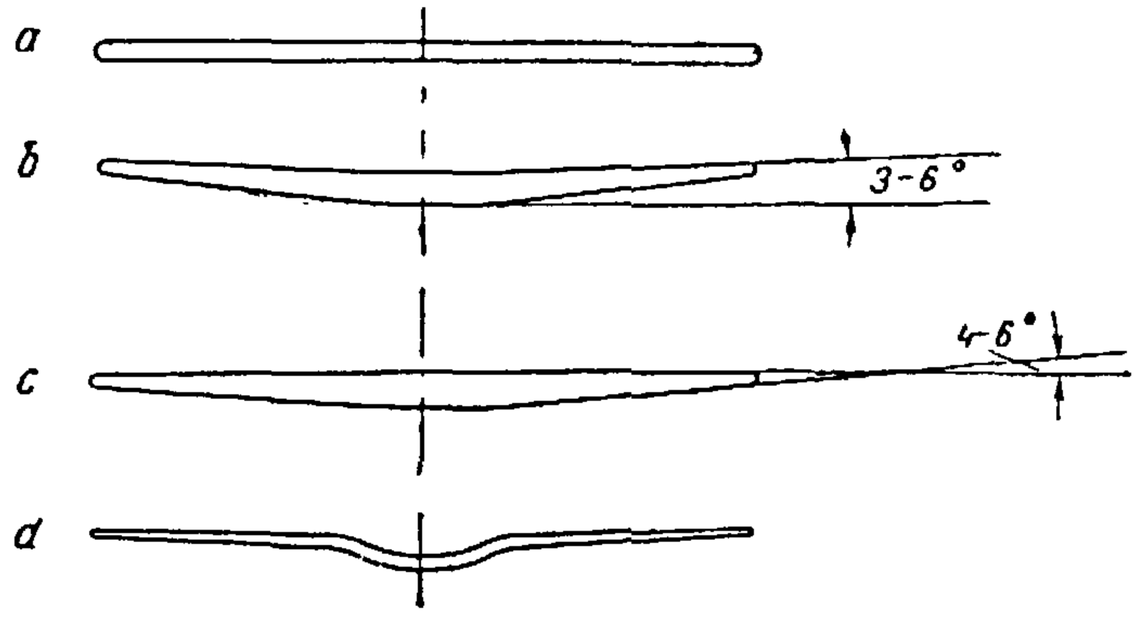
Фиг. 2_4.



Фиг. 3_4.

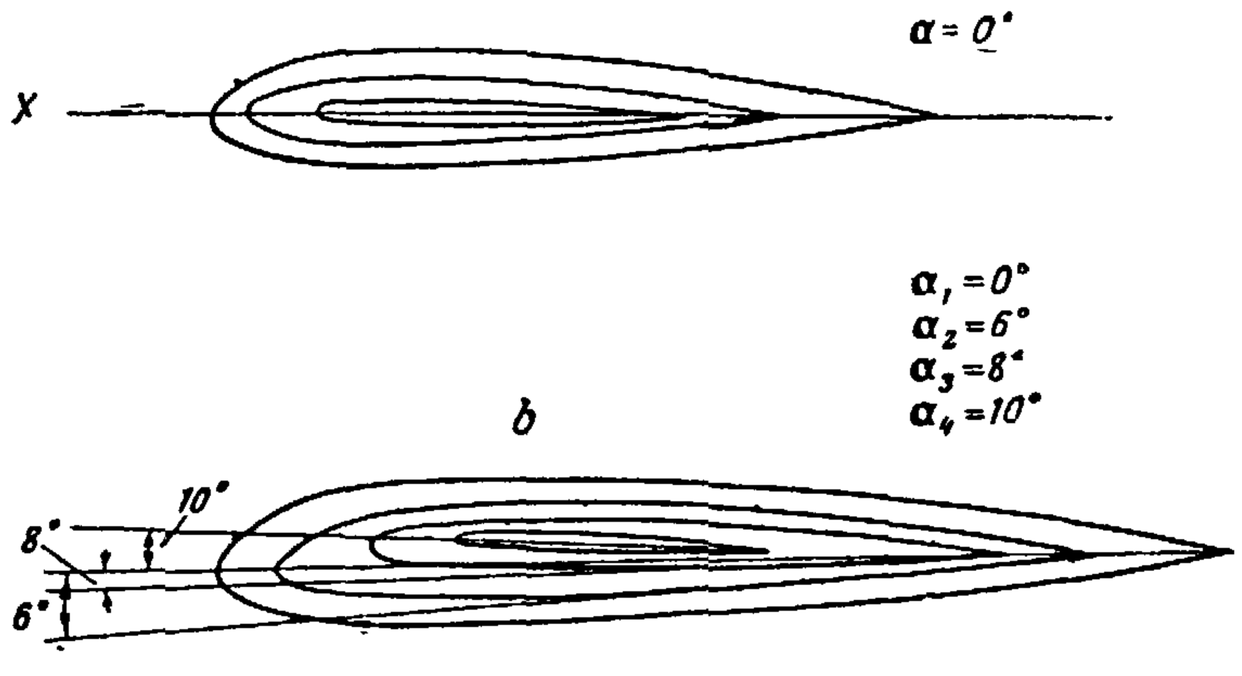
По виду спереди (фиг. 4_4) крылья бывают: *a* — с верхней горизонтальной поверхностью, например, для прямоугольного крыла, *b* и *c* — V-образные, у которых концы подняты на угол 3—6°, *d* — чайковидные.

Последнее очертание использует эффект вакуум-плана, состоящий в том, что в области сопряжения крыла с фюзеляжем образуется повышенное разрежение; в то же время благодаря наклону поверхности сопряжения фюзеляжа к крылу увеличивается несущая площадь; следовательно, подъемная сила крыла используется полностью, и кроме того обычные потери от интерференции [1] фюзеляжа сводятся к минимуму.



Фиг. 4_4.

Чайковидное очертание крыльев применено в некоторых французских истребителях и в английской трехмоторной лодке Шорт.



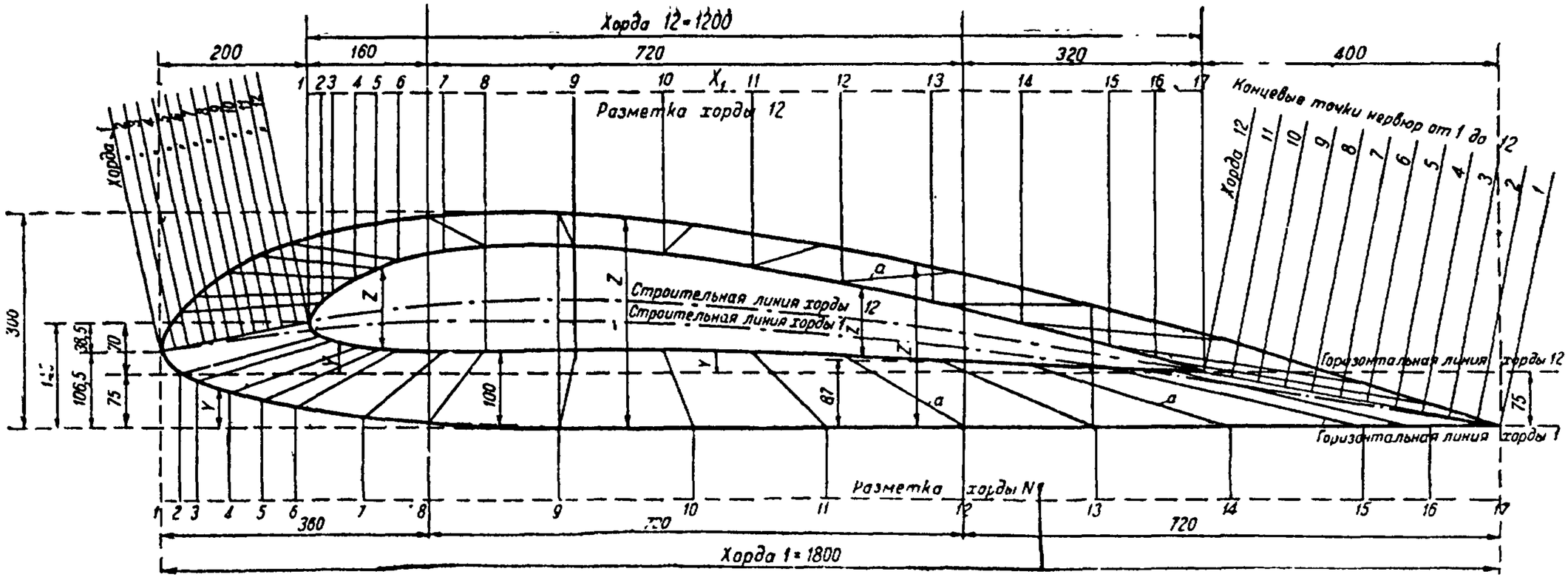
Фиг. 5_4.

В боковой проекции совмещенный чертеж очертания отдельных нервюр трапецевидного (*a*) или эллиптического (*b*) крыла дает схему, представленную на фиг. 5_4. В первом случае угол атаки постоянный по размаху, во втором — переменный и крыло носит название закрученного крыла.

Образец построения теоретического однообразного профиля первого типа крыла дан на фиг. 6_4 , второй тип является более сложным и обычно состоит из нескольких дужек. Они применяются для крыльев больших свободнонесущих монопланов.

---

[1] Влияние срыва струй на крыло.



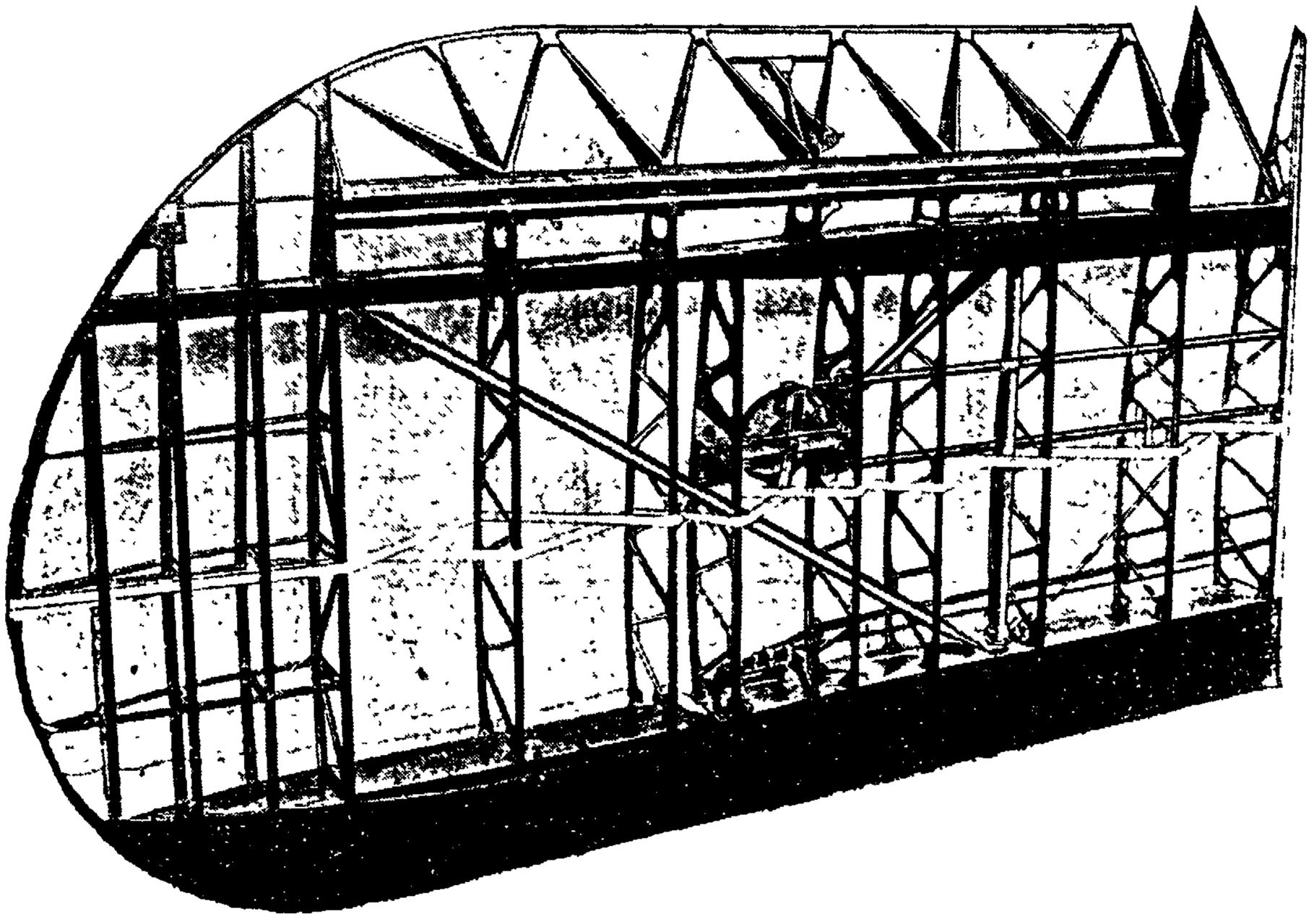
Фиг. 6.

СКБ "Вулкан-Авиа"

§ 3_4. СТРУКТУРА КРЫЛА САМОЛЕТА

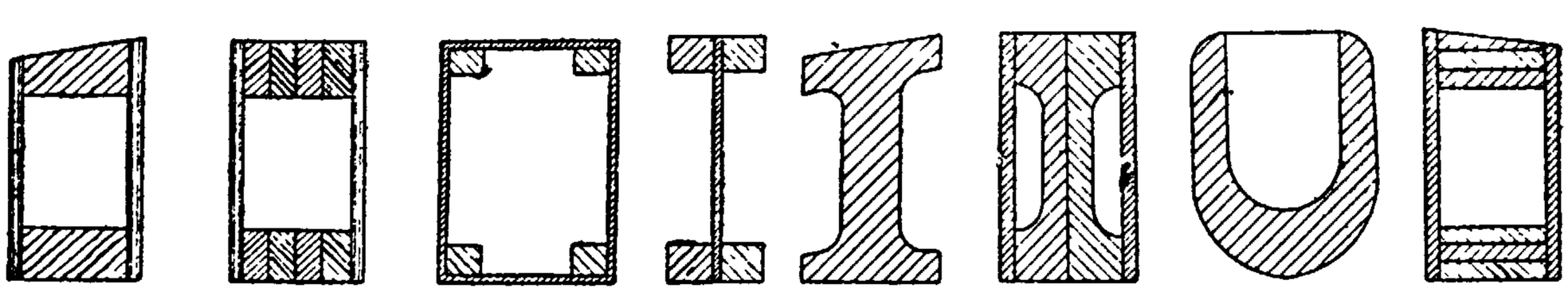
Крылья большинства самолетов состоят из лонжеронов, нервюр, внутренней расчалки и внешней покрышки, за исключением небольшой группы с несущей силовой обшивкой, которая в нервюрах и расчалках не нуждается.

Рассмотрим способы образования лонжеронов в различных крыльях.



Фиг. 7_4.

Деревянные лонжероны. Нормальное двухлонжеронное крыло состоит из набора нервюр, стрингеров и расчалок (фиг. 7_4). Крылья, изготовляемые из сосны и спруса, имеют лонжерон одного из сечений, указанных на фиг. 8_4.



Фиг. 8_4

Сечения *a*, *b* и *k* являются классическими формами коробчатого лонжерона, применяющимися в большинстве современных пассажирских и военных самолетов.

Полка сжатого пояса отличается от полки растянутого увеличением своей высоты в среднем на 15—20%.

В более ранних сериях самолетов применялись одинарные полки из одной целой или подставной рейки; в дальнейшем заводами Фоккера вве-

дены в практику и получили распространение клееные полки с вертикальными (фиг. 8_4) или горизонтальными направлениями отдельных элементов.

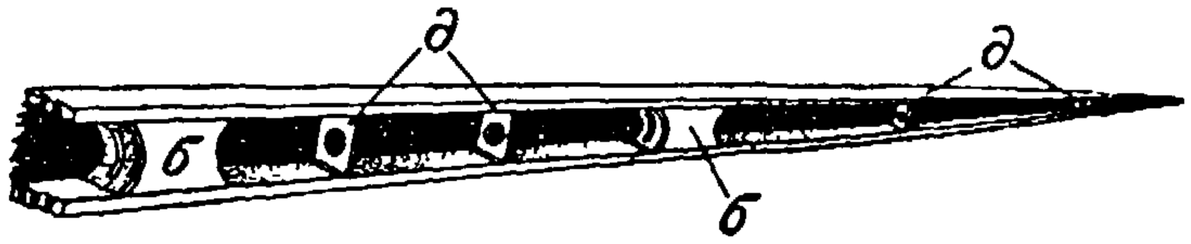
Преимущества последней группы: а) меньшая зависимость от атмосферных условий, б) лучшее использование материала, в) уменьшение отходов производства.

В табл. 1_4 даются средние ходовые размеры полок, принятые в самолетостроении (в *мм*).

ТАБЛИЦА 1_4

Тип самолета	Передний лонжерон	Задний лонжерон
Для легких самолетов, бипланов	30 × 20	45 × 25
„ бипланов-разведчиков	50 × 30	60 × 40
„ подкосных пассажирских монопланов . . .	90 × 40	120 × 50
„ свободнонесущих двухлонжеронных легких самолетов	80 × 35	100 × 45
„ свободнонесущих трехлонжеронных легких самолетов	35 × 30	40 × 25

Толщина фанерной стенки изменяется в среднем от 1,5 до 3 *мм*. Лонжерон коробчатого сечения должен иметь внутри распорные диафрагмы *d*, а также бабышки *б* в местах крепления крыльев, стоек и расчалок (фиг. 9_4).



Фиг. 9_4.

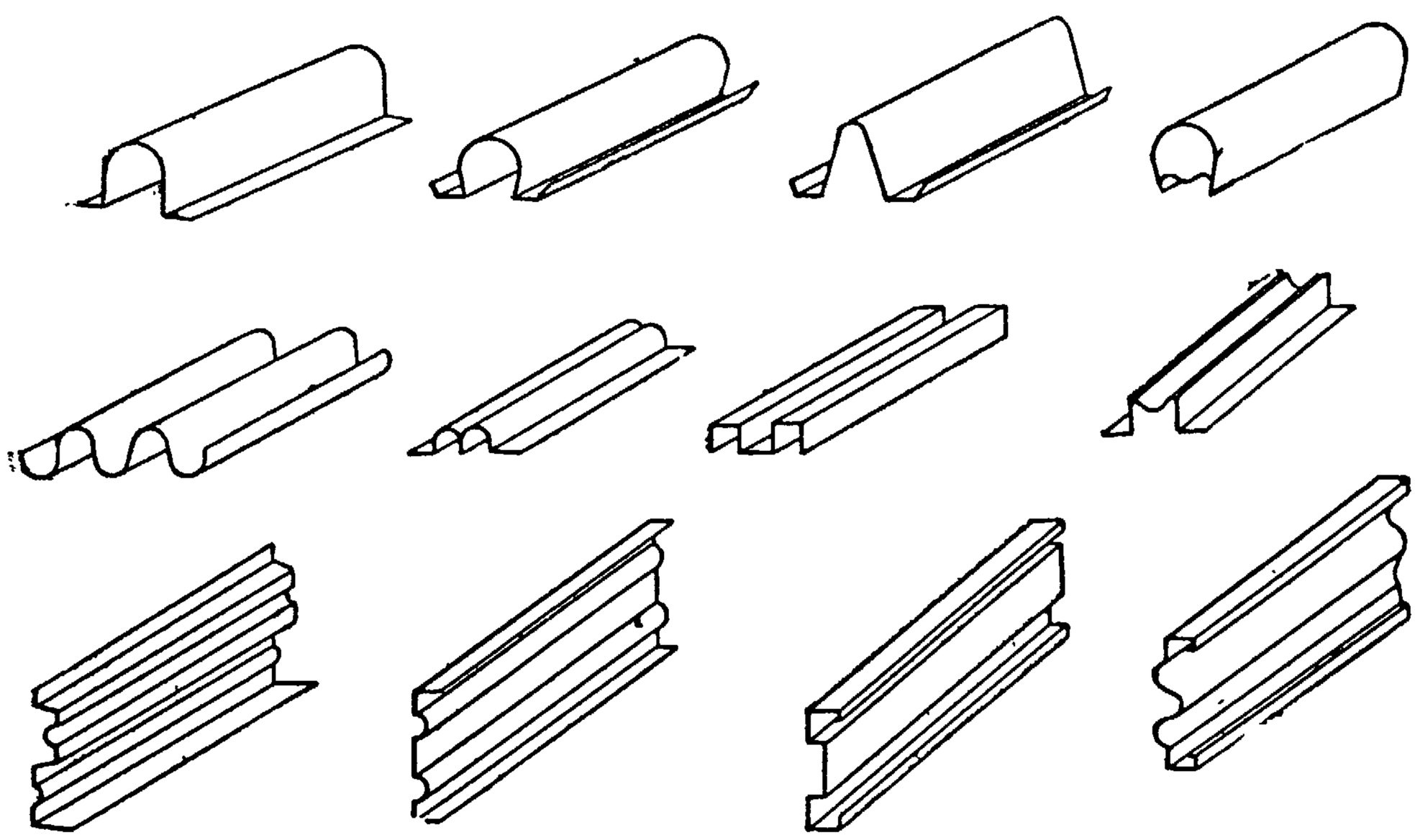
Сечения *c* (по фиг. 8_4) применяются в лонжеронах кессонного типа, например в авиэтке „Буревестник" инж. Невдачина. Сечение *d* встречается в планерных конструкциях и в трехлонжеронных крыльях легких самолетов, как например, в гидросамолете ОСГА-6, АТ-1. Сечение *e* применялось в некоторых старых конструкциях самолета, например Моран, Ньюпор; встречается и до настоящего времени в горизонтальном оперении. Сечение *g*, английского образца, мало распространенное; сечение *i* можно встретить в носовых обтекателях оперения.

Дюралевые лонжероны. Основой для образования лонжеронов из дюраля или кольчугалюминия служит сортамент профилей, приведенный на фиг. 10_4.

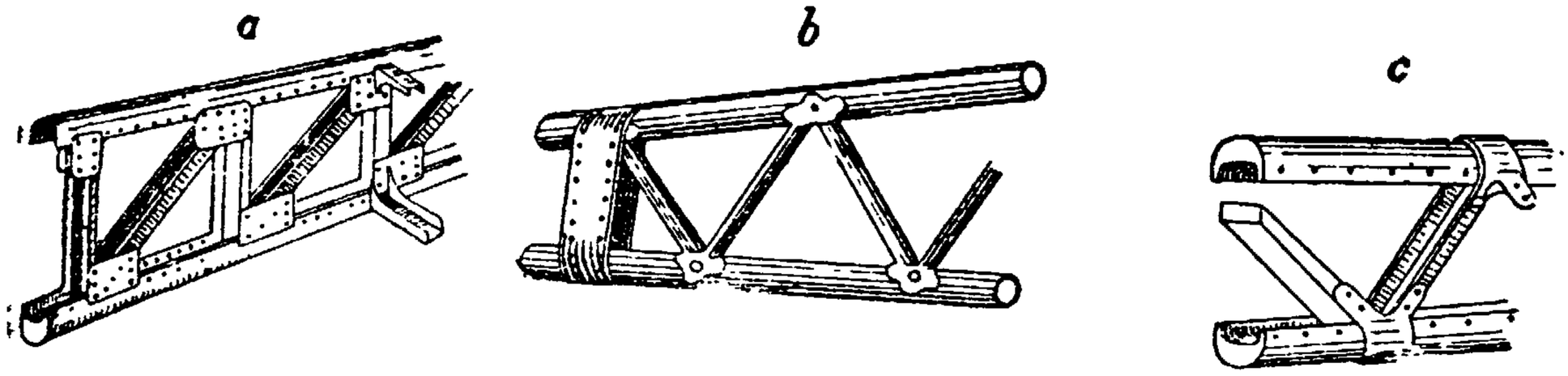
Помимо основных типов профилей авиапромышленности СССР, известных под марками А, В и С, в новых серийных или опытных конструкциях применяются и другие очертания профилей.

Комбинированные сечения из подобных тонкостенных профилей образуют решетчатый (фиг. 11_4) или балочный лонжерон. На фиг. 12_4 приведен ряд простейших сечений лонжеронов, а на фиг. 11 *b* и 11*c* показан трубчатый лонжерон со змейкой из штамповальных пластин толщиной 0,3 — 0,6 *мм*. Соединение труб телескопического рода при клепке длинных лонжеронов осуществляется в ласточкином хвосте по методу Юнкерса[1] или по-

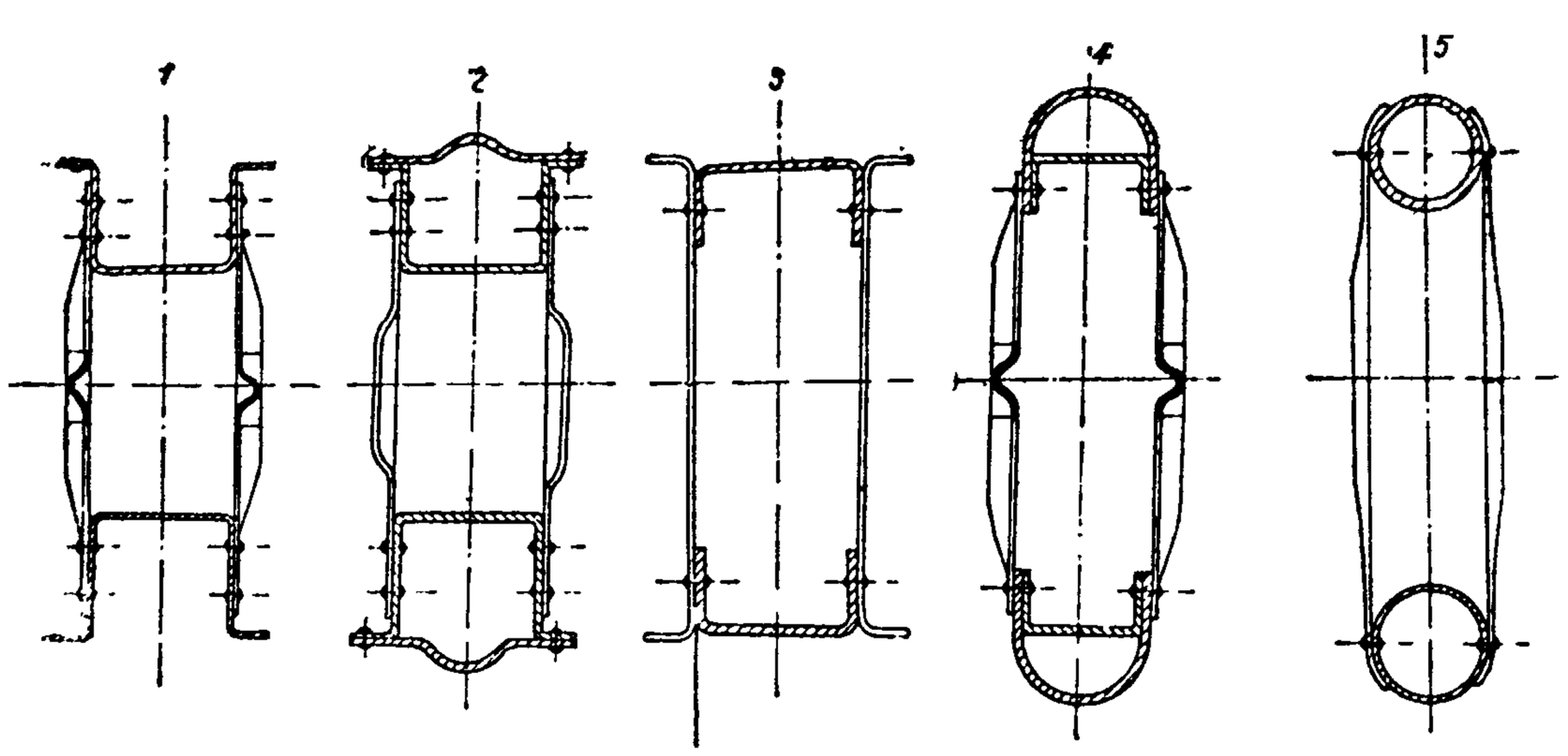
[1] См. В. Ф. Багрий, Производство самолетов, 1933.



Фиг. 10.



Фиг. 11.

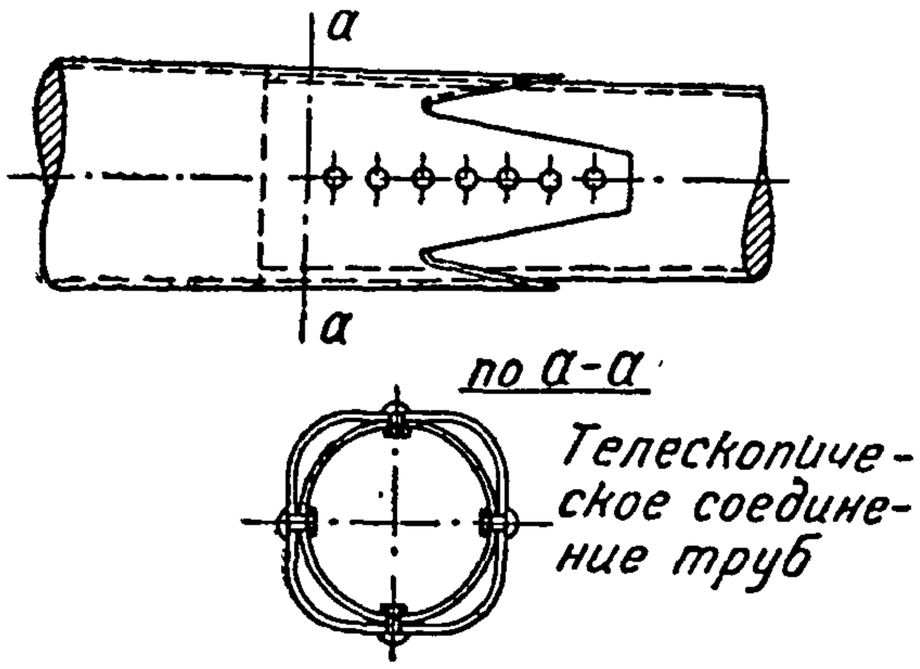


Фиг. 12.

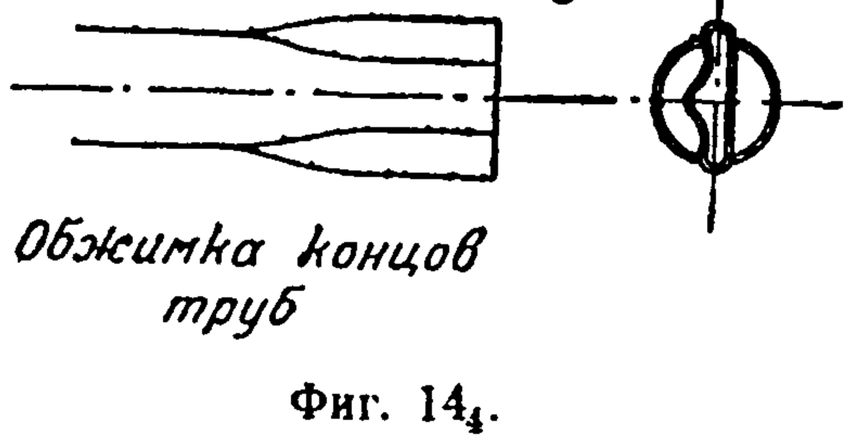
средством накладной муфты (фиг. 13_4). Для образования змейки трубы обжимаются по типу фиг. 14_4.

Развитая форма сечений дюралевых лонжеронов диктуется необходимостью получения больших моментов инерции и увеличения жесткости конструкций.

Профиль обладает большой устойчивостью на сжатие, если он замкнут или подкреплен. По опытам проф. И. И. Сидорина в лаборатории ЦАГИ открытый профиль A_{11} с толщиной стенки 1 *мм* при длине 400 *м* имеет разрушающее усилие сжатия в 3420 *кг*.



Фиг. 13_4.

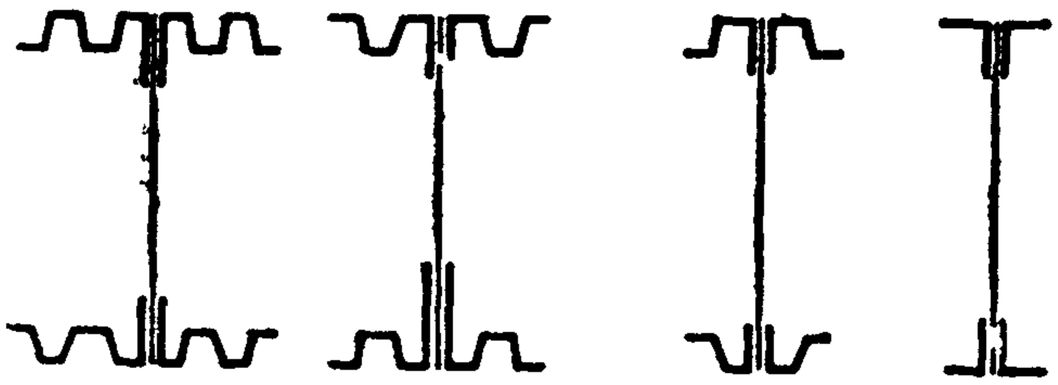


Фиг. 14_4.

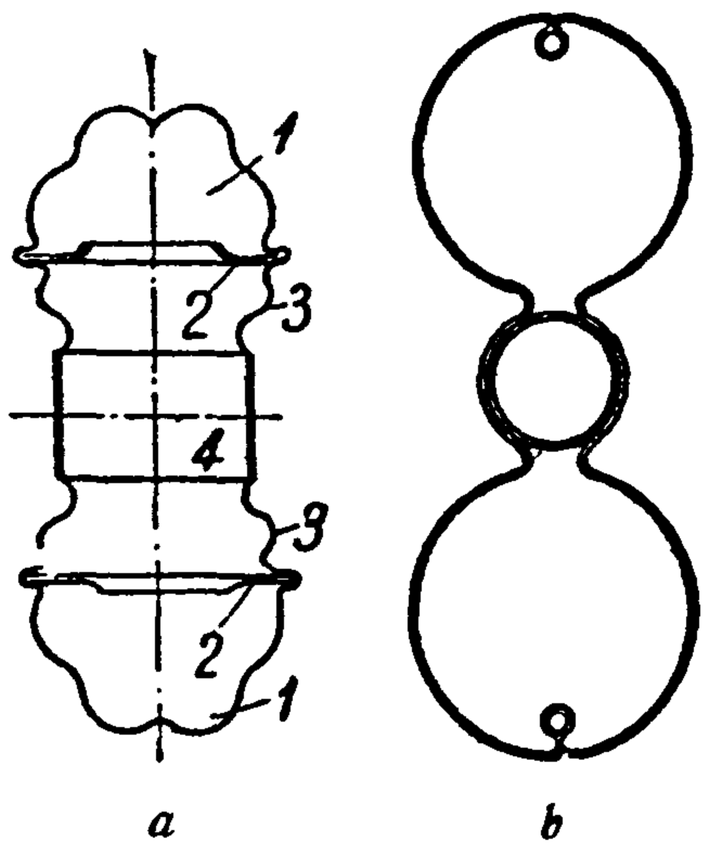
Тот же профиль, закрытый пластинкой или фасонным очертанием, повышает сопротивление до 7925 *кг* [1].

Обычно критическая сила тонкостенных профилей оказывается выше, чем то дает формула Эйлера для шарнирных опор; ввиду этого при подборе сечений приходится пользоваться опытными кривыми.

Особой простотой сборки лонжеронов в производстве отличается двутавровый профиль. Метод его получения посредством уголков ясен из рассмотрения фиг. 15_4, где показаны его преобразования с прямоугольной полкой.



Фиг. 15_4.



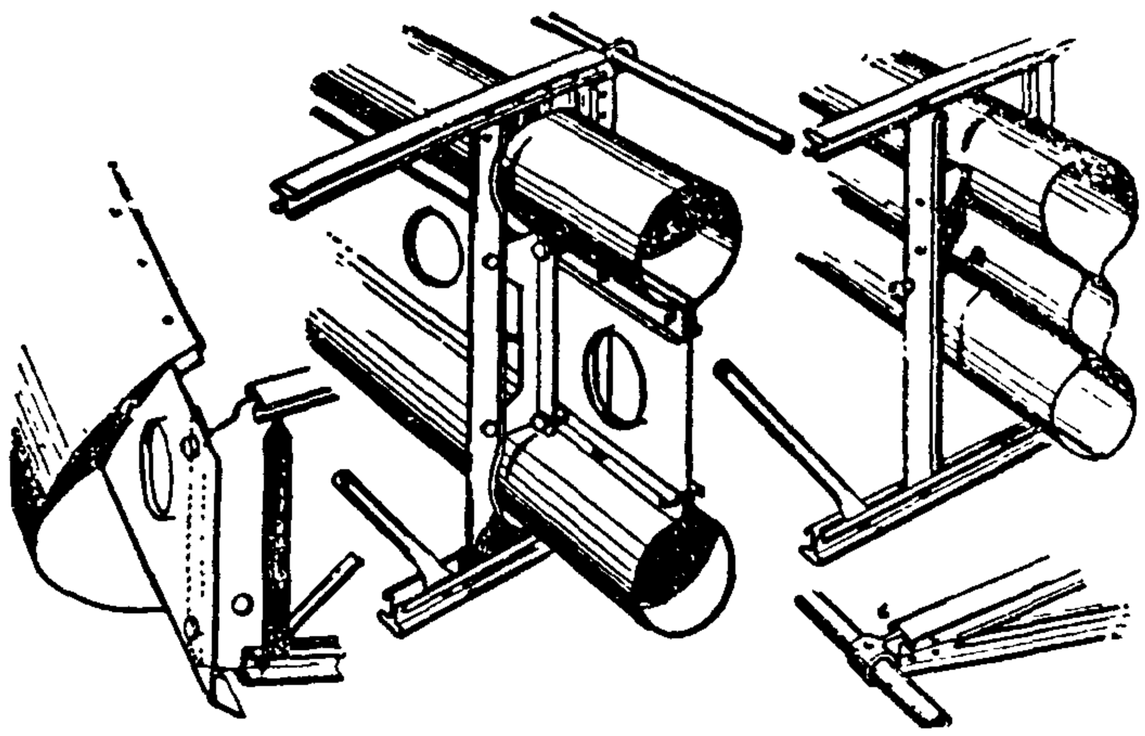
Фиг. 16_4.

Стальные лонжероны. Производство стальных лонжеронов идет по нескольким направлениям. Пояса лонжеронов делают профилирован-

[1] См. проф. И. И. Сидорин, Исследование кольчугалюминиевых профилей, 1933. См. также Приложение VI.

ными; стенка имеет сравнительно малую плоскость, пронизанную завальцованными трубками. На фиг. 16a_4 показано сечение такого лонжерона.

Тонкий стальной лист профилируется на специальном станке по формам *1* и *3*. В листе *3* штампуются отверстия для трубок *4*. Лист *2* штампуется с отбортовкой для большей жесткости.



Фиг. 17$_4$.

Как видно из рисунка, лонжерон не имеет заклепочных соединений. Профилированные листы *1*, *2* и *3* соединяются вместе на специальном роликовом станке путем закатки бортика листа *3*, образующего стенку лонжерона. После этого происходит завальцовка трубки *4* между листами *3* — *3*.

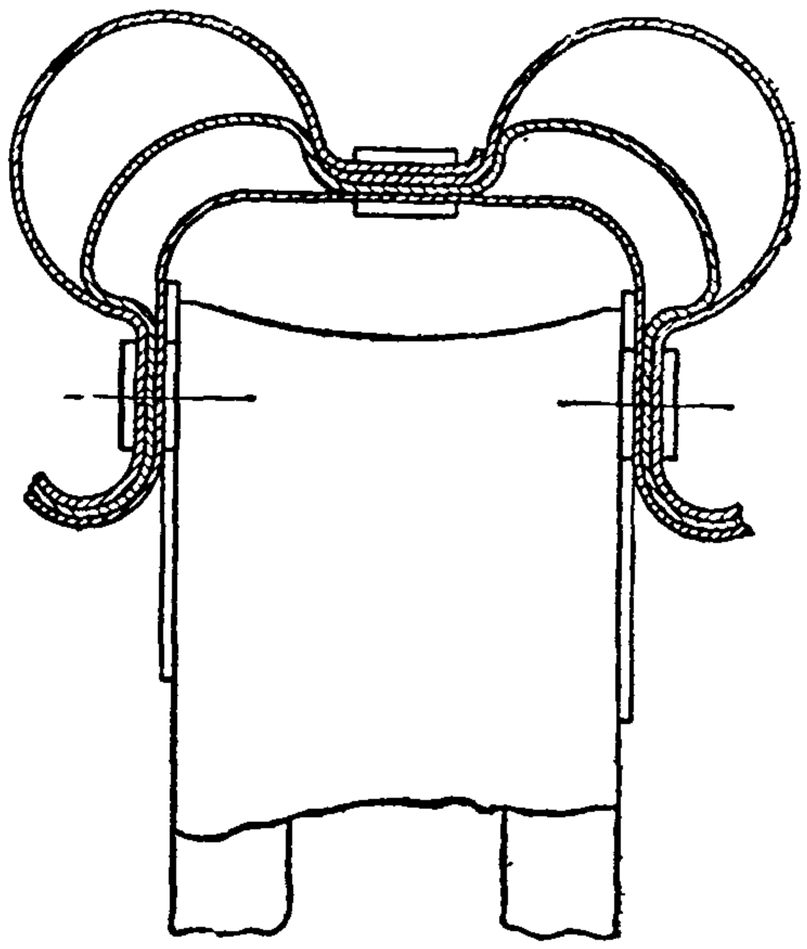
Такого типа лонжероны пригодны для машин весом от 8000 до 10 000 *кг*. В зависимости от веса изменяются лишь размеры от осей симметрии, а профили лонжерона остаются без изменения.

Другой тип стального лонжерона для легких самолетов представлен на фиг. 16b_4. В этом лонжероне также отсутствуют заклепки. Правая и левая половины соединяются закрытым узлом внутри трубы.

Средняя труба также не цельнотянутая; она вставляется тогда, когда правая и левая части скрепляются вторым узлом. Такие лонжероны очень легки и дешевы по сравнению с лонжеронами из стальных цельнотянутых труб.

Рассмотренные два типа стальных лонжеронов изготовляются из катаных профилированных листов.

Существуют лонжероны, в которых части не катаны, а тянуты. Такой лонжерон показан на фиг. 17$_4$, он осуществлен в крыле английского самолета „Бультон Поль“ Р-64. Здесь верхний и нижний пояса тянуты на протяжных станках. Сечение пояса фасонное, и пояс оформляется в три протяжки. Стенка с поясами соединяется пустотелыми заклепками в два приема, т. е. верхний и нижний пояса приклепываются отдельно. Интересный пример увеличения жесткости тонкостенного лонжерона представляет крыло английского самолета „Глостер“.

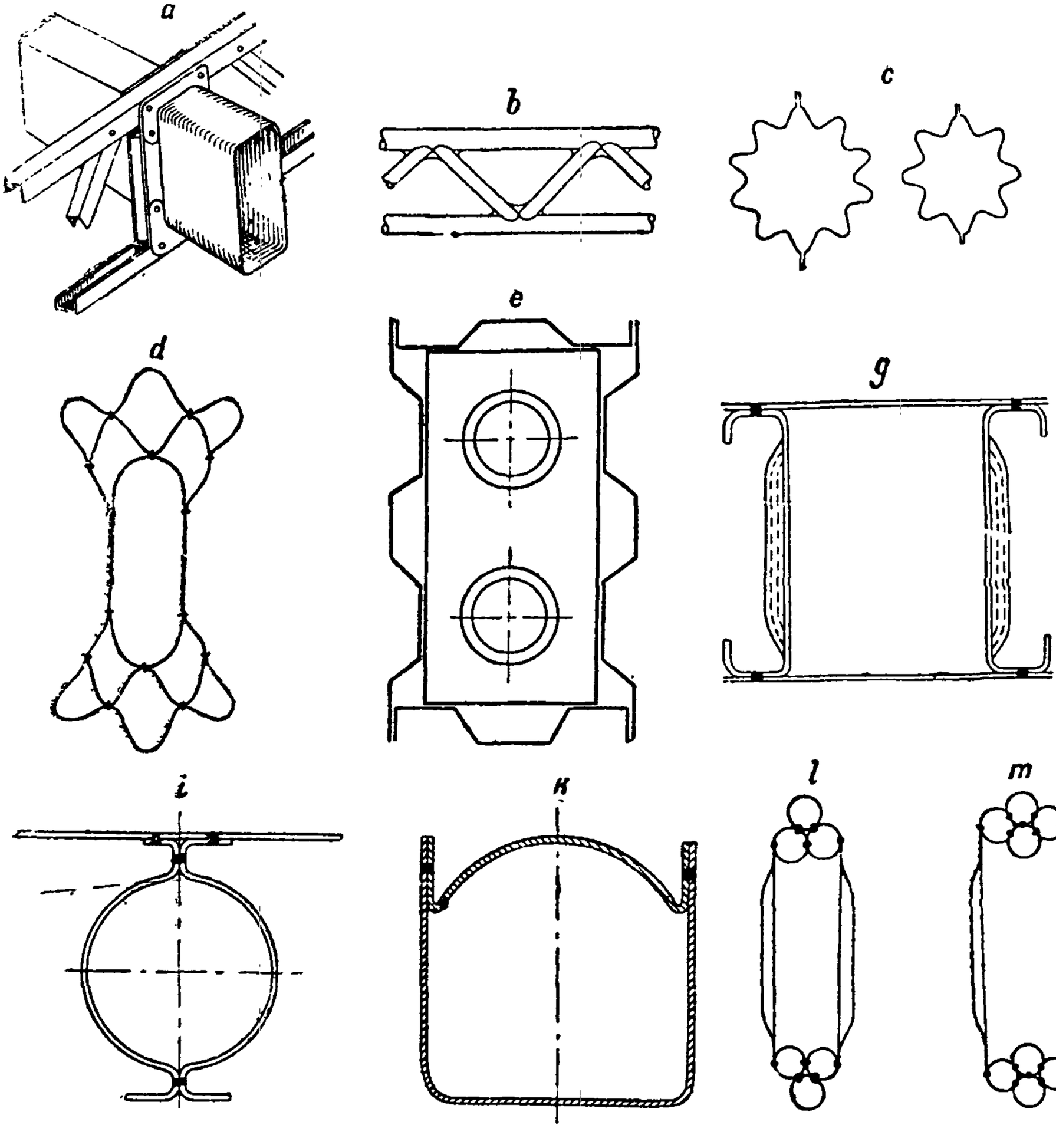


Фиг. 18$_4$

На фиг. 18$_4$ дано сечение лонжерона этого самолета. Как видно из фигуры, он представляет собой замкнутый силовой контур, поясные образования которого получены двойной накладкой фасонной стали, приклепанной к стенкам. Таким образом достигается аналогия с двутавровым сечением, и лонжерон значительно повышает модуль сопротивления.

Имеются еще сварные лонжероны из стали Энерж-6 или хромомолибденовой. На фиг. 19_4 показаны лонжероны коробчатый (*а*) и трубчатый (*б*), полученные газовой сваркой; лонжероны *с* и *d*, полученные точечной электросваркой, применены в крыльях и фюзеляже самолета Сталь-2, конструкции инж. А. И. Путилова. На фиг. $19e_4$ показано сечение лонжерона того же самолета с внутренней диафрагмой при толщине стенки 0,3—0,6 *мм*.

С внедрением в производство высокосортной стали С-7170 и С-71100



Фиг. 19_4.

с коэфициентом крепости от 70 до 120 *кг/м*^{2} был разработан НИИ ГВФ специальный сортамент профилей, удовлетворяющих новым технологическим приемам электросварки точечной и роликовой. В основу их положены V-образные и Z-овые профили. На фиг. 19_4, *g*, *i*, *k*, *l*, *m*, показаны простейшие образования поясов рамных конструкций.

Среди всевозможных комбинаций профилированного лонжерона особой простотой отличается трубчатое образование поясов по фиг. 19_4, *l*, m, из двух, трех и пяти труб размером 18—16, 20—18 *мм* и др. в зависимости от усилия.

Благодаря электросварке чрезвычайно упрощены стыки труб, просто крепится решетка и отсутствует телескопичность труб — необходимое условие при сборке дюралевого крыла. Очевидно, номенклатура потребных материалов при этом сокращается.

Паяные трубчатые лонжероны. Одиночные трубы и их групповые соединения в тройки, пятерки и т. п. представляют самые наивыгоднейшие сечения профилей в конструкциях стальных самолетов. Однако недостатками соединения труб способом сварки являются: разнородность структуры материала на одном и том же куске трубы, возможность образования трещин (от резких температурных изменений в материале при сварке) и даже образования прожогов.

Эти дефекты отсутствуют при методе холодной пайки хромомолибдена специальным стальным припоем, употребляемым для пайки нержавеющей стали.

Для примера укажем, что элементы соединения двух хромомолибденовых трубок диаметра 17 — 18 *мм* на одной сварной точке контактным способом (при испытании прочности соединения на срез) разрушались при нагрузке 600 — 700 *кг*. Те же элементы двух хромомолибденовых трубок, соединенных на длине 100 *мм* холодной пайкой стальным припоем, при испытании на срез пайки дали величину разрушающей нагрузки в 1010 *кг*, т. е. примерно на 50% выше сварного соединения.

Проведенное испытание второго варианта соединения пайкой пяти хромомолибденовых трубок диаметра 17 — 18 *мм* и длиной 357 *мм* и дало продольный изгиб со смятием одного торца и образование складок на стенках самих трубок под нагрузкой в 14 950 *кг* без разрушения швов пайки по всей длине.

Основными преимуществами соединения каленых хромомолибденовых труб на холодной пайке являются: сохранение неизменности структуры материала в местах соединения, что при сварке совершенно невыполнимо; гарантия от прожогов и трещин — явлений, обычных при сварке; простота и легкость монтажно-сборочных работ, причем даже ошибочно собранные узлы легко разбираются обратно без разрушения материала труб; простота и дешевизна оборудования и инструмента для производства пайки, что несравнимо с дороговизной и сложностью специального сварочного оборудования; легкость производства и ремонта любой детали, соединенной в пайке, в любых условиях работ и в любом месте конструкции, что совершенно невозможно в сварных конструкциях.

Моноблочные крылья. В целях достижения минимального веса конструкции крыльев на скоростных американских самолетах применяются так называемые моноблочные системы.

Под этим термином понимаются такие конструкции, где все элементы, включая обшивку, увязаны между собою в одно монолитное целое, работающее на все нагрузки как брус простейшего типа[1]. Таким образом крыло типа Юнкерс или ЦАГИ с его гофрированной обшивкой, работающей только на кручение, и вообще крыло или фюзеляж, обшивка которых не принята во внимание, работая по различным схемам на различные нагрузки, не будет конструкцией моноблочного типа.

Из самолетов прежних типов, имевших моноблочную конструкцию, отметим так называемое кессонное крыло Рорбаха и многолонжеронное

---

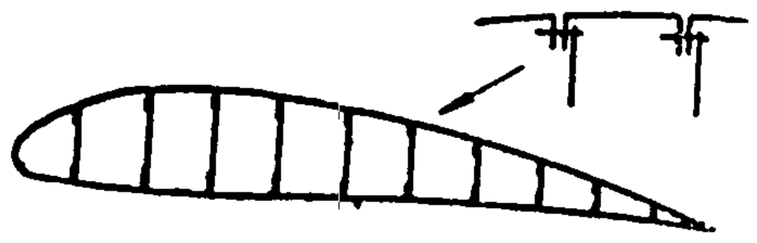
[1] ТВФ № 2, 1934, статья С. Я. Макарова, Скоростные коммерческие самолеты.

(точнее „многостеночное“) крыло Юбера (Hubert), реализованное сначала на металлическом низкоплане-истребителе „Фербуа“ (S. J. M. B), а затем на деревянных машинах фирмы Бернар.

Таким образом крыло „Моноблок“ построено не по принципу фермы, а по принципу рамных систем, что с точки зрения прочности и весовой отдачи является наиболее эффективным.

Схема крыла Юбера представляет собой систему из десяти вертикальных стенок из тонкого листового дюраля, между которыми вклепываются по длине крыла листы дюралевой обшивки с отбортованными для клепки краями (фиг. 20_4). Изготовленный таким образом моноблок дает большую прочность, так как потеря устойчивости в сжатом поясе, которая так опасна для отдельно работающих тонкостенных элементов, здесь благодаря совместной работе обшивки и стенок не выводит из строя конструкцию почти вплоть до разрушения.

Несомненно, что производственная сложность изготовления (кроме того, опасность искажения профиля крыла при клепке) заставила Юбера перейти к деревянным моноблокам, где продольная клепка заменяется простым склеиванием по длине. Однако принцип Юбера нашел применение в металлических конструкциях, и на новейших американских машинах Нортропа, Дугласа, Дженерал-Авиэйшен и Эй-Ди-Си можно обнаружить сходство конструкций со схемой Юбера.



Фиг. 20_4.

Как идеал моноблочное крыло представляется в виде лопасти пропеллера (облегченного внутри), изготовляемого прямо по шаблону. Взаимодействие между работающей обшивкой и подкрепляющей ее сеткой вспомогательных элементов таково, что совершенно исключает необходимость в тяжелых лонжеронах и мощных стрингерах. Как известно, конструкцию с работающей обшивкой легко перетяжелить, если в „запас прочности“ считать, что обшивка работает только на срез, и вводить жесткие элементы, сводящие на-нет роль несущей обшивки.

Таким образом идея моноблочной конструкции не допускает расчленения функций работающих элементов, рассчитываемых по отдельности: на изгиб, на сжатие, на потерю устойчивости и т. д., так как материал должен использоваться на 100% по возможности во всех расчетных случаях.

Возьмем однолонжеронное крыло Стигера „Моноспар“. С точки зрения моноблока оно нерационально, так как его тонкий высокий лонжерон может работать только на изгиб, а для поглощения кручения лонжерон снабжается довольно сложной системой раскосов и расчалок. Только несовершенство крыльев обычного двухлонжеронного типа, где передний лонжерон рассчитывается на один случай, а задний — на другой, т. е. так, что сумма напряжений в полках обоих лонжеронов далека от удвоенного расчетного, приводит к признанию „Моноспара“.

Лучшие представители скоростных машин в отношении прочности и весовой отдачи построены не по принципу фермы, а по принципу рамных систем, которыми и являются моноблоки.

Например, у машин Нортропа „Гамма“ и „Дельта“ лонжероны (вернее, полки лонжеронов) и усиленные стрингера отсутствуют, а вся работающая поверхность обшивки равномерно подкреплена однообразной сеткой мелких шпангоутов и стрингеров.

Расстояние между шпангоутами фюзеляжа равно приблизительно 500 *мм*, а между стрингерами — 200 — 250 *мм*, т. е. величина наибольшего свободного контура $a \cdot b = 500 \cdot 250$, что дает $a \approx 2b$. В крыле расстояние между нервюрами равно 580 *мм*, а между стрингерами — 100 — 150 *мм*, т. е. $a \approx 4b$.

У машины фирмы Локхид расстояние между шпангоутами равно 500 *мм*, а между стрингерами — 200 — 250 *мм*, расстояние же между нервюрами является рекордным — 600 *мм*; спрусовые стрингера в центральной части крыла лежат друг от друга на расстоянии 220 — 230 *мм* и на консолях даже на 350 *мм*. Таким образом здесь мы имеем тоже $a \approx 2b$ (фюзеляж) и $a \approx b$ (2,— 3) (крыло). Этот редкий поперечный набор на первых машинах компенсировался толщиной обшивки (2,38 *мм*). Такое крыло, однако, обладало излишней прочностью, поэтому толщина обшивки уменьшалась и на последних моделях величина δ доведена до 1,6 *мм* для верхней половины обшивки и составляет всего только 1,06 *мм* для нижней части обшивки.

Крыло Локхида не имеет усиленных нервюр. Имеются лишь обыкновенные нервюры раскосного типа, разрезанные двумя лонжеронами на три части. Такая конструкция дает выигрыш в высоте лонжерона, равный удвоенной толщине нервюрного пояса, и позволяет крепить обшивку непосредственно к полкам лонжеронов. Применяемая обшивка из спрусовой фанеры легче березовой в среднем на 25 — 30%. Волокна рубашки идут параллельно размаху, что придает повышенную прочность контуру на сжатие.

Рациональный профиль лонжеронов. Сочетание мелких подкрепляющих элементов с работающей обшивкой хотя и дает хорошие результаты, но все же не дает достаточной гарантии в безопасности при больших нагрузках. Следовательно, конструктор или должен итти на риск или перетяжелять конструкцию. Последнее неизбежно, если сжатые элементы рассчитываются на напряжения, составляющие только 50% от разрушающих усилий. Свободные длины стержней между шпангоутами или нервюрами таковы, что всегда стержень оказывается коротким (величина $\frac{l}{i}$, как правило, лежит значительно ниже эйлеровской области). В этих условиях главную роль играет не продольный изгиб, а потеря устойчивости в тонких стенках. Трудность рационального разрешения вопроса на практике вызвала применение сплошных элементов.

Действительно, только наличие сплошного сечения в сжатом коротком элементе дает возможность снять с последнего напряжение, практически равное временному напряжению данного материала на разрыв. Две фирмы — Моран и Девуатин — стали на этот путь.

Полки лонжеронов крыла (в корневом сечении) истребителя Моран-Сольнье 325 С-1 изготовлены из дюралевых прутков сплошного сечения $\sim 50 \times 50$ *мм*. Полки единственного лонжерона, трехмоторного „Девуатин-332", тоже имеют сплошное сечение (в виде двойного тавра) толщиной 30 *мм*. Преимущества сплошных сечений из одного куска перед сплошными сечениями из набора очевидны: монолит не боится расслаивания и экономит заклепочный шов.

Характерно и повышение толщины несущей обшивки U-образного носка лонжерона самолета „Девуатин-332", в среднем — плакированный дюраль имеет толщину 1 *мм*, а на консолях толщина равна 0,5 *мм*.

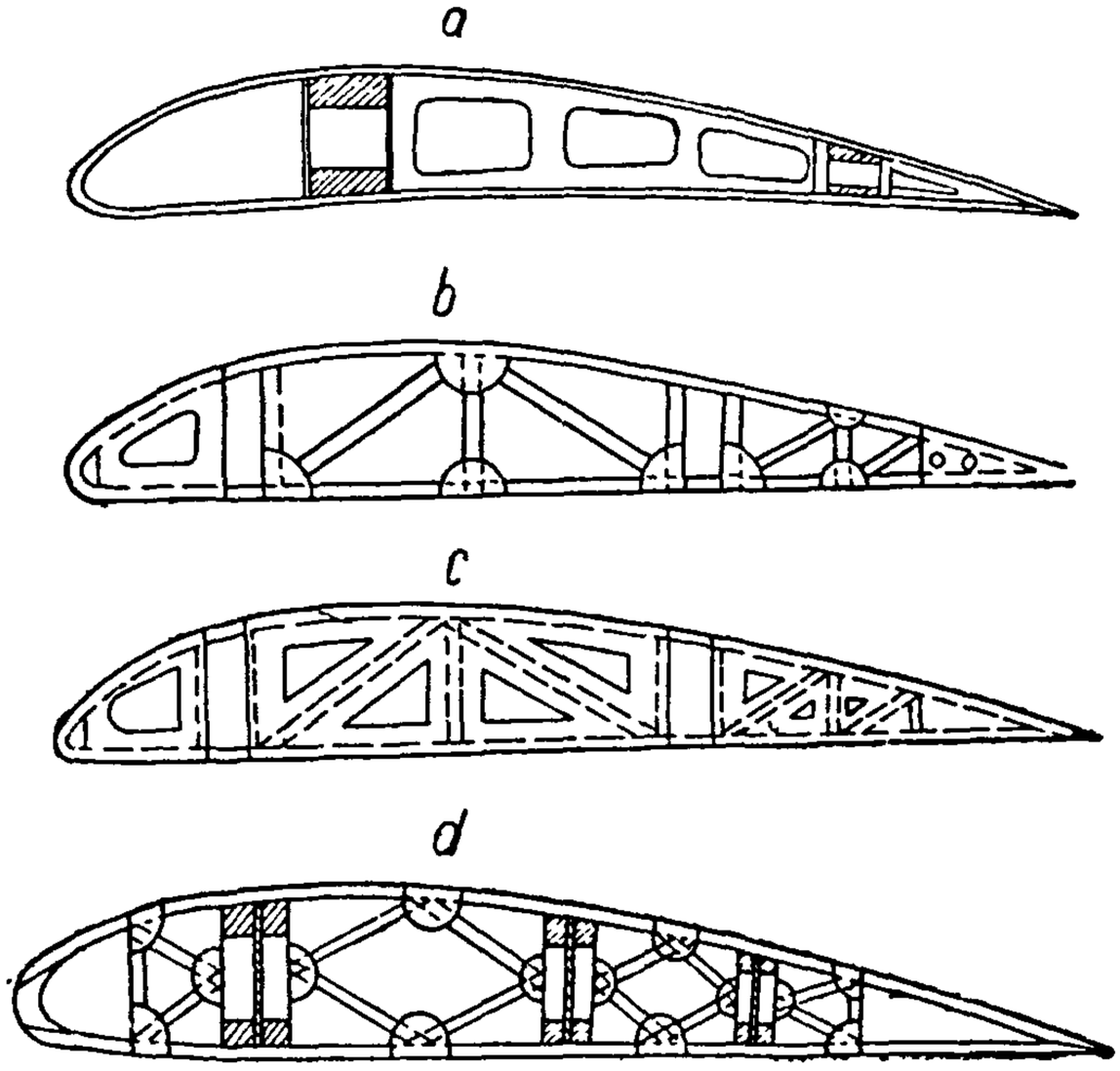
§ 4_4. НЕРВЮРЫ КРЫЛЬЕВ

Нервюра служит для образования аэродинамического профиля крыла и передачи воздушного сопротивления от обшивки к лонжеронам.

Различают два основных типа нервюр: простые и усиленные. Усиленные ставятся через 4 — 5 нервюр и служат в качестве внутренних распорок, увеличивающих жесткость крыла.

Конструкция деревянных нервюр. В деревянных крыльях применяются конструкции нервюр, показанные на фиг. 21_4.

Обвод нервюры деревянного крыла образует сосновая рейка размером 6×12 или 5×10 *мм*, к которой пришивается клеевым соединением и гвоздями фанерная стенка толщиной 1, 1,5 и 2 *мм* (фиг. $21a_4$).



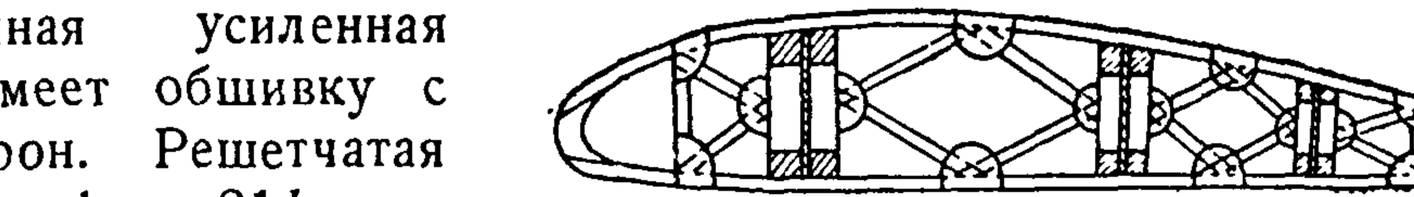
Фиг. 21_4.

Двустенная усиленная нервюра имеет обшивку с обеих сторон. Решетчатая нервюра по фиг. $21b_4$ состоит из стержней того же сечения, что и обвод, с фанерными накладками, причем носовая часть образована фанерным обтекателем.

При наложении на решетку фанерной стенки получается очень прочная усиленная нервюра ферменного типа (фиг. $21c_4$).

Тип нервюры *d* применен в свободнонесущем трехлонжеронном крыле самолета ОСГА-6 конструкции инж. И. В. Четверикова.

Конструкция и производство металлических нервюр. Нервюры металлические, так же как и деревянные, бывают обыкновенные и усиленные. На фиг. 22_4 показан тип раскосной нервюры. Полки нервюры изготовляются из профиля коробчатого сечения. Полки имеют криволинейные участки



Фиг. 22_4.

и концы их закрыты. Перед сборкой профиль необходимо прокатать на роликовых станках, чтобы получить соответствующую чертежу кривизну.

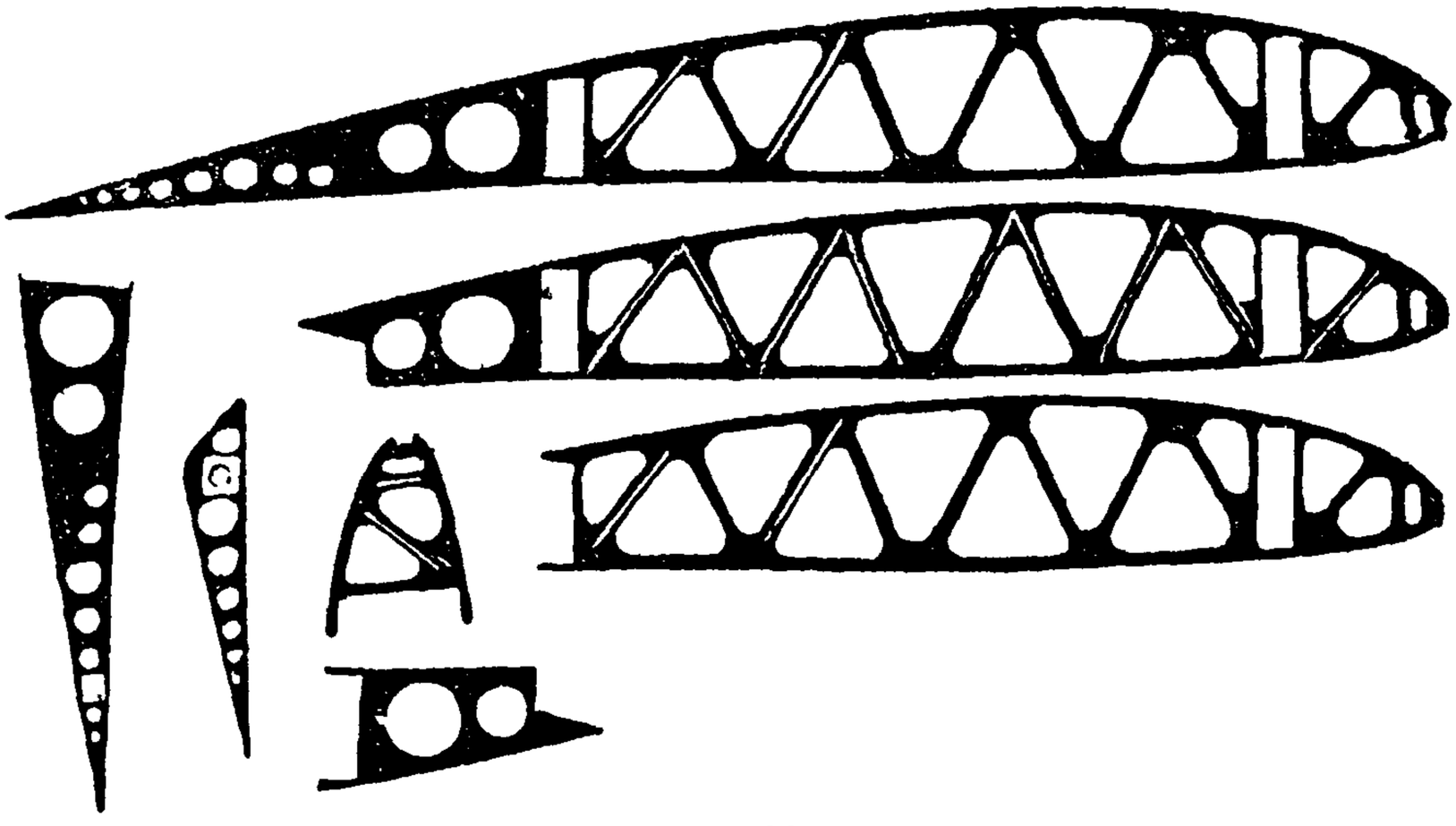
Наряду с клепаными и сварными нервюрами в самолетостроении применяются и штампованные.

На фиг. 23_4 представлен набор нервюры самолета Кертисс „Thrush", выполненный из алькледа. Как видно на фигуре, нервюра штампуется из трех частей: носовой, средней и хвостовой.

Нервюра элерона здесь изображена отдельно.

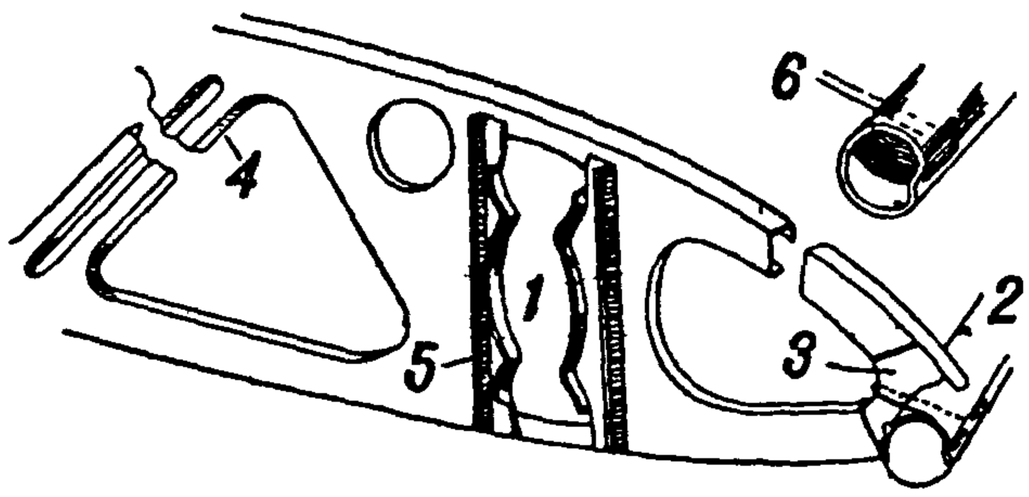
При массовом производстве простота и дешевизна изготовления являются основными преимуществами.

Кроме нервюр, составленных из нескольких частей, имеются нервюры, штампованные из целого листа. Эти нервюры получили распространение в легком самолетостроении. Они легки и довольно жестки. Тип такой нервюры изображен на фиг. 24_4.



Фиг. 23_4.

Производственные операции по изготовлению подобного рода нервюры располагаются в следующем порядке. Сначала штампуется конфигурация нервюры из вырезанного листа, затем идет штамповка отверстий облегчения с отбортовкой — *4*; далее высокий борт отгибается, образуя толщину полки. В последующие две операции штампуются места для лонжеронов—*1*.



Фиг. 24_4.

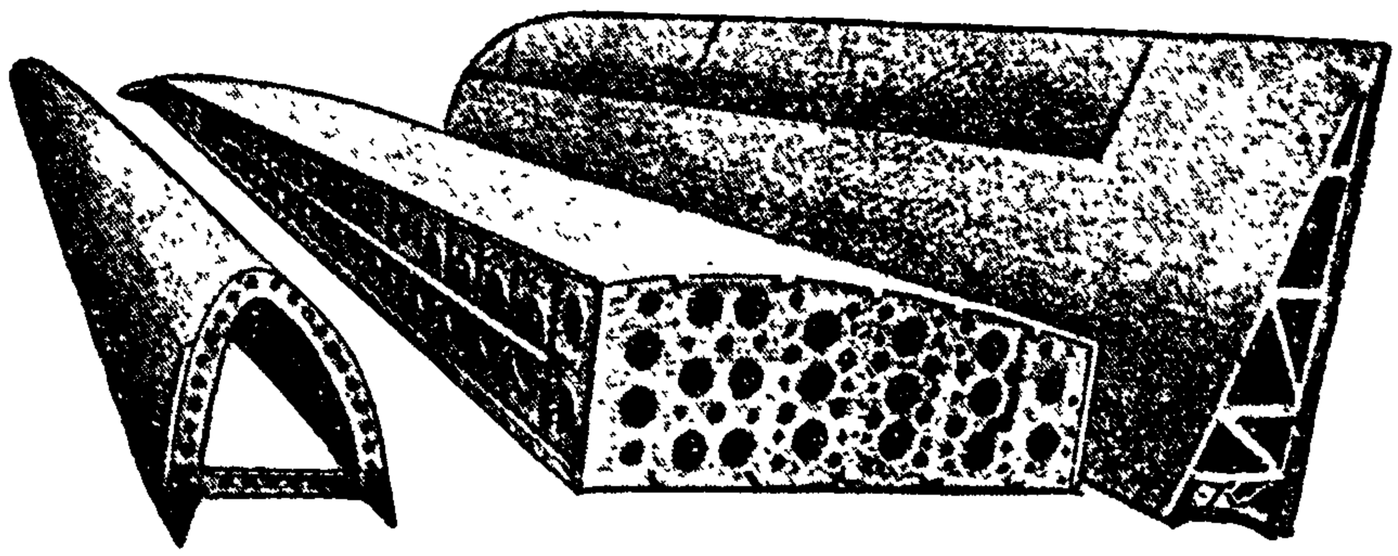
Носок нервюры усиливается обоймой *3* с круглым вырезом, в который входит труба *2*, соединяющая носки всех нервюр при помощи проволочных петель *6*. Для увеличения площади соприкосновения выреза с лонжероном, а также для большей жесткости по краям выреза с лонжероном при-

клепываются фигурные штампованные накладки *5*.

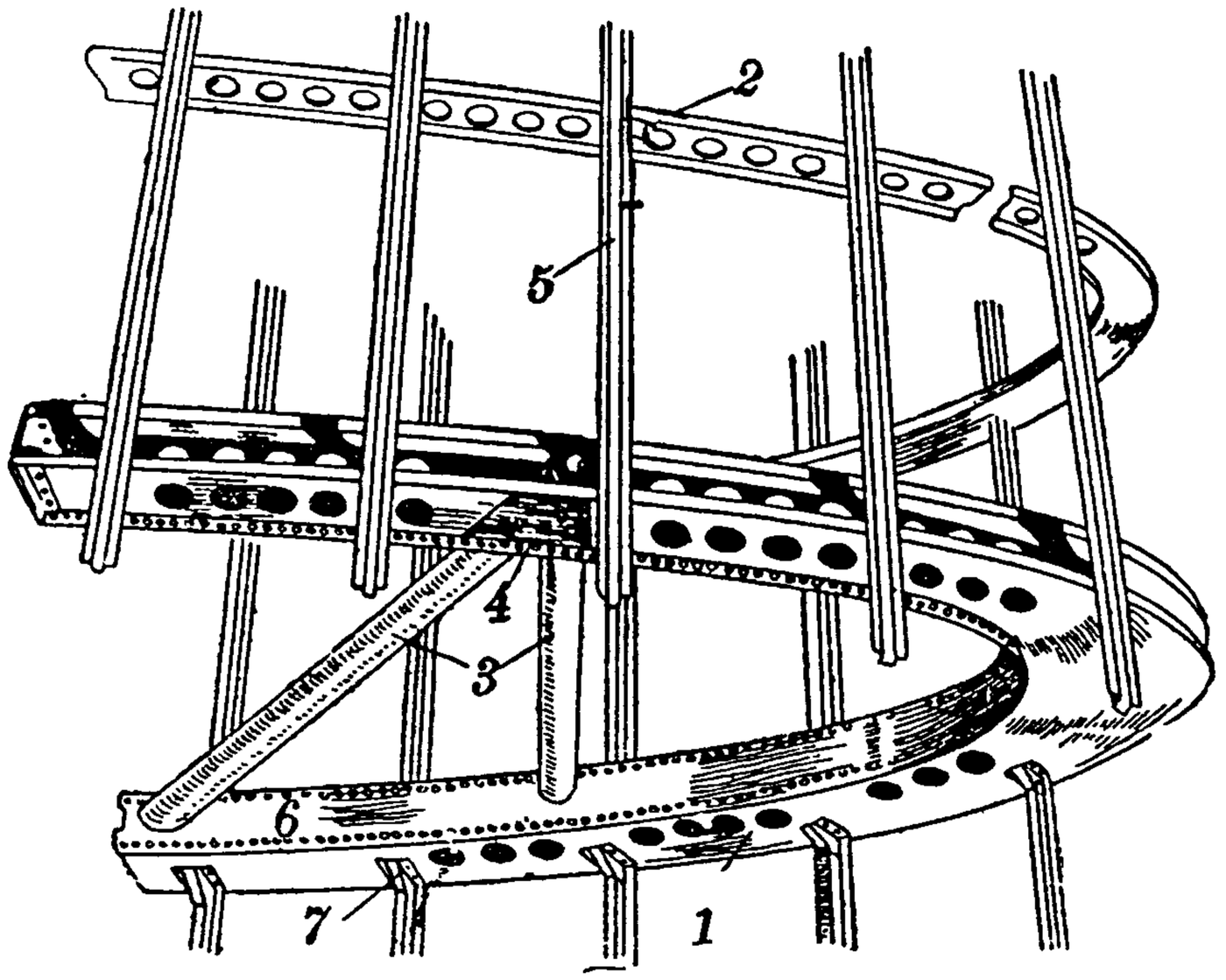
У больших самолетов ширина крыльев достаточно велика. Для облегчения производства, а также из практических соображений крылья изготовляются из нескольких отъемных частей как вдоль, так и поперек крыла.

На фиг. 25_4 показано в разобранном виде крыло французского самолета „Луар-30".

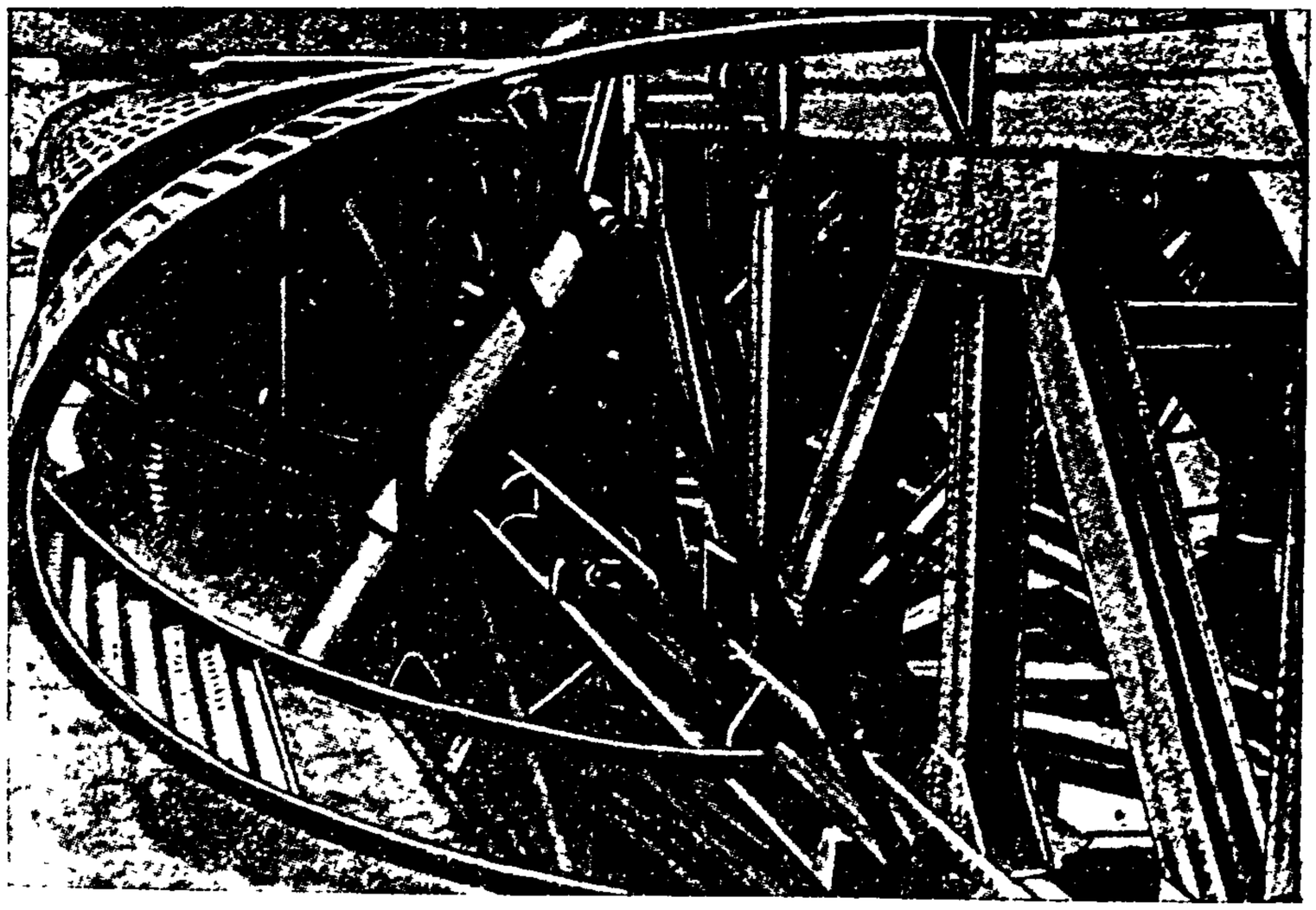
На фиг. 26_4 изображена передняя отъемная часть (носок). Усиленная полунервюра состоит из двух боковин *1*, обработанных под мощными прессами и отбортованных. Соединяются боковины помощью ленты *6* на клепке. В листе делаются прорезы для расносов *3*, прикрепляемых к боковинам. В местах клепки для усиления ставятся накладки *4*. Для укрепления стрин-



Фиг. 25$_4$.



Фиг. 26$_4$.



Фиг. 27$_4$.

геров *5* к боковинам приклепываются уголки *7* со смежными ребрами. Такая полунервюра собирается в приспособлении, фиксирующем расстояние между боковинами, дающем направление раскосов и определяющем положение ленты. Обыкновенно нервюра *2* имеет U-образный профиль с дырами облегчения и в производстве ничем особенным не отличается.

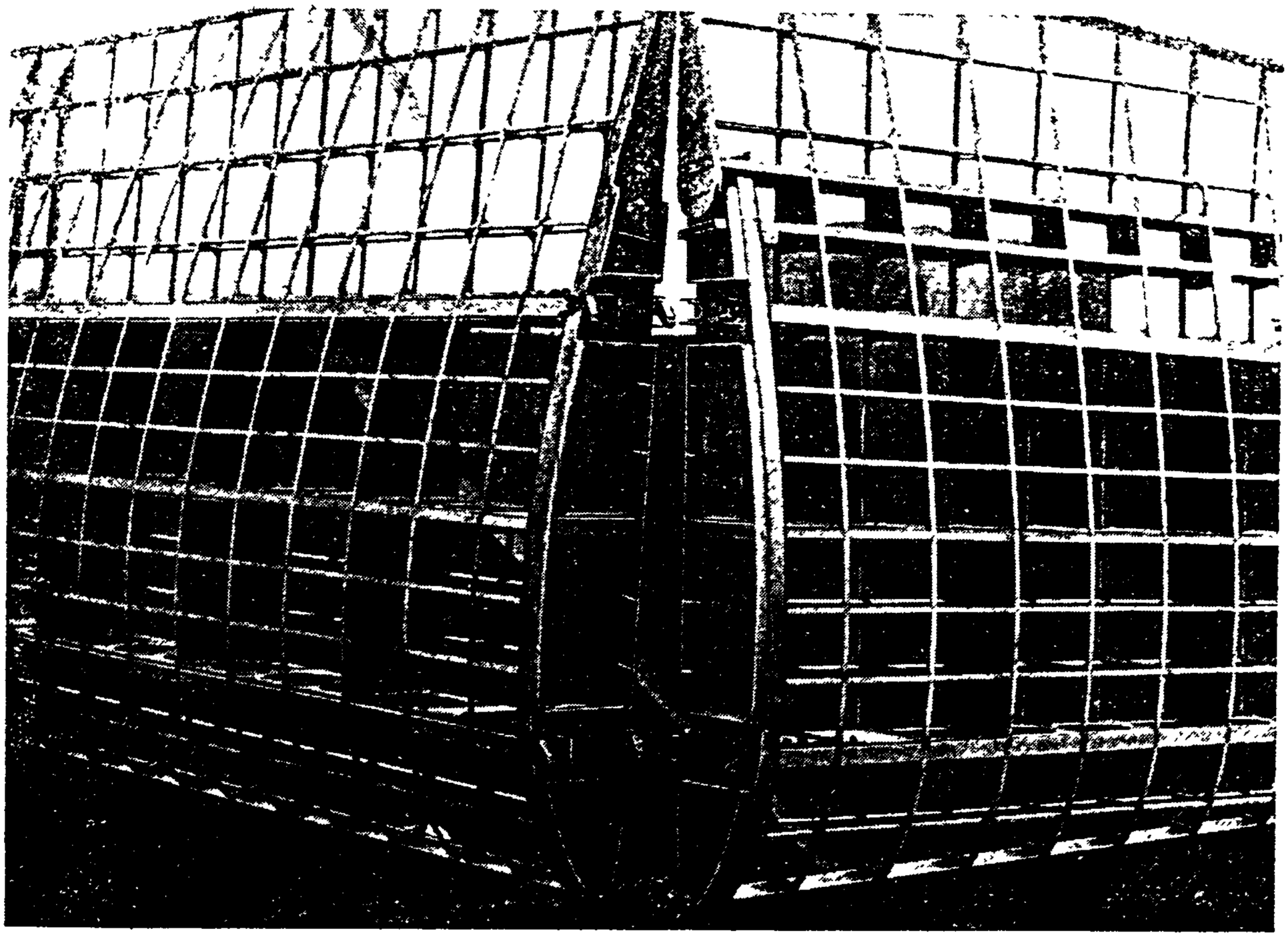
На фиг. 27_4 изображена носовая часть и передняя лонжеронная ферма крыла итальянского самолета „Бреда-32". Он имеет лонжерон кессонного типа, к которому приклепываются носовые обтекатели нервюр и хвостовые их части.

§ 5_4. КРЫЛЬЕВЫЕ ФЕРМЫ

Крылья бывают однолонжеронные, из двух или трех лонжеронов и многолонжеронные.

Двухлонжеронное крыло является преобладающим в авиационных конструкциях.

Развитие свободнонесущих монопланов явилось причиной появления трехлонжеронного крыла в целях получения большей жесткости и облег



Фиг. 28_4.

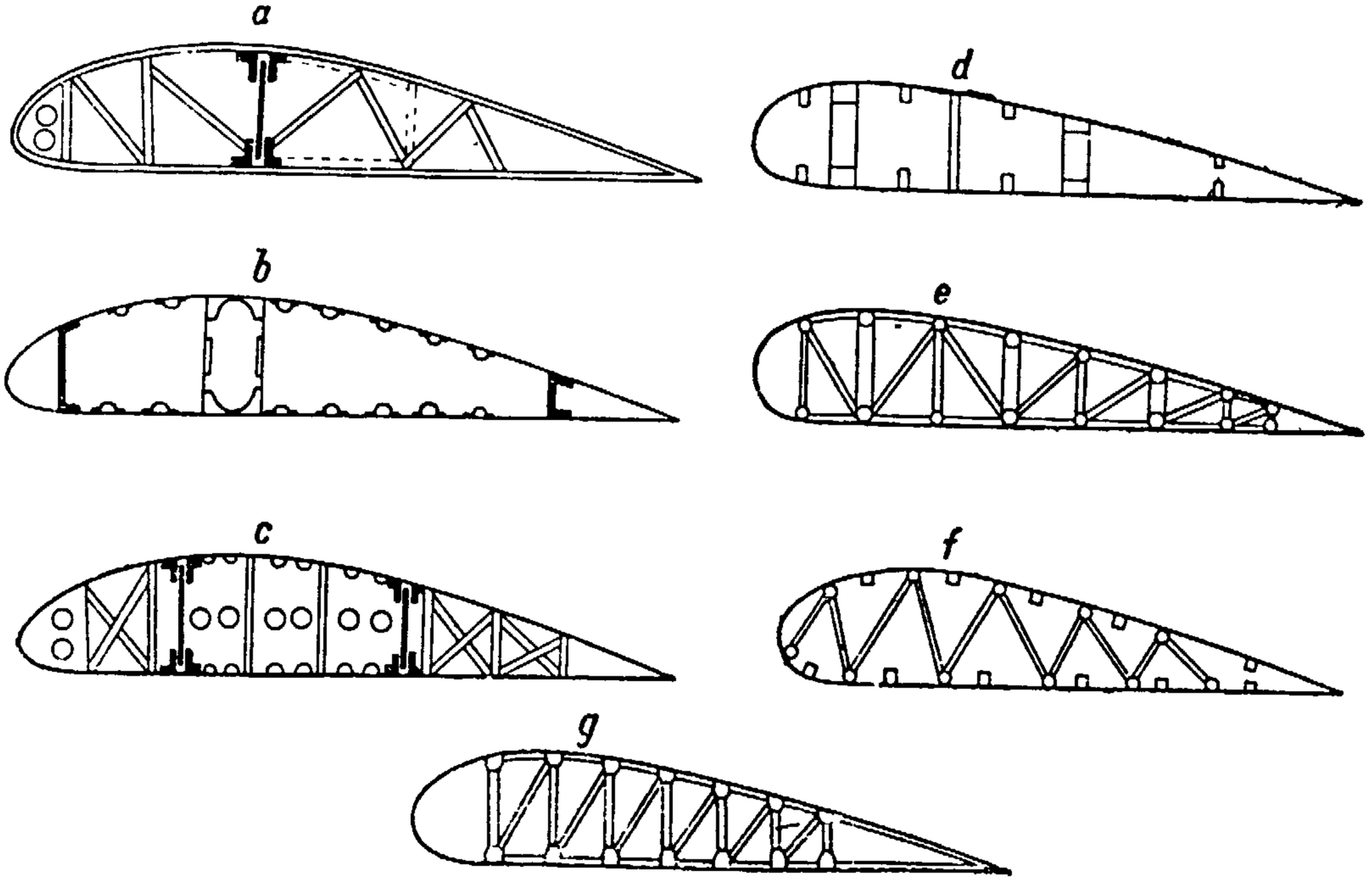
чения конструкции. Фиг. 28_4 дает представление о трехлонжеронном крыле фирмы Каспар. Как видно, здесь расчалок нет, нервюры связаны стрингерами, а в хвостовой части — ложными лонжеронами.

В многолонжеронных крыльях нервюры часто отсутствуют и заменяются несущей обшивкой; в таком случае расстановка лонжеронов такова, что они образуют контур профиля, обшивка лишь его закругляет и оформляет. Подобного типа конструкции представляют крылья самолетов Юнкерс.

Рассмотрим некоторые типичные конструкции, принятые в самолетостроении.

На фиг. 29_4 показано семь типов крыльев с жесткой обшивкой.

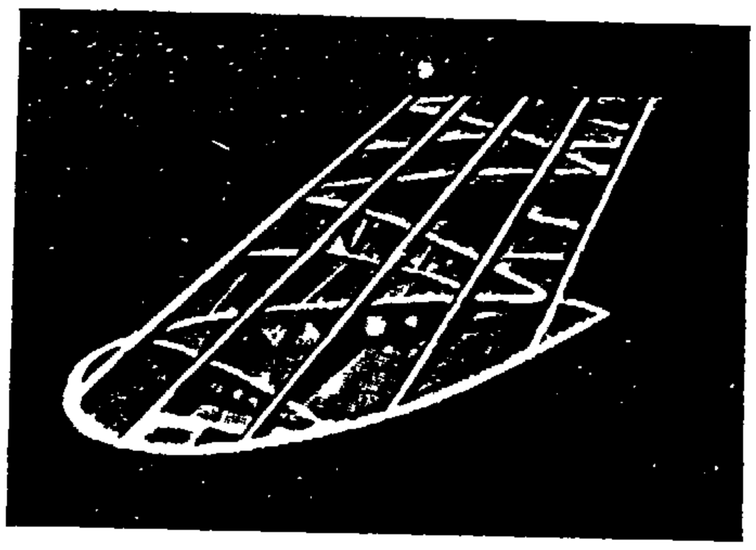
Крыло BFW (фиг. $29a_4$) имеет один лонжерон, и жесткая обшивка его носовой части сконструирована так, что вместе с лонжероном образует



Фиг. 29_4.

замкнутую коробку, воспринимающую нагрузку лобового сопротивления и скручивания. Вследствие сморщивания обшивки здесь является необходимость укрепить носок бо́льшим количеством нервюр.

Крыло Лепер-Вейман (фиг. $29b_4$) изготовлено из дюраля с одним лонжероном и обшивкой, подкрепленной продольными стрингерами. Для придания устойчивости обшивке требуется большое количество материала, и кроме того, слишком плоская задняя часть плохо выдерживает скручивание.



Фиг. 30_4.

Крыло Рорбаха (фиг. $29c_4$) из дюраля: два лонжерона соединяются верхними и нижними панелями, образуя прямоугольную коробку кессонного типа. Основная потеря в весе вызывается деталями для усиления обшивки. В позднейших конструкциях Рорбаха прямоугольная коробка была заменена почти квадратной, чтобы уменьшить площадь обшивки.

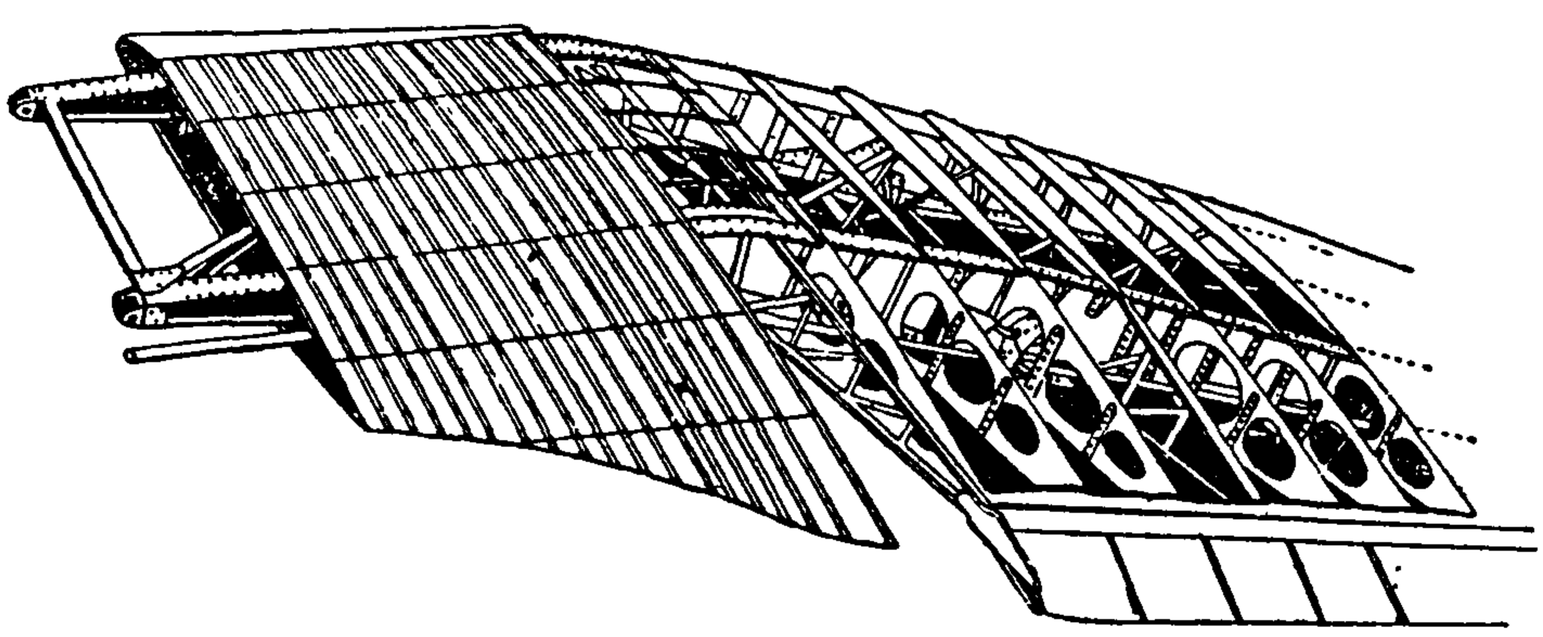
Крыло Фоккера (фиг. $29d_4$) — деревянной конструкции. Деревянная обшивка крыла всегда толще металлической и поэтому сама по себе является более жесткой и почти не требует усиления.

У крыльев Форда — три лонжерона обычного типа фермы Варрена (фиг. $29e_4$).

Юнкерс применял характерную пирамидальную расчалку против среза и сдвига, с рядом трубчатых лонжеронов (фиг. $29f_4$).

Крыло Бристоль (фиг. $29g_4$) похоже на крыло Форда, но у него больше лонжеронов. Недостатком такого крыла является трудность распределения нагрузок, потому что лонжероны соединены между собой не только обшивкой, но и системой расчалок.

В целях увеличения жесткости крыла на французском самолете „Луар-11" вместо нормальной установки нервюр применена косая (фиг. 30_4). Нервюры поставлены под углом 60°. Благодаря прямоугольному очертанию крыла фирма достигла максимальной стандартизации и простоты сборки.



Фиг. 31_4.

На фиг. 31_4 представлена не совсем обычная конструкция крыла. Польский истребитель типа PZL имеет два дюралевых лонжерона двутаврового сечения, нормальные нервюры и тонкую металлическую обшивку, прикрепленную в виде реек от передней части к задней с отбортованными кромками, приклепанными к нервюрной стенке, над выступающей поверхностью крыла[1]. В центральной части крыло имеет чайковидный излом.

В некоторых позднейших моделях истребителя PZL этот метод прикрепления обшивки изменен, и вместо внешних наклепанных швов покрытие накладывается плоско. Жесткие ребра таким образом совершенно упразднены, оставляя совсем гладкую поверхность.

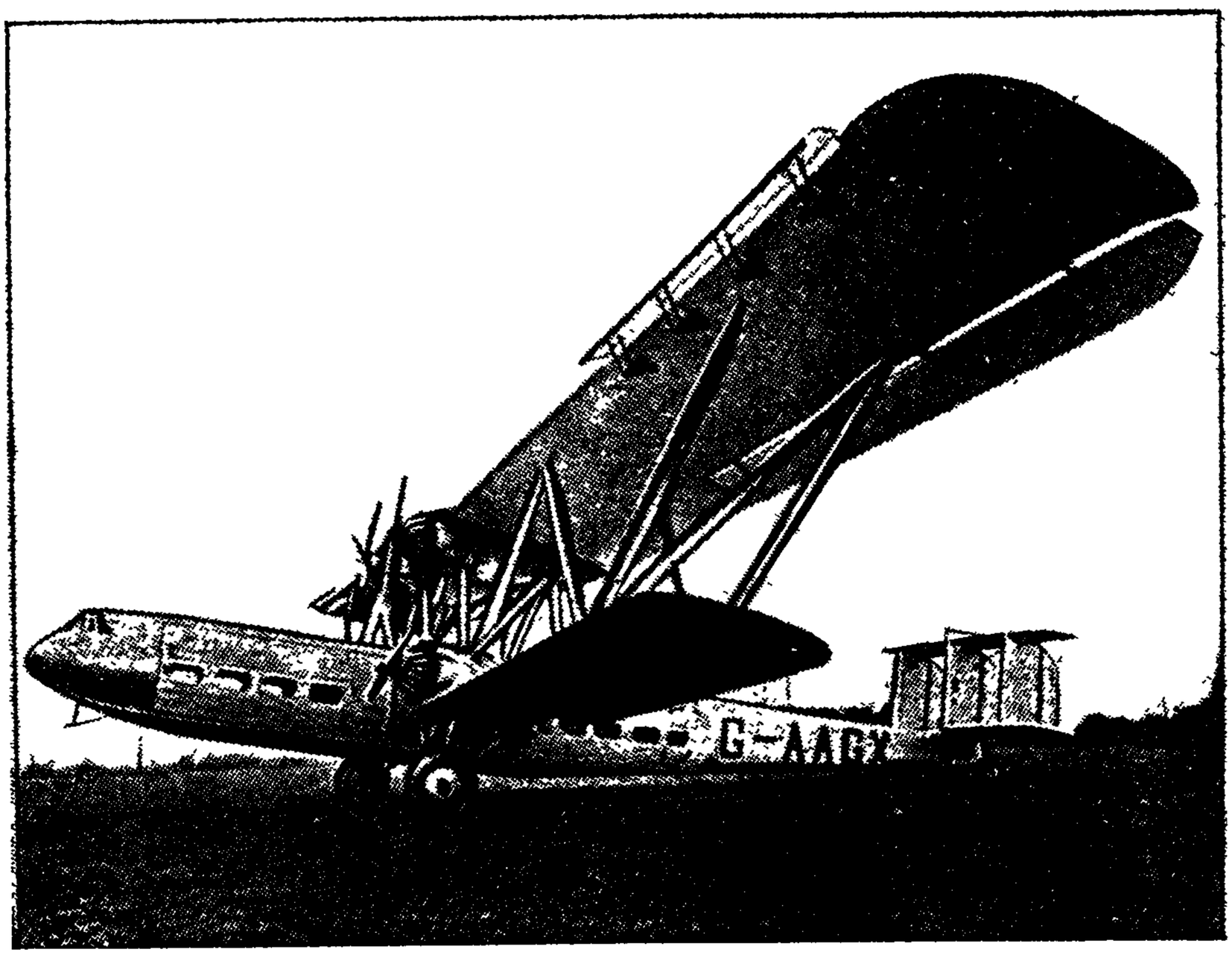
---

[1] Аналогично обшивке Дорнье „Комета".

ГЛАВА 5

РАЗРЕЗНЫЕ КРЫЛЬЯ[1]

В целях уменьшения посадочной скорости и предвзлетного пробега английским конструктором Хэндли Пейдж были введены в практику самолетостроения так называемые разрезные крылья[2] (фиг. 1_5).



Фиг. 1_5.

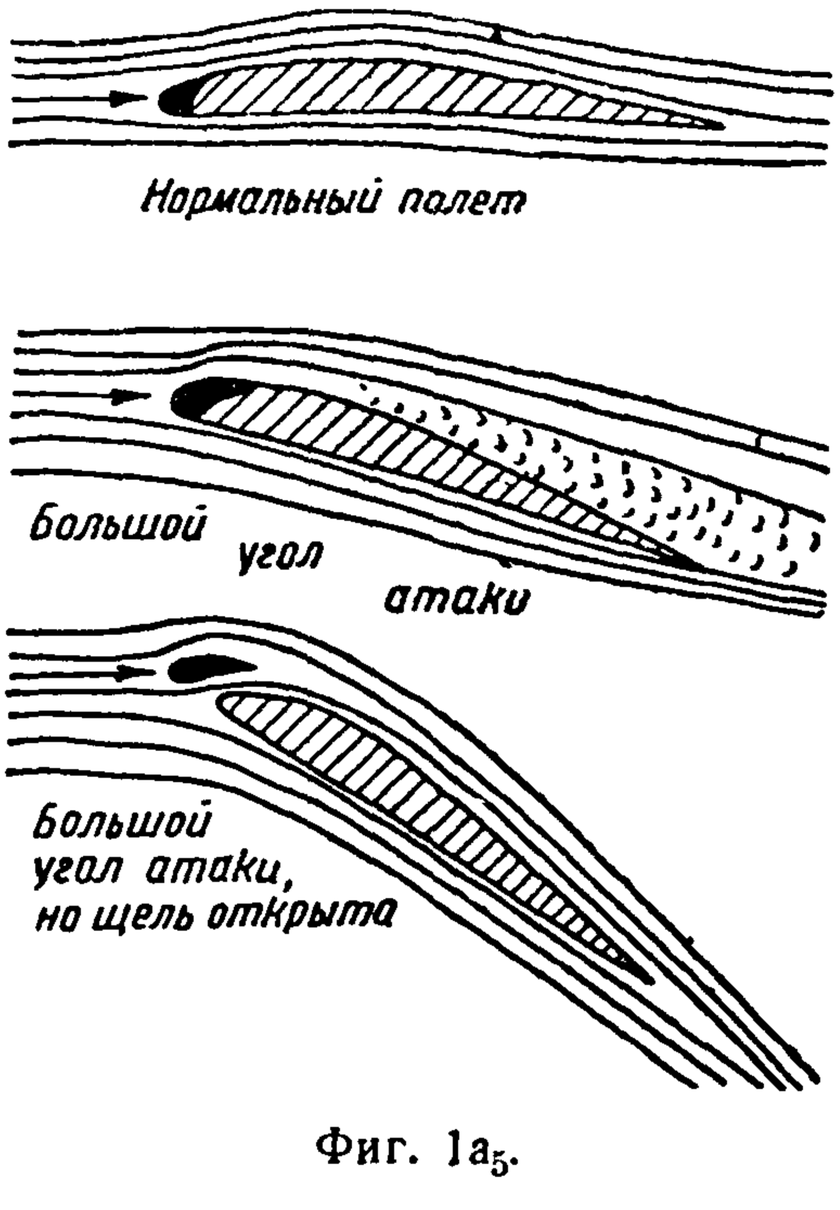
Сущность действия разрезного крыла заключается в том, что при режимах, близких к посадочной скорости, летчик открывает предкрылок

[1] По материалам ЦАГИ.

[2] Идея разрезных крыльев впервые была высказана и развита акад. С. А. Чаплыгиным в 1911 г., а в 1914 г. была им напечатана в „Математическом сборнике"—„Теория решетчатого крыла"; теория собственно разрезных крыльев (тонких) была опубликована С. А. Чаплыгиным в 1922 г.

и закрылок в носовой и хвостовой части крыла, и, таким образом, крыло становится разрезным, имея две щели, через которые устремляется воздух из сжатой области в крыле в область разреженную (фиг. $1a_5$).

Вследствие большой кинетической энергии струи воздуха, проходящей через суженное отверстие щели, разрежение над крылом увеличивается, и вместе с тем значительно растет его подъемная сила, а срыв струй в верхней поверхности крыла задерживается. Вследствие этого крыло значительно дольше сохраняет обтекание, близкое к теоретическому, и подъемная сила на углах примерно 15—25° продолжает расти, достигая почти удвоенной величины по сравнению с исходным профилем.



Фиг. $1a_5$.

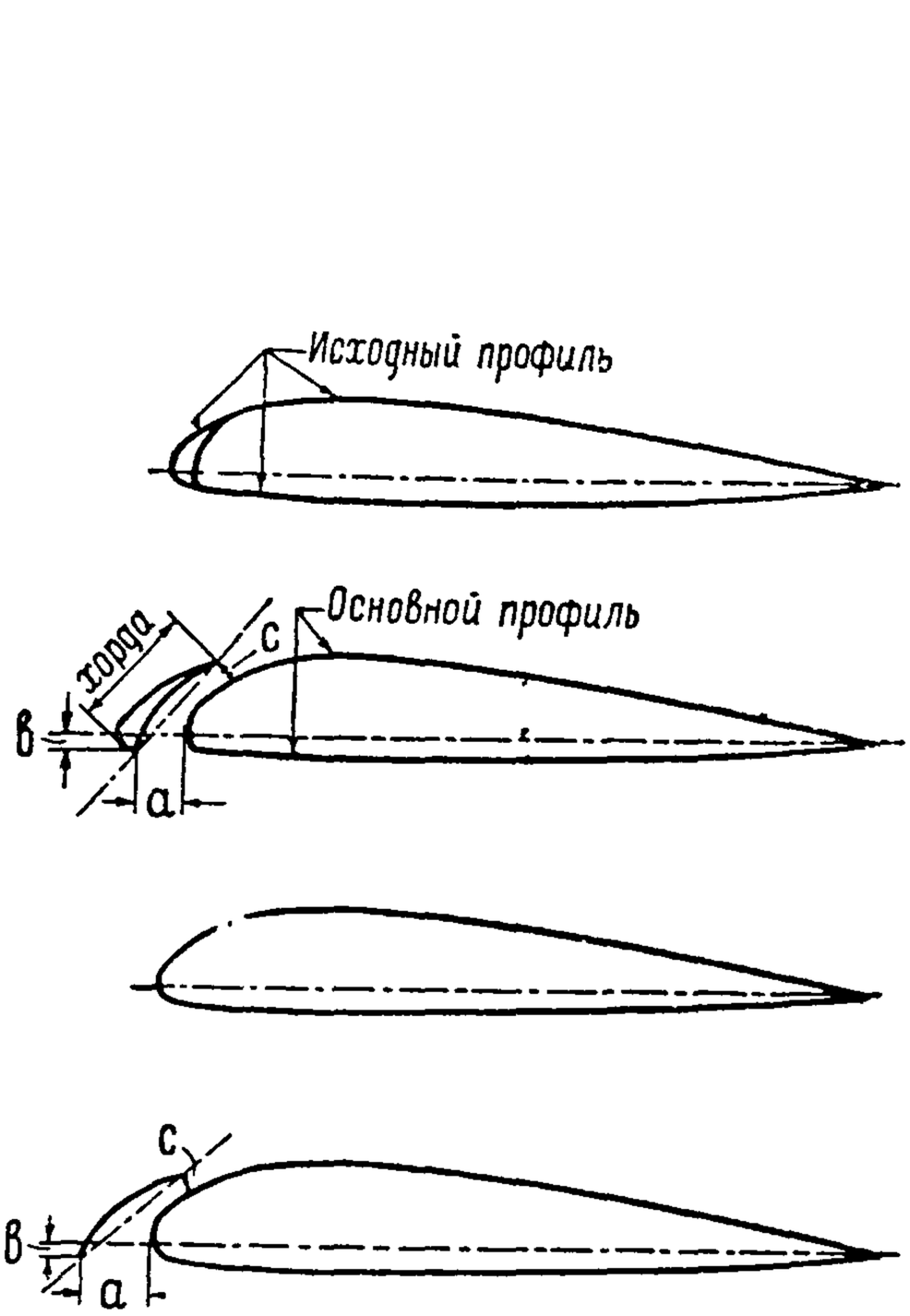
При одновременном опускании закрылка коэфициент C возрастает почти в два раза, расширяется диапазон критической скорости, и полет становится возможным на углах атак, близких к 25°.

Что касается отдельных элементов разрезного крыла, то их имеется всего лишь три, а именно: предкрылок, закрылок и интерсептор. Для выяснения влияния этих элементов на работу крыла рассмотрим каждый из них в отдельности применительно к модели прямоугольного крыла, имеющего предкрылки, закрылки и интерсептор по всему размаху.

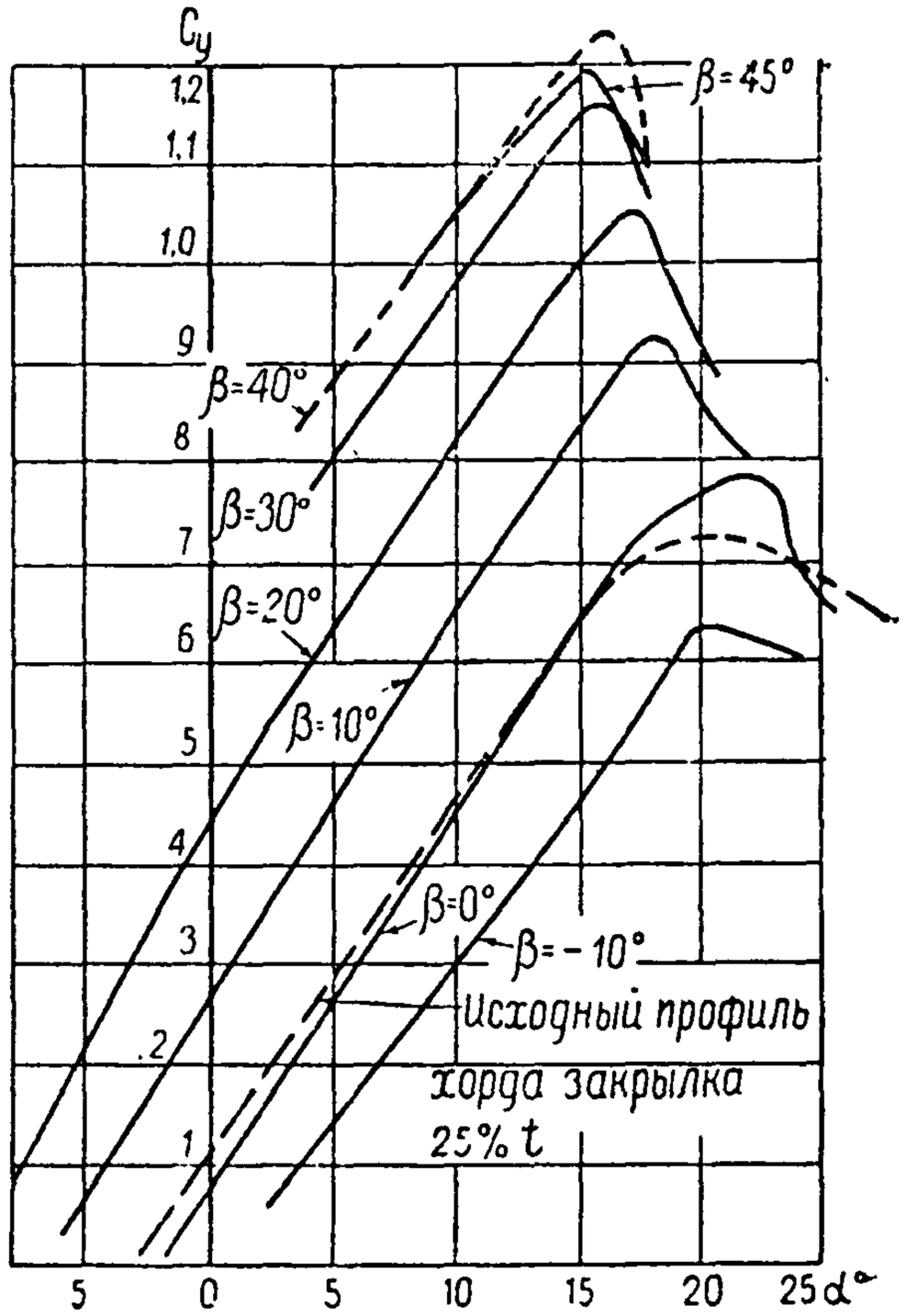
§ 1_5. ЭЛЕМЕНТЫ РАЗРЕЗНОГО КРЫЛА

Предкрылок. Предкрылком называется небольшое крылышко или выделенное из исходного профиля крыла, или же имеющее вид тонкой пластинки, прилегающей к нормальному профилю. На фиг. 2_5 даны два указанных типа предкрылков современных профилей в закрытом и открытом положениях. Эффективность предкрылка зависит прежде всего от величины его хорды, а также и очертания носка основного профиля. Однако для предкрылка каждой величины и формы существует определенное положение его относительно основного профиля, характеризуемое тремя координатами a, $в$, c (фиг. 2_5), при котором он дает максимальный эффект.

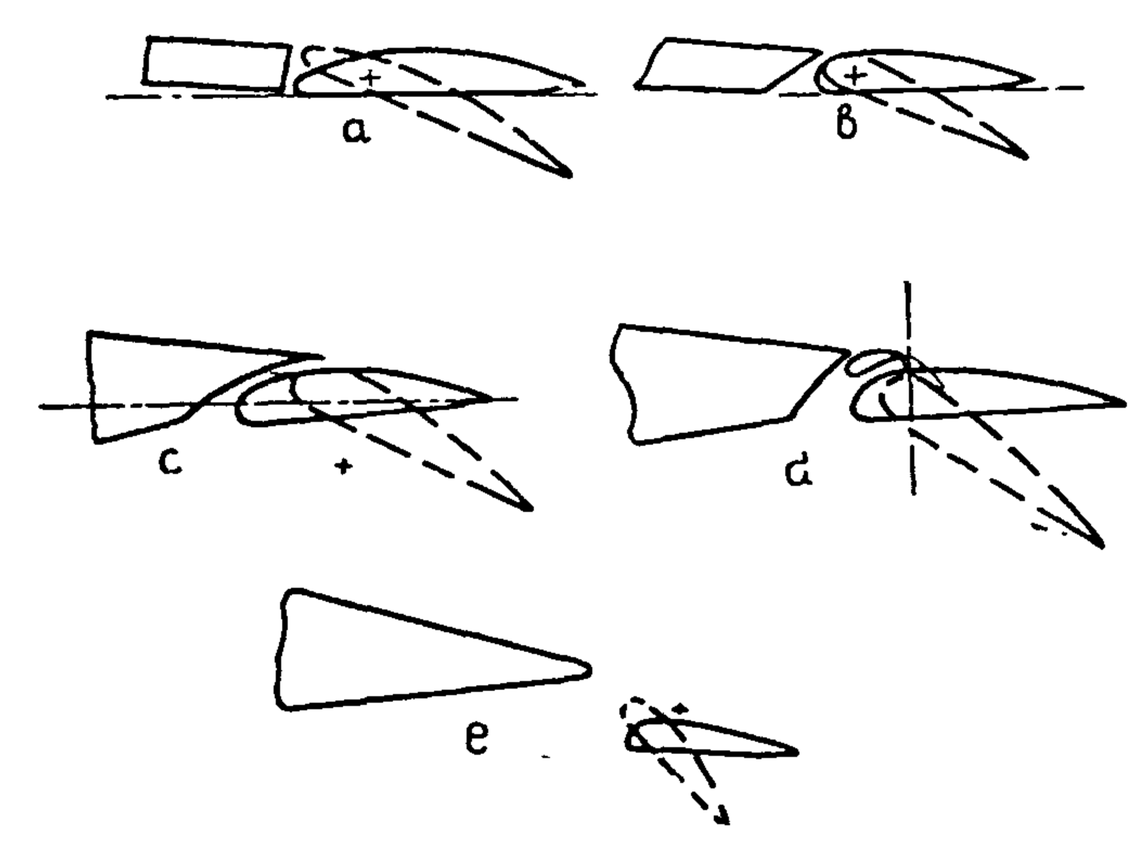
Закрылки. Закрылком называется задняя часть исходного профиля, отгибающаяся вниз на подобие элеронов, причем разница между закрылком и элероном заключается лишь в том, что закрылок отклоняется только вниз. На фиг. 3_5 даны профили применяющихся на практике закрылков, изображенных в нейтральном и отклоненном вниз положениях. Наиболее эффективными на основании испытаний оказались закрылки $в$, d и e с профилированными в виде непрерывно суживающегося сопла щелями и точкой вращения, вынесенной ниже хорды крыла основного профиля.



Фиг. 2₅.



Фиг. 4₅.



Фиг. 3₅.

На фиг. 4₅ дана сводная диаграмма испытания профиля ЦАГИ РII-а с закрылком шириной в 25% хорды исходного профиля на C_y в зависимости от угла отклонения закрылка.

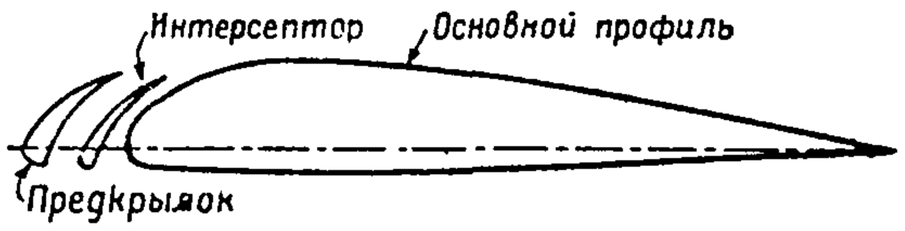
Из диаграммы, являющейся типичной для крыльев с закрылками, следует, что $\Delta C_y = f(\beta)$ уменьшается по мере увеличения отклонения закрылка (например, возрастание C_y при отклонении закрылка от $\beta = 20°$ до $\beta = 30°$ равно 0,16, а при значениях β от 30 до 40° $\Delta C_y = 0{,}07$); после достижения максимума кривая $C_y = f(\alpha)$ довольно резко падает и, наконец, видим, что $C_{y\max}$ разрезного крыла с закрылком получается на углах атаки меньших, чем у исходного профиля. При нейтральном закрылке C_y разрезного крыла на летных углах атаки несколько менее, но на больших углах C_y более, чем у исходного профиля.

Интерсептор. Интерсептор (фиг. 5₅) или спойлер[1] — это небольшое

[1] Спойлер изобретен в Америке; там же проведены первые экспериментальные работы и летные испытания.

крылышко, укрепленное на оси, расположенной у ребра атаки профиля крыла на его верхней части.

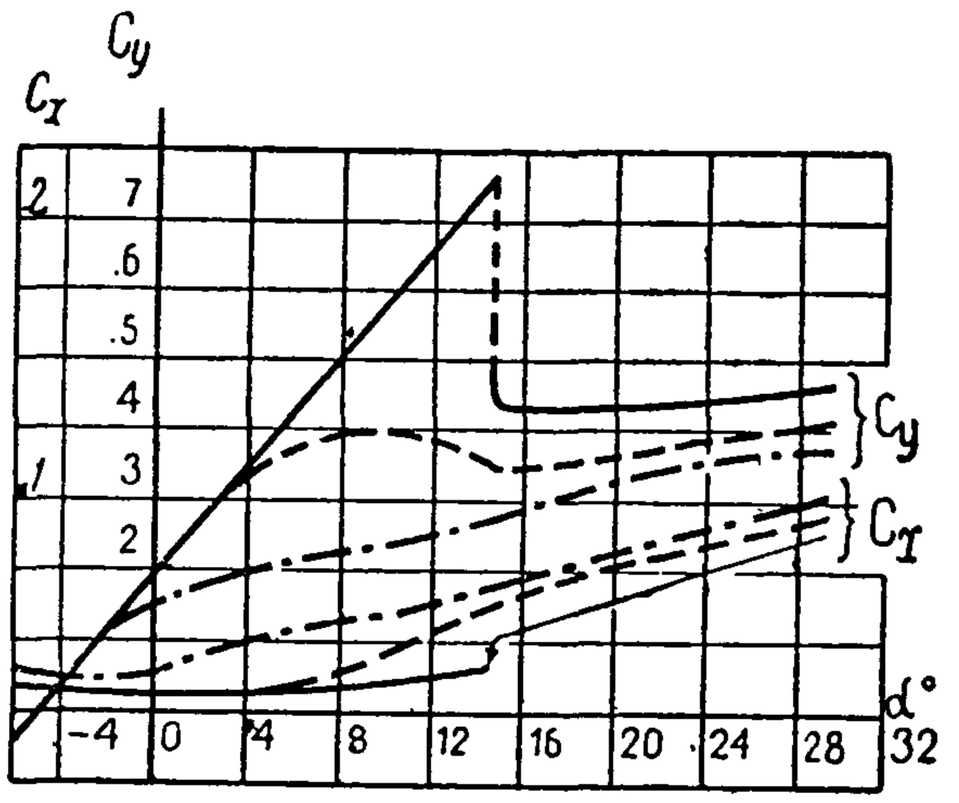
Интерсептор может вращаться около своего ребра атаки и становиться нормально или наклонно к очертанию профиля крыла, в нейтральном же положении плотно прилегает к основному профилю. Назначение интерсептора заключается в образовании завихрений над крылом с целью уменьшения подъемной силы и увеличения лобового сопротивления при полетах с малыми скоростями.



Фиг. 5_5.

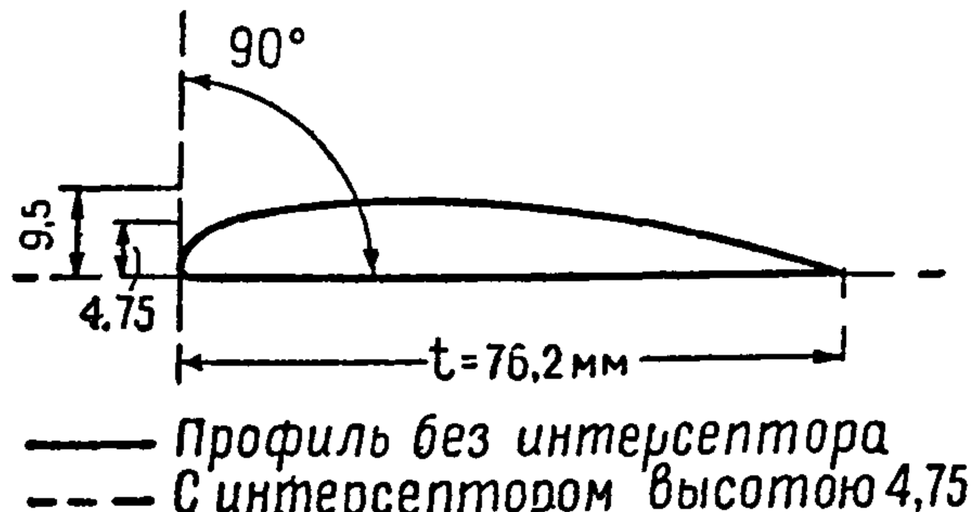
Таким образом действие интерсептора аналогично в некотором отношении с работой элеронов и в конечном результате сводится к созданию поперечных моментов за счет изменения подъемной силы концов крыла.

Хотя произведенные в Америке экспериментальные исследования и относятся непосредственно к определению влияния интерсептора на C_y и C_x крыла модели с интерсептором по всему размаху, но на этом основании путем приближенного расчета можно сделать сравнение эффективности одного интерсептора как с нормальными элеронами, так и с управляемыми предкрылками, соединенными с элеронами, назначение которых также заключается в увеличении поперечной управляемости на больших углах атаки.



Интерсептор по всему размаху модели

На фиг. 6_5 даны результаты продувки интерсептора различной ширины, расположенных на самом носке крыла и идущих по всему размаху модели.



Фиг. 6_5.

§ 2_5. ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ РАЗРЕЗНОГО КРЫЛА

Все существующие разрезные крылья по их назначению можно разделить на две основные группы:

1. Крылья, дающие самолету поперечную устойчивость и управляемость на малых скоростях и затрудняющие вход в штопор, но не влияющие на величину посадочной скорости.

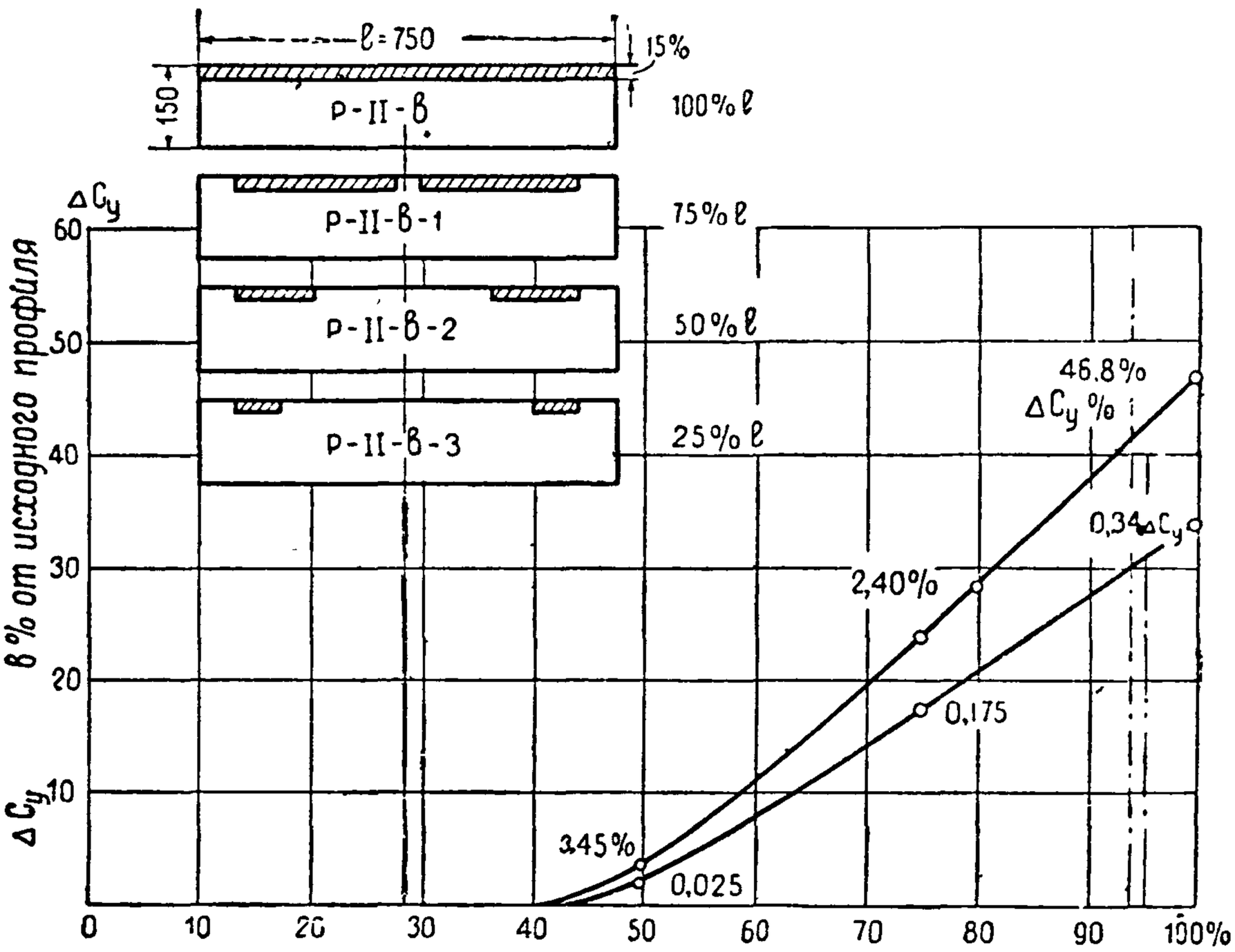
2. Крылья, обладающие всеми указанными свойствами, но в то же время понижающие посадочную скорость и пробег после посадки.

Вначале, естественно, что первая группа, имеющая меньшее количество заданий, получается более простой в конструктивном отношении, чем вторая, и поэтому наиболее распространена на практике.

К первому типу относятся крылья с концевыми предкрылками и закрылками, а ко второму — крылья с предкрылками и закрылками по всему размаху.

Крылья с концевыми предкрылками. Главное назначение концевых предкрылков заключается в замедлении срыва потока на концах крыла при больших углах атаки. Когда предкрылки занимают часть размаха, например 50%, то оказывается, что их влияние в отношении увеличения подъемной силы значительно менее, чем 50% приращения C_y, получающегося для крыла с предкрылками по всему размаху.

На фиг. $7_б$ приведены результаты испытаний, проведенных в ЦАГИ для



Фиг. 7_5.

выяснения влияния длины предкрылков на их эффективность в отношении увеличения $C_{y\,max}$ исходного профиля. Из диаграммы следует, что в этом случае, когда длина двух концевых предкрылков равна 50% полного размаха, увеличение $C_{y\,max}$ такого крыла сравнительно с обычным составляет всего лишь около 3,5%.

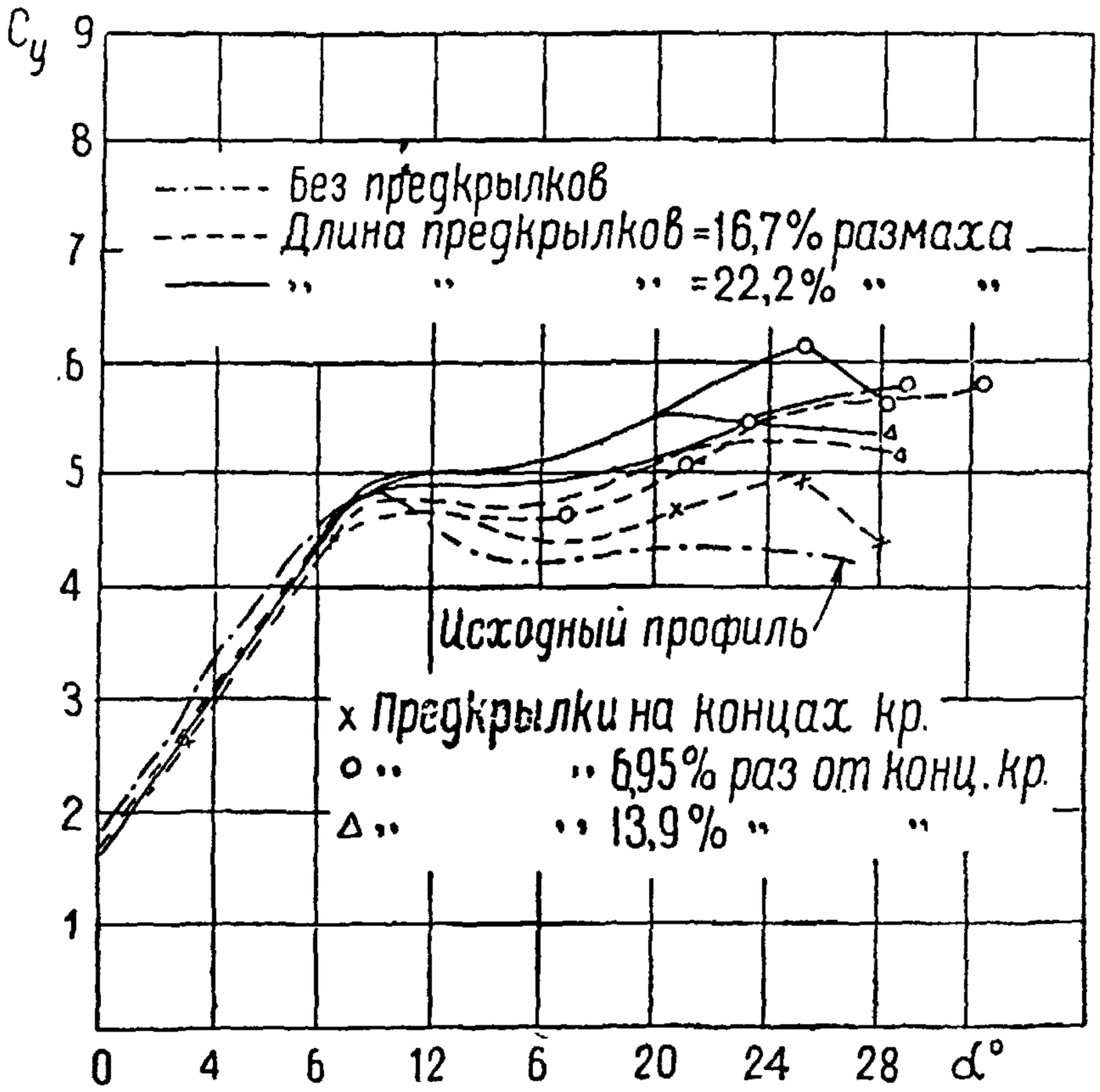
На фиг. $8_б$ приведены данные испытания модели крыла с концевыми предкрылками разной длины и на различном расстоянии от конца крыла на $C_y = f(\alpha)$. Как видно из диаграммы, $C_{y\,max}$ разрезного крыла получается более, чем у исходного профиля, лишь за углом атаки, большим критического угла исходного профиля.

Объясняется это явление следующим образом: вследствие увеличения подъемной силы концов крыла и увеличения у них скоса потока действительный угол атаки их получается значительно менее, чем у внутренней части крыла, где скос потока фактически равен нулю. Таким образом

действительный угол атаки средней части получается равным геометрическому, т. е. эта часть крыла работает уже за критическим углом атаки, и, следовательно, имеет меньший коэфициент подъемной силы.

Увеличение C_y концов крыла, следовательно, лишь компенсирует потерю подъемной силы, получающуюся на средней части, и в общем $C_{y\,max}$ разрезного крыла с концевыми предкрылками не увеличивается, но остается почти постоянным на довольно большом диапазоне углов атаки.

Крыло с предкрылками и закрылками по всему размаху. Разрезные крылья этого типа применяются в том случае, когда необходимо



Фиг. 8$_5$.

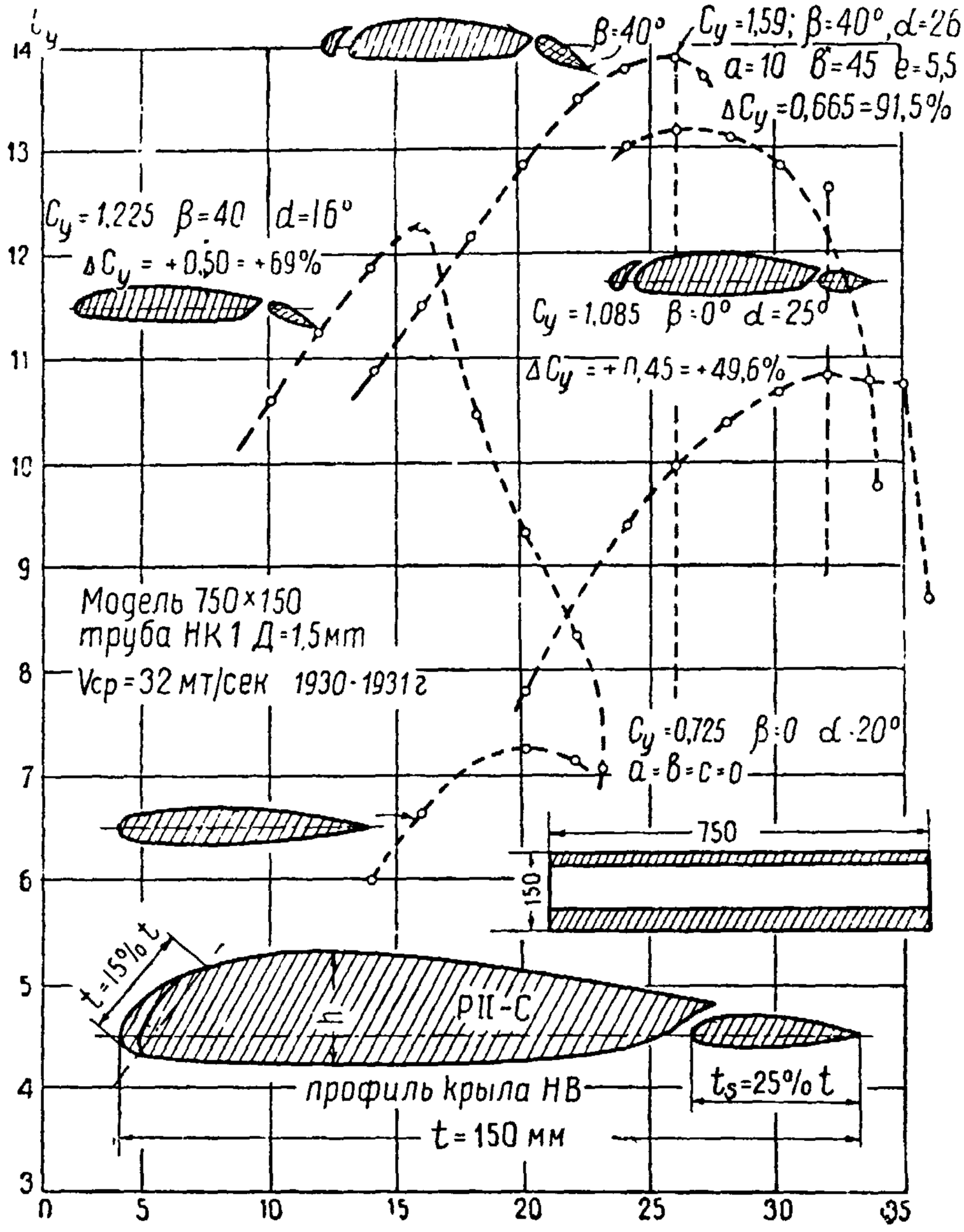
уменьшить посадочную скорость или же уменьшить площадь крыльев самолета, в то же время не выходя из допустимых пределов посадочной скорости.

Крылья подобного рода бывают трех видов: 1) с предкрылком по всему размаху, 2) с закрылком. по всему размаху и, наконец, 3) с предкрылком и закрылком по всему размаху.

Как уже указывалось ранее, у крыла с предкрылком по всему размаху увеличение $C_{y\,max}$ сопровождается значительным увеличением угла атаки, а, следовательно, и угла стоянки самолета, что влечет за собой необходимость в значительном увеличении высоты шасси. Кроме того, центр давления такого крыла на больших углах атаки и положениях предкрылка, соответствующих максимальному эффекту, перемещается по сравнению с нормальным крылом вперед, что влечет за собою увеличение хода подъемника стабилизатора.

В крыльях с закрылками увеличение $C_{y\,max}$ сопровождается уменьшением угла атаки и, следовательно, угла стоянки и высоты шасси; но это крыло

в чистом виде, так же как и крыло с одним предкрылком, имеет существенные недостатки, а именно — значительное перемещение центра давления назад и резкое падение подъемной силы после достижения $C_{y\,max}$. Вследствие наличия пикирующих моментов, возникающих от перемещения назад центра давления, при посадке приходится давать большой отрицательный угол стабилизатору, что в значительной степени уменьшает общее



Фиг. 9_5.

повышение коэфициента подъемной силы всего самолета. Резкое падение $C_{y\,max}$ крыла с закрылками должно сопровождаться значительным понижением поперечной устойчивости и увеличением склонности ко входу в штопор.

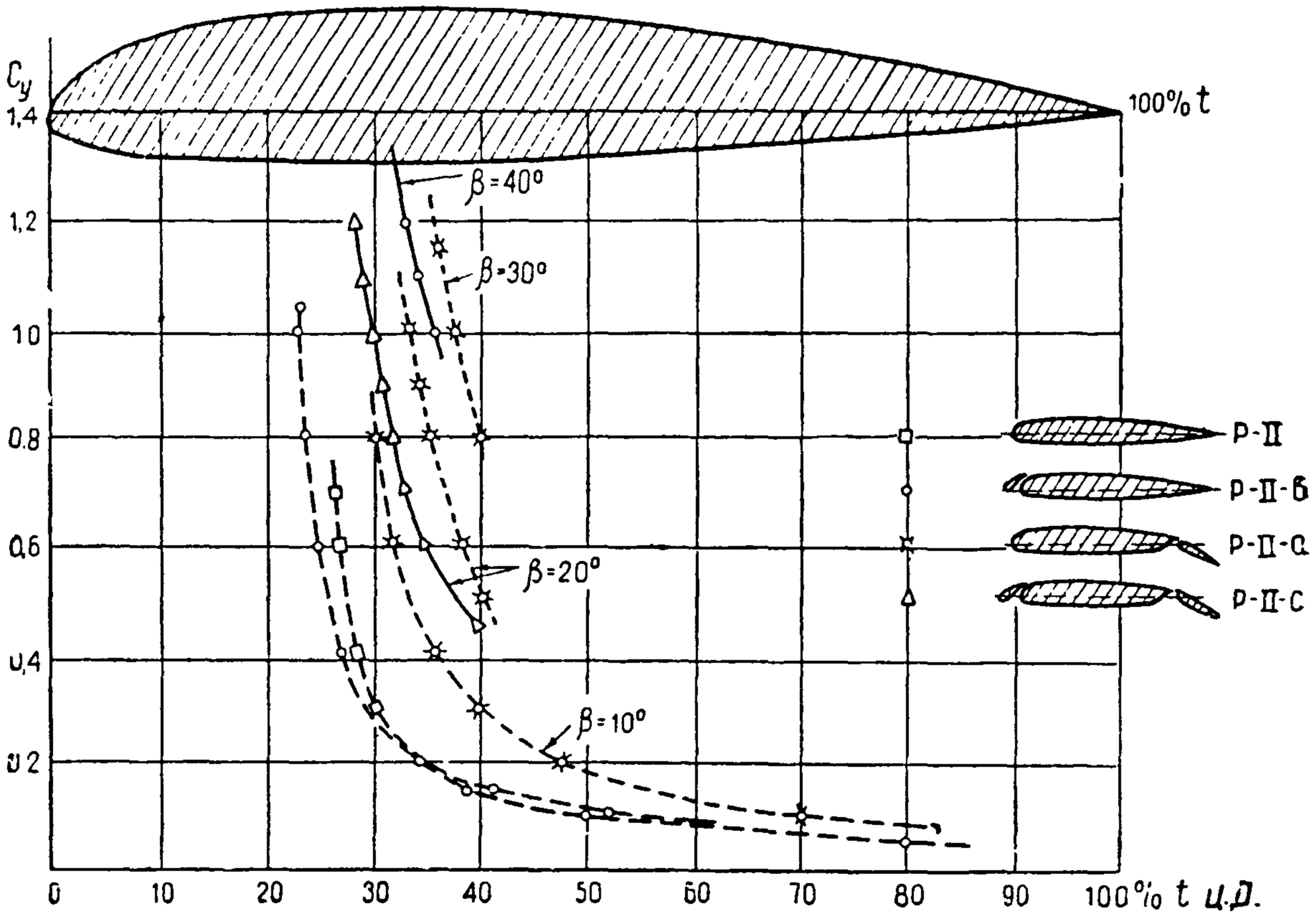
Наиболее удобным на практике оказалось крыло с предкрылками и закрылками по всему размаху.

На фиг. 9_5, построенной на основании испытания в ЦАГИ профиля Р-IIс, можно видеть характерные особенности крыльев этого вида.

$C_{y\,max}$ крыла получается меньше, чем сумма приращений C_{ymax} исход-

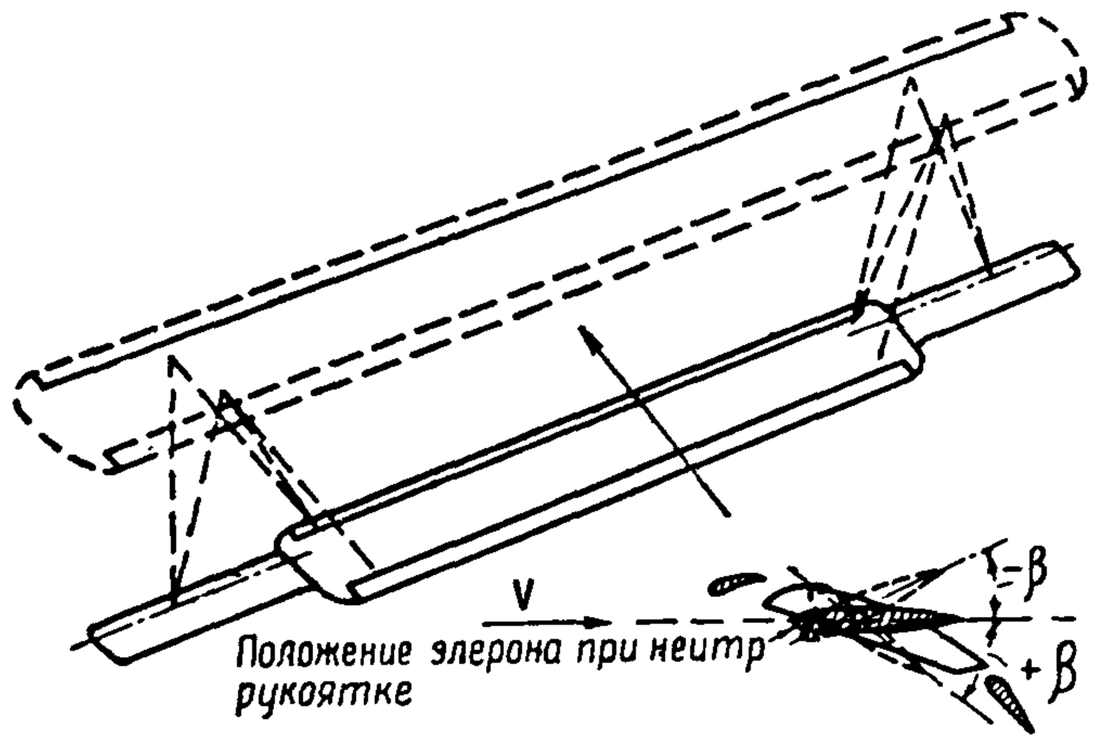
ного профиля от предкрылка и закрылка, и соответствует среднему между этими пределами углу атаки:

Для исходного профиля $C_{y\,max} = 0{,}725$ при $\alpha = 20°$;



Фиг. 10_5.

у крыла с одним предкрылком $C_{y\,max} = 1{,}085$ при $\alpha = 32°$;
$\Delta C_y = 1{,}085 - 0{,}725 = 0{,}36$ или $49{,}5\%$;
у крыла с одним закрылком $C_{y\,max} = 1{,}225$ при $\alpha = 16°$;



Фиг. 11_5.

$\Delta C_y = 1{,}225 - 0{,}725 = 0{,}50$ или 69%.

Для комбинации наивыгоднейшего открытия предкрылка и закрылка:

$C_{y\,max} = 1{,}39$ при $\alpha = 26°$;

$\Delta C_y = 1{,}39 - 0{,}725 = 0{,}665$

или $91{,}5\%$.

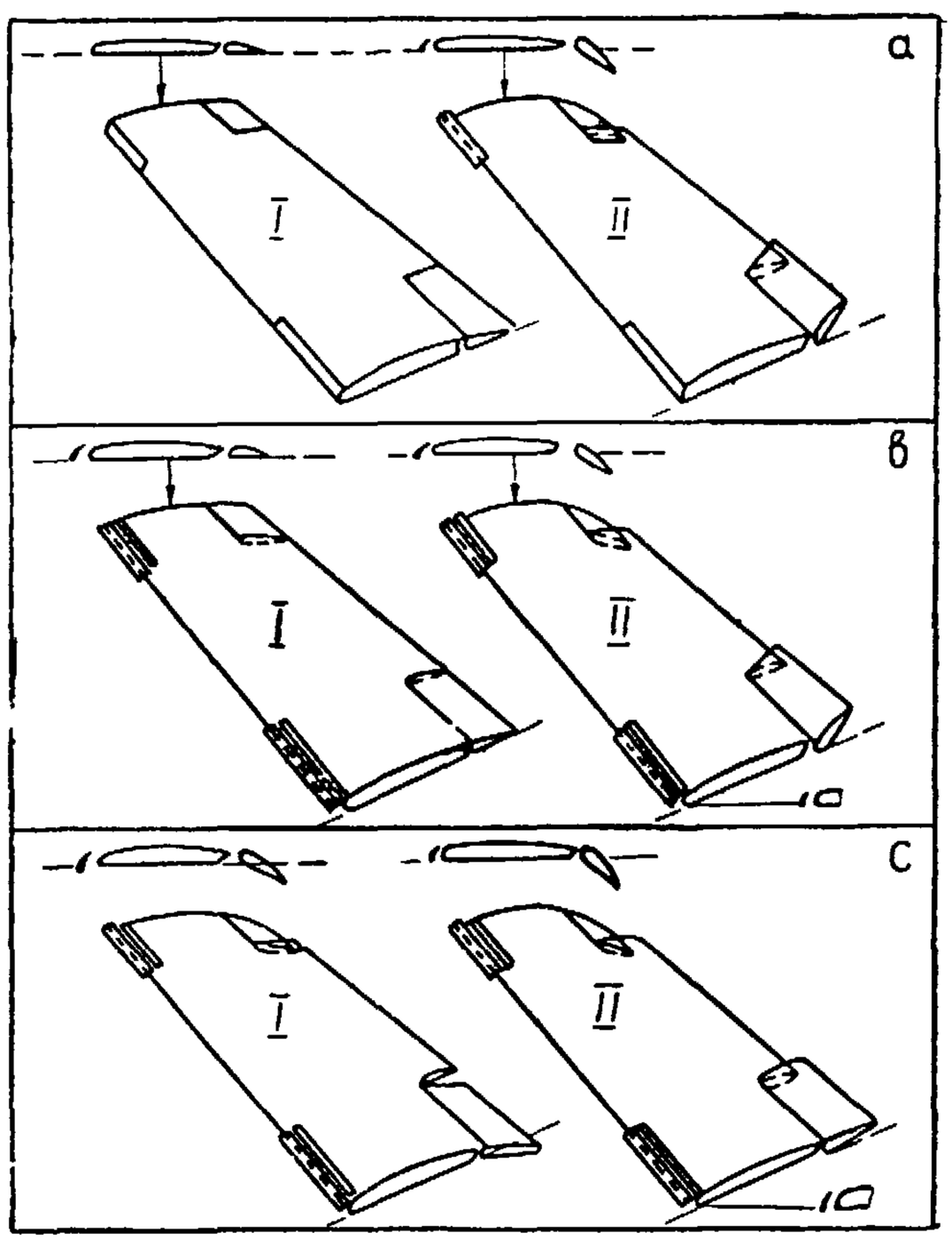
Таким образом комбинация предкрылка с закрылком дает бо́льший $C_{y\,max}$ и на меньшем угле атаки, чем при наличии одних предкрылков. Кроме того, как видно из сравнительной диаграммы фиг. 10_5, перемещение центра давления менее, чем у крыла с одним закрылком.

Вопрос поперечной управляемости без понижения эффективности разрезного крыла удачно разрешен фирмой Кертисс на самолете „Танаджер".

На концах нижнего крыла этого самолета (фиг. $11_б$) были установлены небольшие крылышки симметричного профиля, которые вращались относительно оси, укрепленной одним концом на нижнем крыле, а другим— к V-образной стойке, закрепленной на верхнем крыле. Оба крыла самолета имели предкрылки и закрылки, открывавшиеся одинаково по всему размаху. Концевые крылышки-элероны могли свободно вращаться на своей оси, и, следовательно, при полете на любых углах атаки устанавливались по потоку. Механизм управления был сконструирован таким образом, что при отклонении рукоятки от нейтрального положения и при любом угле отклонения элеронов относительно крыла элероны начинали поворачиваться в разные стороны. Подобное устройство было применено в 1933 г. на самолете АИР-4 показавшем малую посадочную скорость и отличную управляемость.

§ $3_б$. СХЕМА КРЫЛА С КОНЦЕВЫМИ ПРЕДКРЫЛКАМИ

Как уже указывалось ранее, концевые предкрылки обычно делаются с целью увеличения устойчивости самолета в поперечном направлении на малых скоростях, а также повышения управляемости в том же направлении. На фиг. $12a_б$ дана одна из наиболее удачных схем управляемых концевых предкрылков.



Фиг. $12_б$.

При нейтральной рукоятке (фиг. 12 *a-I*) оба предкрылка прижаты к крылу, и, таким образом, не оказывают никакого влияния на летные данные самолета и его управляемость. Если рукоятка будет отклонена в сторону (фиг. 12*a-II*— рукоятка доотказа влево), то предкрылок, находящийся против элерона, отклоненного вниз, отходит от крыла (правый конец крыла, фиг. 12 *a-II*), а предкрылок, находящийся против элерона, отклоняющегося вверх (левый конец крыла, фиг. 12*a-II*), остается прижатым.

Таким образом по сравнению с нормальными элеронами в этой схеме увеличение поперечного момента получается за счет увеличения подъемной силы одного конца крыла вследствие открытия предкрылка. Ввиду того, что предкрылки не открываются одновременно, поперечная устойчивость крыла на больших углах атаки, однако, не улучшается. Кроме того, на малых углах атаки (на больших и средних скоростях полета) воздушные силы действуют на предкрылок в направлении, обратном полету, и, таким образом, дают дополнительную нагрузку на рукоятку. На больших же углах атаки (минимальная и посадочная скорости) предкрылки стремятся

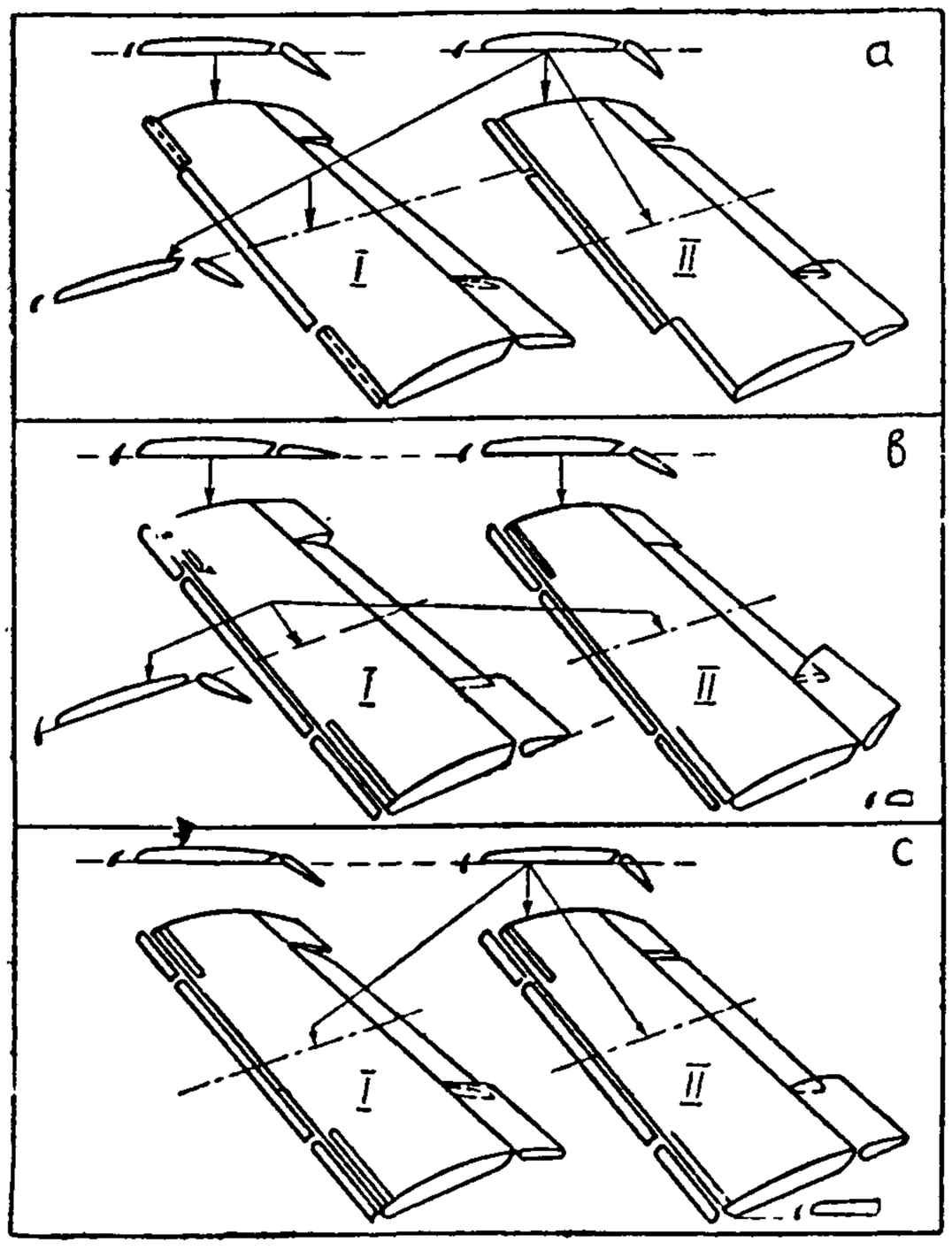
открыться, и в этом случае может получиться перекомпенсация элеронов, которую трудно устранить без увеличения нагрузок на рукоятку в нормальном полете.

На фиг. $12в_5$ изображена схема работы крыла с концевыми автоматическими предкрылками, интерсепторами и нормальными элеронами. Эта схема является лучшей из существующих в настоящее время, так как обеспечивает не только управляемость на малых скоростях, но также и устойчивость в поперечном направлении. Давления на рукоятку в этой схеме также получаются значительно менее, чем в предыдущей, так как вместо предкрылка приходится управлять лишь одним интерсептором. Схема *в-I* соответствует полету на больших углах атаки при нейтральной рукоятке, а схема *в-II* — при рукоятке, отклоненной доотказа влево.

В первом случае оба предкрылка открыты и оба интерсептора прилегают к очертаниям основного профиля; во втором случае интерсептор, находящийся против элерона, отклоненного вверх, открыт, и, таким образом, этот конец крыла вследствие возникающих завихрений теряет подъемную силу в значительно большей степени, чем это происходит при одном лишь отклонении вверх элерона.

§ 4_5. СХЕМА КРЫЛА С ПРЕДКРЫЛКАМИ И ЗАКРЫЛКАМИ ПО ВСЕМУ РАЗМАХУ

Для достижения поперечной управляемости концы крыльев с предкрылками и закрылками по всему размаху (фиг. 13_5) приходится делать по одному из типов крыла с концевыми предкрылками (фиг. 12_5 *а*, *в*, *с*). Внутренние предкрылки и закрылки во всех этих схемах получаются одинаковыми, причем открытие первых и угол отклонения вниз для вторых берутся максимальные и соответствуют $C_{y\ max}$ модели данного профиля с предкрылками и закрылками по всему размаху.



Фиг. 13_5.

Концевые части схемы *а* и *в* фиг. 13_5 совершенно одинаковы с концами крыльев схем *в* и *с* фиг. 12_5; в схеме *а* фиг. 12_5 приходится делать некоторые конструктивные изменения.

В схеме крыла с управляемыми концевыми предкрылками и закрылками максимум управления крылом устраивается таким образом, что когда внутренняя часть открывается полностью (схема *а-I*, фиг. 13_5), то наружные предкрылки и элероны-закрылки открываются при нейтральной рукоятке примерно наполовину.

Угол отклонения наружных закрылков и открытие концевых предкрылков выбирается с таким

расчетом, чтобы при отклонении рукоятки доотказа в сторону один из концов крыла открылся полностью, так же как и средняя часть; на другом конце в это время предкрылок должен быть полностью закрыт и элерон нейтрален, или же, что более выгодно, отклоненным несколько вверх.

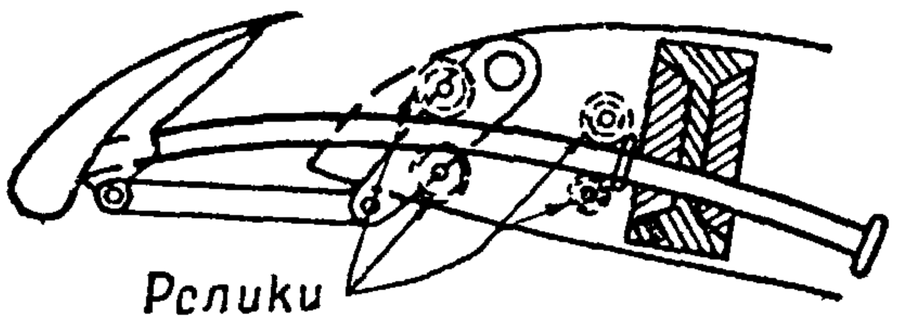
Как показал опыт с самолетом „Бристоль Фойстер", устройство в этом случае концевых частей по типу фиг. $12a_5$, т. е. такое положение крыла, при котором внутренние предкрылки и закрылки открыты полностью, концевые же закрыты, крайне неприятно и опасно ввиду плохой управляемости в поперечном направлении. Минимальная потеря эффективности крыла в отношении $C_{y\max}$ по сравнению с моделью, имеющей предкрылки и закрылки, открывающиеся одинаково по всему размаху, будет очевидно у схемы фиг. 13_5 и получается вследствие неполного открытия элеронов-закрылков.

Таким образом эта схема несколько уступает схеме Кертисс в отношении $C_{y\max}$, но удобнее ее в конструктивном отношении для монопланов, а также и бипланных коробок больших самолетов, так как не вызывает увеличения размаха, неизбежного при устройстве концевых „плавающих" элеронов.

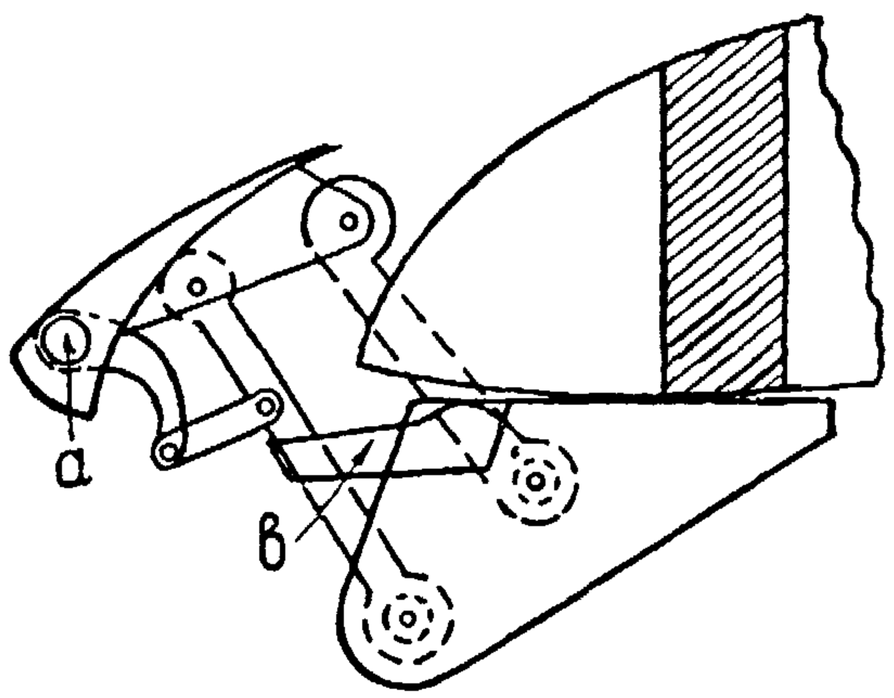
§ 5_5. ПРИМЕРЫ СХЕМ УПРАВЛЕНИЯ КРЫЛОМ И ИЗМЕНЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ УСТАНОВКЕ РАЗРЕЗНОГО КРЫЛА

Наивыгоднейшей схемой управления разрезным крылом в эксплоатационном отношении будет такая, которая не требует добавления новых элементов к существующему управлению.

Автоматические концевые предкрылки, как с интерсепторами, так и без них, совершенно не требуют изменения нормального управления. На фиг. 14_5 и 15_5 приведены два типа установки автоматических предкрылков без интерсепторов: роликовый и рычажный, а на фиг. 16_5 показана передача рейкой, осуществленная Хэндли Пейдж.



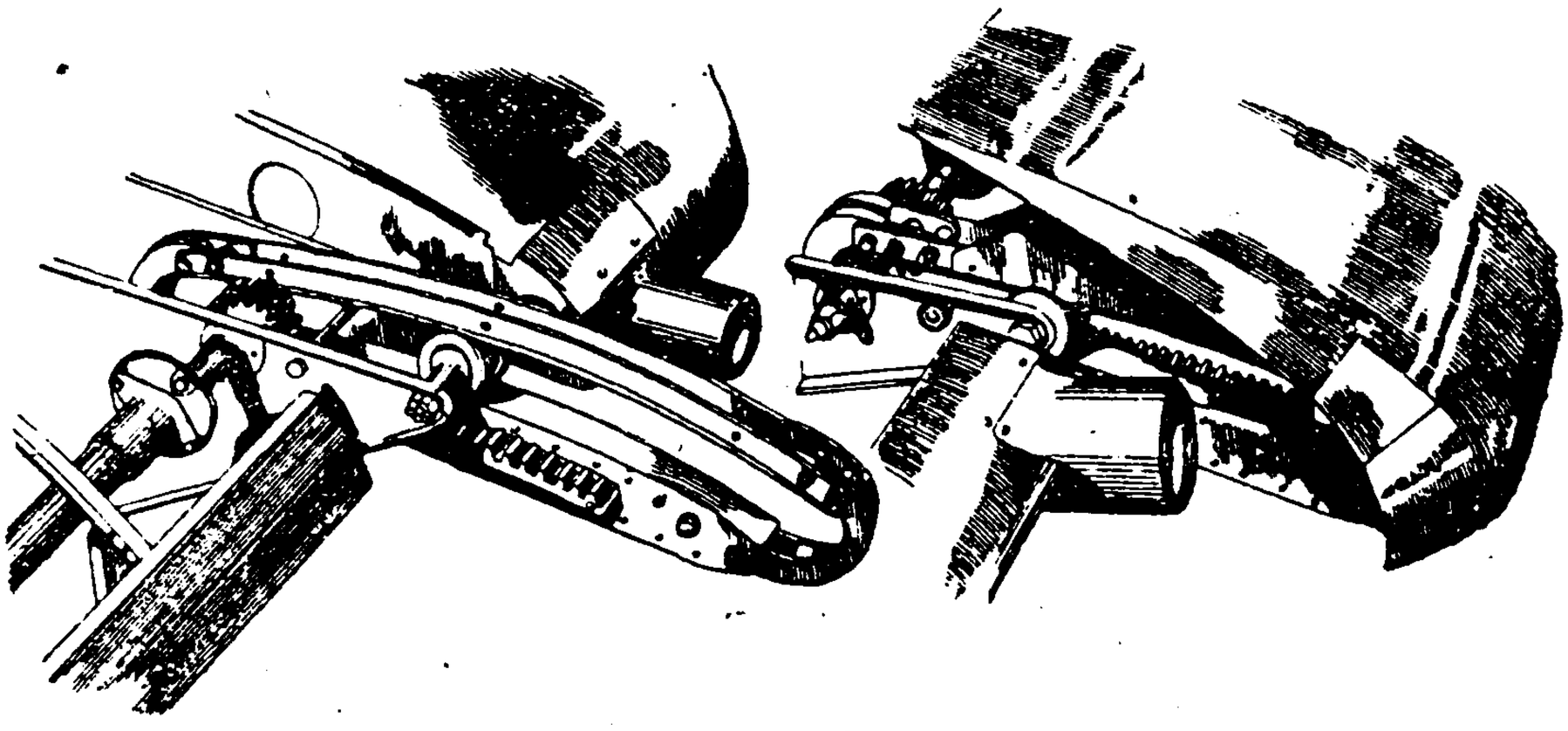
Фиг. 14_5.



Фиг. 15_5.

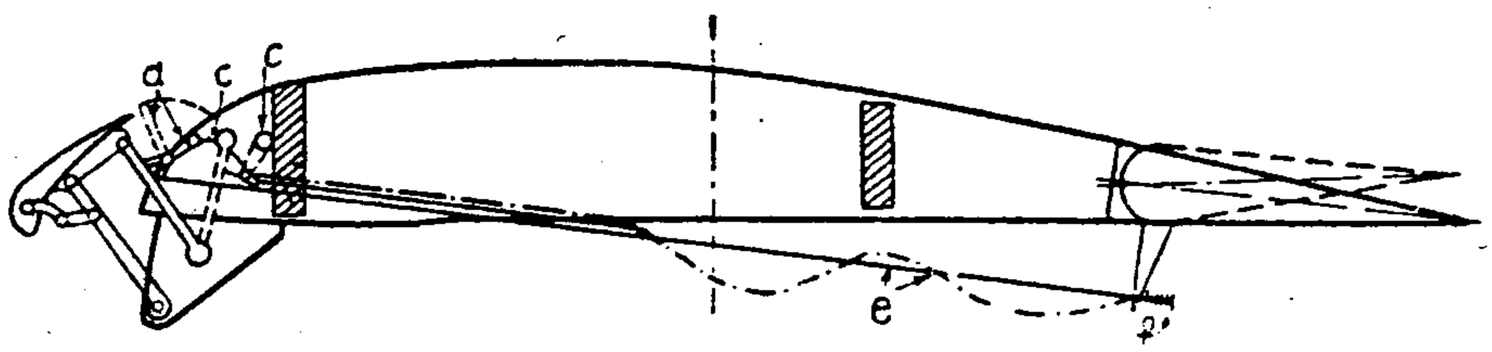
Отдельные механизмы установки предкрылка (фиг. 15_5 и 16_5) по размаху соединяются трубами *а*, которые необходимы для того, чтобы щель между предкрылком и основным профилем получалась одинаковой по всей длине предкрылка. Эта труба, таким образом, работает только на кручение и в том лишь случае, когда нагрузка на предкрылок меняется по его размаху. Для удержания предкрылка в положении, соответствующем максимальному открытию, применяются упоры *в*.

На фиг. 17_5 дана схема установки и управления интерсептора на рычажном механизме. Интерсептор *d* открывается при помощи собачки *c*, которая крепится на заднем рычаге предкрылка и при закрытом положении *c'* отходит вместе с рычагом от оси вращения интерсептора; трос *e*, соединяющий собачку *c* и элерон, имеет на конце амортизатор *f*, необходимый для того, чтобы на рукоятке не ощущались толчки при открытии интерсептора. Следовательно, при установке интерсепторов управление элеронами не меняется, но на рукоятку (при открытых предкрылках) добавляются нагрузки от одного из интерсепторов.



Фиг. 16_5.

Управляемые концевые предкрылки также не требуют добавления нового управления в кабине летчика, но могут совершенно изменить величину и направление нагрузки на рукоятке.

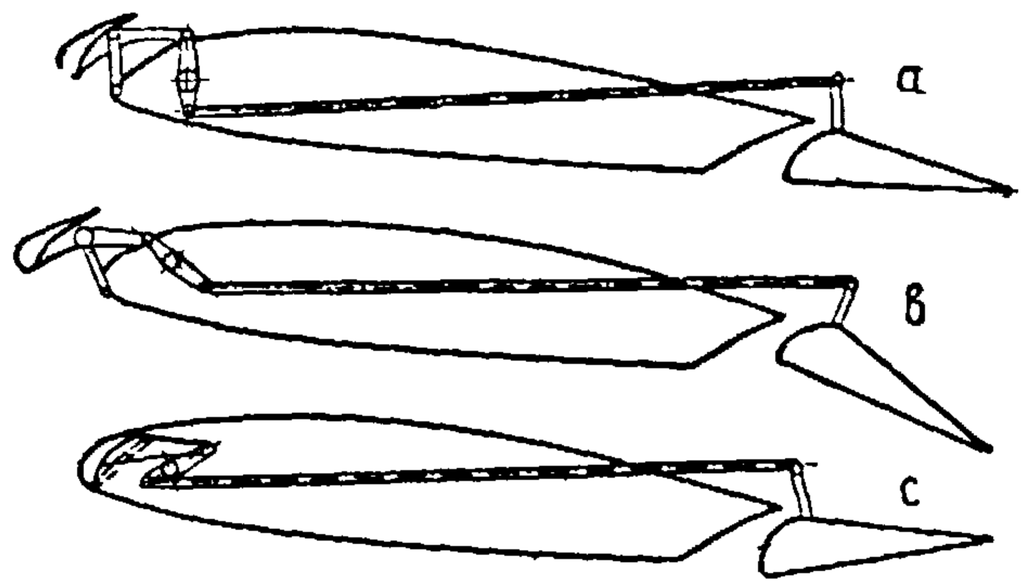


Фиг. 17_5.

На фиг. 18_5 дана упрощенная схема управляемых концевых предкрылков, применявшаяся в первых конструкциях и характерная тем, что при нейтральных элеронах предкрылки находятся в полуоткрытом состоянии *a*, при движении элерона вниз открываются полностью — *в* и при максимальном отклонении элерона вверх прижимаются к основному профилю *c*.

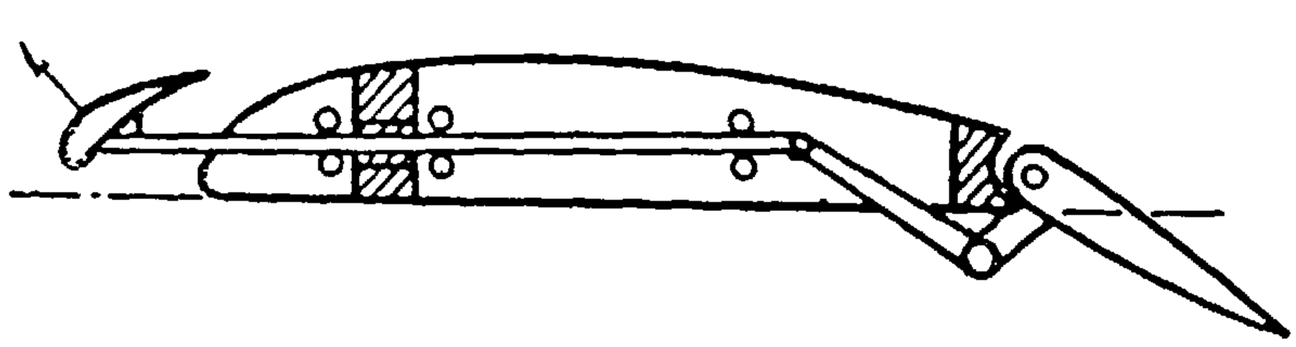
В этом случае в зависимости от направления сил, действующих на предкрылок, точек вращения его рычагов и соотношения плеч всего механизма на рукоятке могут получиться или усилия, увеличивающиеся с углом отклонения элеронов в обе стороны, или же уменьшающиеся при отклонении элеронов вниз, и даже усилия обратного знака по сравнению с элеронами.

Внутренние предкрылки и закрылки. Так же как и управляемые концевые предкрылки, и элероны обычно соединяются друг с другом общим механизмом, причем ввиду того, что закрылки отклоняются только вниз, весь механизм получается значительно проще. В некоторых случаях (для легких машин) механизм может быть устроен таким образом, что силы, действующие на предкрылок, будут отклонять вниз закрылок (фиг. 19_5); следовательно, так же как при автоматических внешних предкрылках, совершенно не потребуется новых элементов управления крылом в кабине.



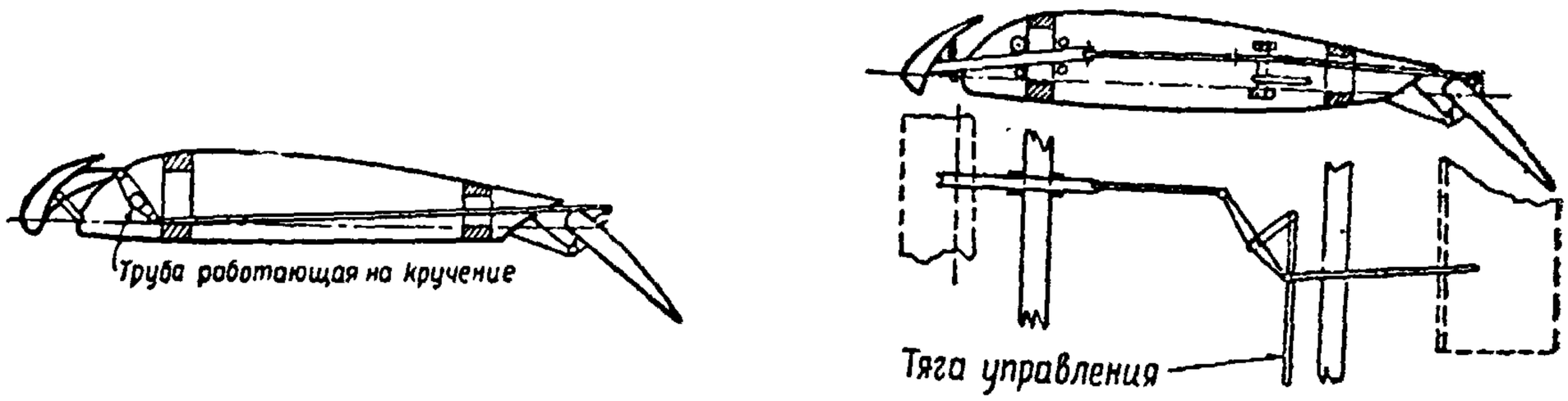
Фиг. 18_5.

Для упрощения регулировки при эксплоатации, надежности действия и на больших самолетах внутреннюю часть разрезного крыла обычно делают с принудительным открытием. В кабине летчика приходится добавлять новый штурвал или рукоятку, которые при помощи тросов или жесткой передачи соединяют с червяком, находящимся в



Фиг. 19_5.

крыле. Червяк или имеет поступательное движение и соединен с рычажной передачей, или же вращает трубку управления внутренними предкрылками и закрылками.



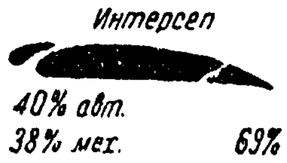
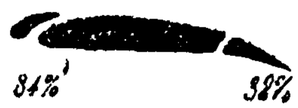
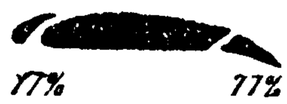
Фиг. 20_5.

На фиг. 20_5 даны два указанных типа принудительного движения внутренней части разрезного крыла.

Ввиду необходимости устройства стопоров на червяках проводка управления внутренними предкрылками должна рассчитываться на усилия от аэродинамических сил, а не на силы, приложенные летчиком на ободе штурвала или на рукоятке для вращения червяка.

ТАБЛИЦА 1б

Сравнение машин с приспособлениями для увеличения подъемной силы по данным инж. Вернера (Польский авиационный институт в Варшаве)

Самолет	Мотор	Крыло, предкрылок и закрылок в процентах от размаха	$\frac{N}{S_k}$	$\frac{G}{S}$	$\frac{\eta}{C_{ю}}$	$C_{y\,max}$	$\frac{V_{max}}{V_{max} - V_{min}}$
„Messerschmitt" M-108	„Hirth" HM-8 / Arg. As-17		14,4 / 13,8	47,5	30,5 / 31,5	1,25	1,29 / 1,3
„Fieseler"-97	„Hirth" HMS / Arg. As-17		15,1 / 14,4	50	17,1 / 17,8	1,52	1,32 / 1,33
„Klemm"-36	„Hirth" HM / Arg. As-17		11,8 / 11,3	39	12 / 12,5	1,225	— / —
PS-1	„Fiat" AIOS		12,5	43,5	15,9	0,705	1,41

СКБ "Вулкан-Авиа"

„Aero"-200	„Walter Bora"		12	61	20	1,53	1,31
„PZL-26"	„Menaco" Buse B-65		16,4	46,3	28,6	1,215	1,34
KWD-9	Scoda Cr-76 „Walter Bora"		17,5 12,5	47,5	18,8 20,6	1,69	1,29 1,27

Здесь $\frac{N}{S_k}$ — удельная мощность на $м^2$ крыла,

$\frac{G}{S}$ — удельная нагрузка,

$\frac{\eta}{C_w}$ — экономический коэфициент,

$\frac{V_{max}}{V_{max} - V_{min}}$ — скоростной коэфициент.

СКБ "Вулкан-Авиа"

§ 6₅. ИЗМЕНЕНИЯ ЛЕТНЫХ ДАННЫХ САМОЛЕТОВ В СВЯЗИ С УСТАНОВКОЙ РАЗРЕЗНЫХ КРЫЛЬЕВ

В зависимости от цели, которая преследуется при установке разрезного крыла, самолеты можно разделить на три следующие типа.

I. Самолеты с повышенной поперечной устойчивостью и управляемостью на малых скоростях.

II. Самолеты, имеющие расширенный диапазон скоростей, т. е. отношение $\frac{V_{max}}{V_{min}}$ за счет уменьшения V_{min}.

III. Самолеты с расширенным диапазоном скоростей за счет повышения V_{max}.

Таким образом изменение летных данных самолета при устройстве разрезного крыла зависит, главным образом, от его типа и, следовательно, от тех заданий, которые ставятся конструктору. Эффект установки крыльев одного и того же типа на различных самолетах зависит от правильности выбора основных размеров разрезного крыла и имеет несравненно меньшее значение, чем выбор типа.

Самолеты с повышенной поперечной устойчивостью и управляемостью на малых скоростях должны иметь автоматические концевые предкрылки с интерсептором. Практически можно считать, что максимальная скорость самолетов этого типа не уменьшается, как и посадочная. При планировании на углах атаки, меньших критического, даже при открытых предкрылках скорость по траектории, скорость снижения и угол планирования также практически не отличаются от обычного крыла. Особенностью самолетов этого типа при помощи управляемости в продольном направлении является возможность планирования и посадки на углах атаки, соответствующих критическому и находящихся за этим углом. Подобного рода посадка сопровождается значительной скоростью снижения и характерна тем, что действие руля высоты на наклон траектории и скорость получается обратными по сравнению с нормальной посадкой. Такая посадка требует устройства шасси с увеличенным ходом амортизации для поглощения кинетической энергии при допустимых пределах нагрузок.

Самолеты, имеющие расширенный диапазон скоростей за счет понижения посадочной скорости, снабжаются обычно предкрылками и закрылками по всему размаху при сохранении площади крыльев тех же размеров, как и для обычного профиля. Ввиду добавления большого количества кронштейнов, а также и неточности подгонки предкрылков, максимальная скорость этих самолетов при закрытом разрезном крыле уменьшается на 5—10 *км/час*.

Максимальное достигнутое на практике увеличение $C_{y\,max}$ до настоящего времени не превосходит 78—84% от $C_{y\,max}$ исходного профиля. Таким образом коэфициент уменьшения посадочной скорости получается от $\sqrt{\frac{1}{1{,}78}}$ до $\sqrt{\frac{1}{1{,}84}}$ или от 0,75 до 0,737 V_0, т. е. понижение посадочной скорости равняется 25—26,3%; обе эти цифры соответствуют бипланам с разрезным верхним и нижним крылом.

Применение разрезных крыльев в легкой авиации. За последние годы разрезные крылья находят широкое применение в спортивной авиации

за границей и притом в различных комбинациях с другими приспособлениями для уменьшения посадочной скорости (цапы, щитки Нортропа или выдвижные крылья Фаулера).

Табл. 1_5 представляет сводку приспособлений легких самолетов для увеличения подъемной силы, примененных на международных состязаниях в Польше в 1934 г. Победителем в этих состязаниях оказался польский самолет подкосный моноплан RWD-9, посадочная скорость которого составляет 54,14 *км* и максимальная — 255 *км*.

В схеме крыла Fieseler была применена комбинация предкрылка и фаулера, представляющего выдвижную часть крыла.

В схеме крыла PZL-26 использованы предкрылок и щиток Нортропа.

Остальные самолеты были представлены с разрезными крыльями обычного типа.

Характеристика самолетов дана в табл. 2_5.

ТАБЛИЦА 2_5

Характеристики маломощных спортивных самолетов (1934 г.)

Страна	Чехо-Словакия	Германия	Англия	Италия	Польша
Тип самолета	„Aero“	„Fieseler“	H. Puss	„Breda“	RWD
Тип мотора	“Walter Bora“	„Hirth“	„Gipsi“	„Fiat“	„Scoda“
Мощность, *л. с.*	220	250	130	200	260
Площадь крыльев, $м^2$	—	15,3	20,42	15,8	16
Вес пустого самолета, *кг*	755	790	790	787	787
Нормальная полезная нагрузка, *кг*	490	490	380	350	—
Нормальная полетная нагрузка, *кг*	1045	1048	940	807	—
Посадочная скорость, *км/час*	55,9	58,5	61,52	75,02	54,14
Максимальная скорость, *км/час*	237	243	—	—	255

Влияние разрезного крыла на размерность самолета. Самолеты с расширенным диапазоном скоростей за счет V_{max} до настоящего времени не получили практического применения, главным образом, вследствие того, что вообще конструкция разрезных крыльев находится в периоде разра-

ботки и усовершенствования. Площадь крыльев таких самолетов необходимо выбирать с учетом эффективности разрезного крыла в отношении увеличения $C_{y\,max}$ исходного профиля. Сама же величина посадочной скорости не должна превосходить применяющейся на самолетах с нормальными крыльями. Если исходить из достигнутых на практике коэфициентов увеличения $C_{y\,max}$ при применении разрезных крыльев ($C_{y\,max} \approx 1{,}78 - 1{,}84$), то, очевидно, площадь крыльев может быть принята равной $S\frac{1}{1{,}78} - S\frac{1}{1{,}84}$ при оставлении нормальной посадочной скорости.

Таким образом площадь крыльев при применении разрезного крыла получается от 56,2 до 54,3% от площади крыльев с нормальным профилем. Подобное уменьшение площади крыльев должно сильно сказаться как на общей размерности всего самолета, так и на весе и лобовом сопротивлении в сторону их уменьшения.

ГЛАВА 6

РАСЧЕТ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ

Монопланы со свободнонесущим крылом добавочных подкосов и расчалок не имеют; такая конструкция, уменьшая сумму вредных лобовых сопротивлений, является более выгодной в аэродинамическом отношении, хотя и немного более тяжелой.

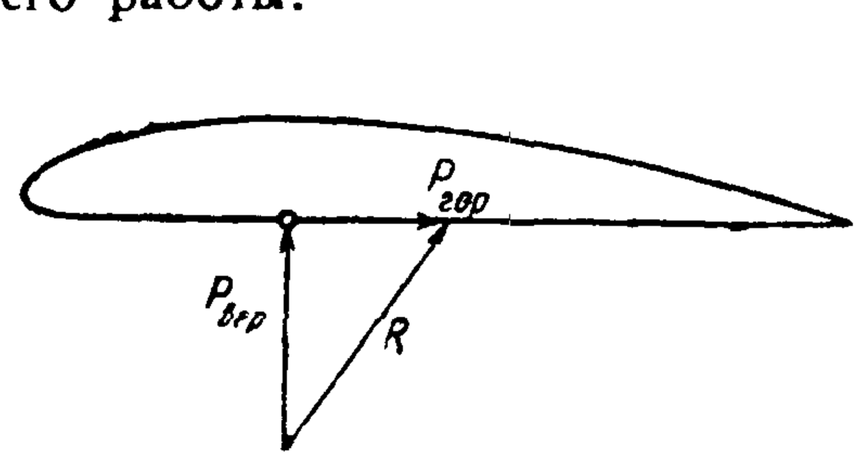
Очертание крыла в плане является для большинства конструкций трапецевидным, приблизительно с 50-процентным снижением глубины хорды на конце. Подобная схема дает преимущества в смысле уменьшения изгибающего момента, улучшения условий крепления крыла и более сосредоточенного расположения грузов около центра тяжести самолета. С другой стороны, имеет место низкое расположение крыла, при котором во время посадки используется эффект „воздушной подушки".

Скрытое расположение моторов внутри крыльев в современных больших монопланах приближает их к схеме „летающего крыла".

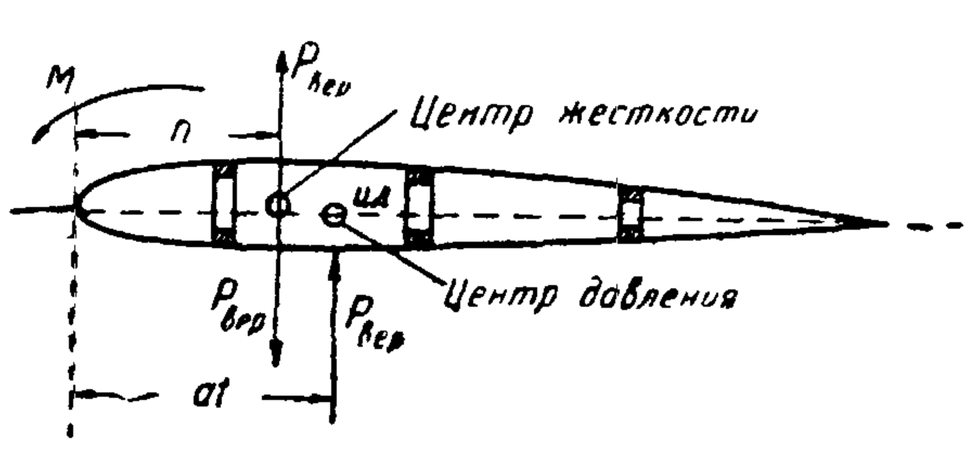
По своей конструкции монопланы бывают однолонжеронные, двухлонжеронные и многолонжеронные с полотняным, фанерным или металлическим покрытием.

§ 1_6. СХЕМА РАБОТЫ КРЫЛА

При расчете свободнонесущего крыла (относя силы к хорде крыла, которую будем считать горизонтальной) принимается следующая схема его работы:



Фиг. 1_6.



Фиг. 2_6.

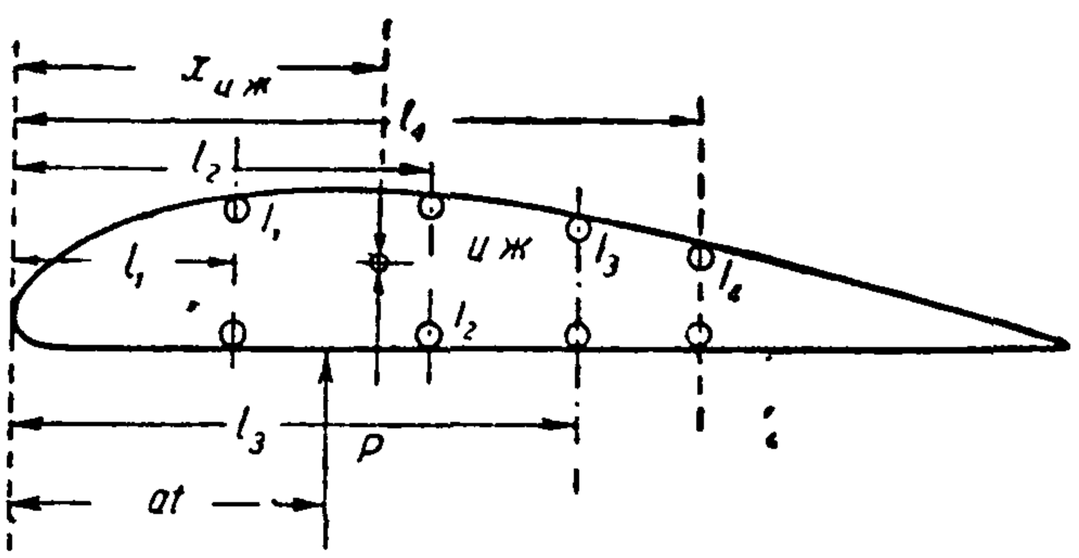
1. От вертикальной слагающей $P_{вер} = C_n \rho S V^2$ аэродинамического давления R крыло испытывает изгиб в вертикальной плоскости (фиг. 1_6).

2. От горизонтальной слагающей $P_{гор} = C_t \rho S V^2$ крыло подвержено горизонтальному изгибающему моменту.

3. Вследствие того, что сила R не проходит через центр жесткости, крыло испытывает кручение от момента (фиг. 2_6):

$$M_{кр} = P\,(at - n).$$

В сечении крыла всегда можно найти такую точку, что крыло не будет скручиваться, если через эту точку проходит направление нагрузки, и сечение получит только поступательное перемещение; эта точка носит название центра жесткости.



Фиг. 3_6.

Линия, проходящая через центры жесткости всех сечений крыла, называется осью жесткости. Элементарным примером конструкции, у которой легко найти ось жесткости, может служить круглая труба.

В случае, если направление силы не проходит через центр жесткости, сечение будет поворачиваться. Приближенно будем считать, что крыло поворачивается около оси, совпадающей с осью жесткости.

Положение по хорде (фиг. 3_6) центра жесткости однородного крыла ($E = \text{const}$) при неработающей на изгиб обшивке определяется как центр жесткости моментов инерции лонжеронов, т. е. по формуле:

$$X_{ц.ж} = \frac{I_1 l_1 + I_2 l_2 + I_3 l_3 + I_4 l_4}{I_1 + I_2 + I_3 + I_4} = \frac{\Sigma Il}{\Sigma I}. \qquad (1_6)$$

При работающей обшивке центр жесткости будет занимать несколько иное положение, определяемое по методам теории упругости. В данном курсе положение центра жесткости будем принимать, как при обшивке на изгиб, не работающей полностью.

§ 2_6. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ В СВОБОДНОНЕСУЩЕМ КРЫЛЕ

Вследствие изгиба в вертикальной плоскости крыло испытывает поступательные перемещения; в каждом его сечении теоретически можно определить стрелу прогиба.

В конструкциях больших самолетов нередко наблюдались в полете упругие деформации, вызывавшие на конце крыла прогиб до 300 *мм*, а при статических испытаниях — до 1 *м*.

Вследствие поворота сечений около центра жесткости наступает закручивание крыла и изменение углов атаки по размаху его.

На фиг. 4_6 показано, что крыло перемещается из положения *I* во *II* через прогиб f и поворот на угол φ около своего центра жесткости; при этом часть крутящего момента

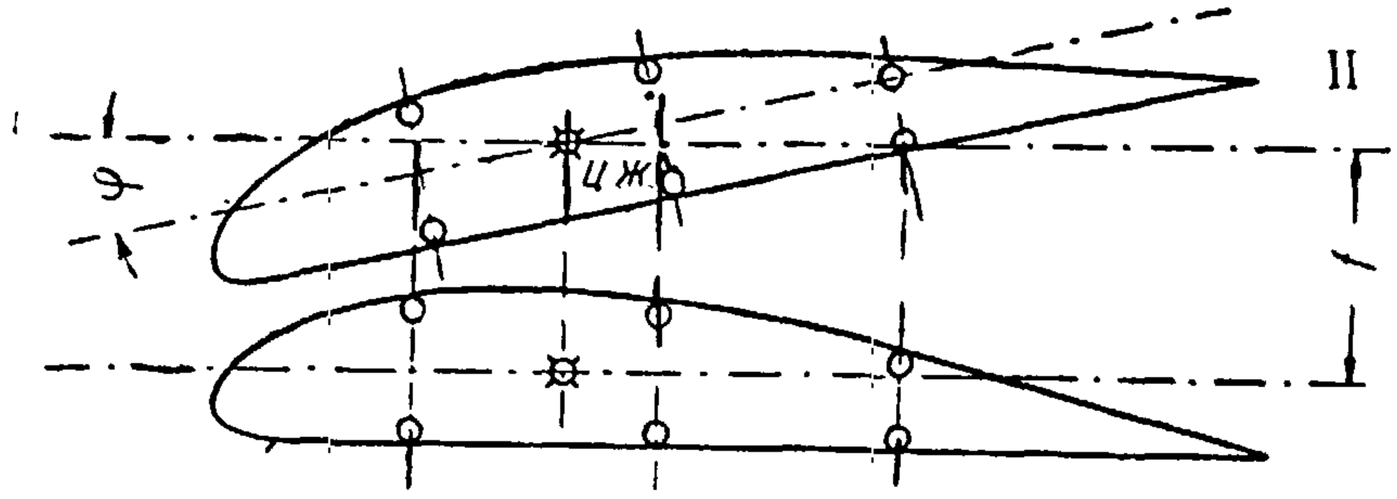
$$M_{кр} = M_{лонж} + M_{обш}$$

воспринимает на себя обшивка $= M_{обш}$.

В таком случае лонжероны крыла будут испытывать суммарный момент от изгиба в вертикальной плоскости и от кручения, т. е. расчетный момент будет:

$$M_{\text{лонж}} = M_{\text{верт}} + M_{\text{кручение}}. \qquad (2_6)$$

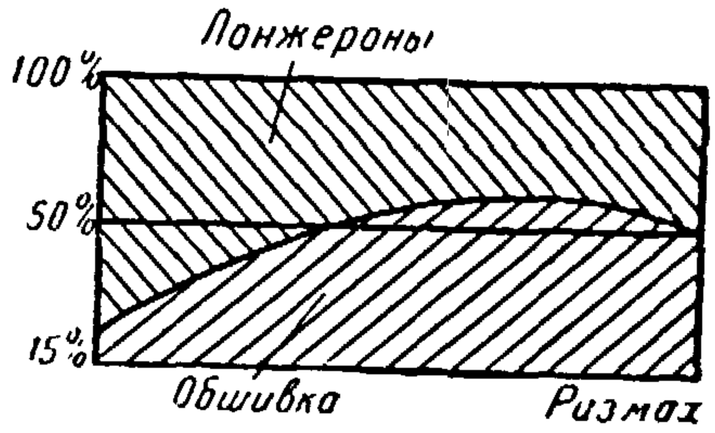
Влияние обшивки и нервюр оценивается различно.



Фиг. 4_6.

В опытных конструкциях ЦАГИ разгружающее влияние гофровой обшивки, вычисленное теоретически, в случае кручения показано на фиг. 5_6, где дано распределение крутящих моментов вдоль размаха [1]; разгрузка может достигать 50%.

На основании исследований французского инж. Вирму при совместной работе двух лонжеронов, взаимно связанных целым рядом поперечных распорок, срезывающее усилие в переднем лонжероне уменьшилось на 42%, а изгибающий момент — на 63%, в то время как в заднем лонжероне секущее усилие увеличилось на 33%, а изгибающий момент — на 49% [2].



Фиг. 5_6.

§ 3_6. РАСЧЕТ ДВУХЛОНЖЕРОННЫХ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ БЕЗ УЧЕТА НЕРВЮР

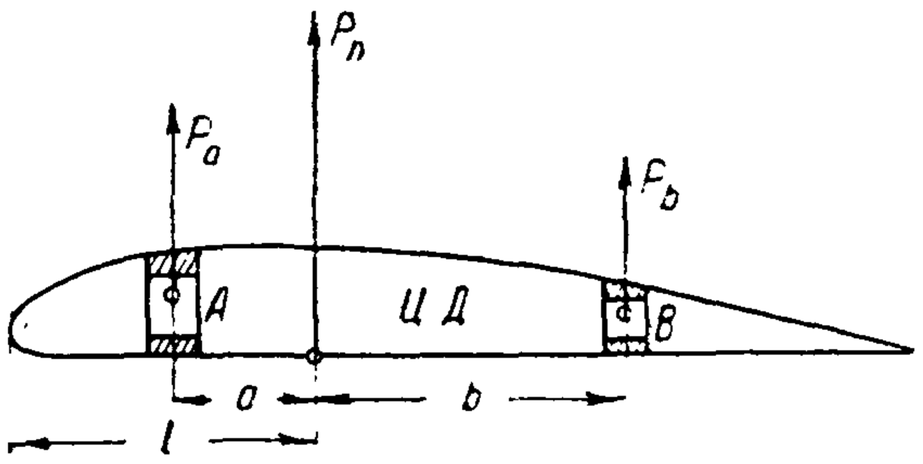
Крыло свободнонесущего моноплана как пространственная ферма, состоящая из лонжеронов и нервюр, представляет многократно статически неопределимую ферму, расчет которой потребовал бы весьма продолжительного времени [3]. В целях упрощения на практике расчет крыла производят с учетом меньшего числа неизвестных; в частности, прилагают к лонжеронам нагрузки от нервюр, считая последние шарнирно сочлененными с лонжеронами, т. е. определение усилий в них ведут без учета влияния нервюр; учитывают разгружающее действие одних только концевых нервюр.

Для определения предварительных размеров лонжеронов полагают их абсолютно независимыми друг от друга и расчет ведут в двух случаях A и B, соответствующих наибольшим загружениям переднего и заднего лонжеронов.

Весь порядок расчета в первом приближении (без учета нервюр) намечается следующий:

[1] В. Н. Беляев, Расчет свободнонесущих крыльев, „Т. В. Ф." № 7, 1932.
[2] *Статья инж.* С. Я. Макарова, „Т. В. Ф.", 1930.
[3] См. метод инж. Беляева, „Т. В. Ф", № 7, 1932.

1. Задаются законом распределения нагрузки, согласно нормам прочности, и вычерчивают диаграммы наибольшей возможной нагрузки на каждый лонжерон.



Фиг. $6_б$.

2. Производят деление эпюры нагрузок на ряд элементарных площадок, соответственно разбивке нервюр, располагая в них сосредоточенные силы:

$$P_n = p_n \frac{l_{n+1} + l_n}{2}, \qquad (3_б)$$

где p_n — погонная нагрузка.

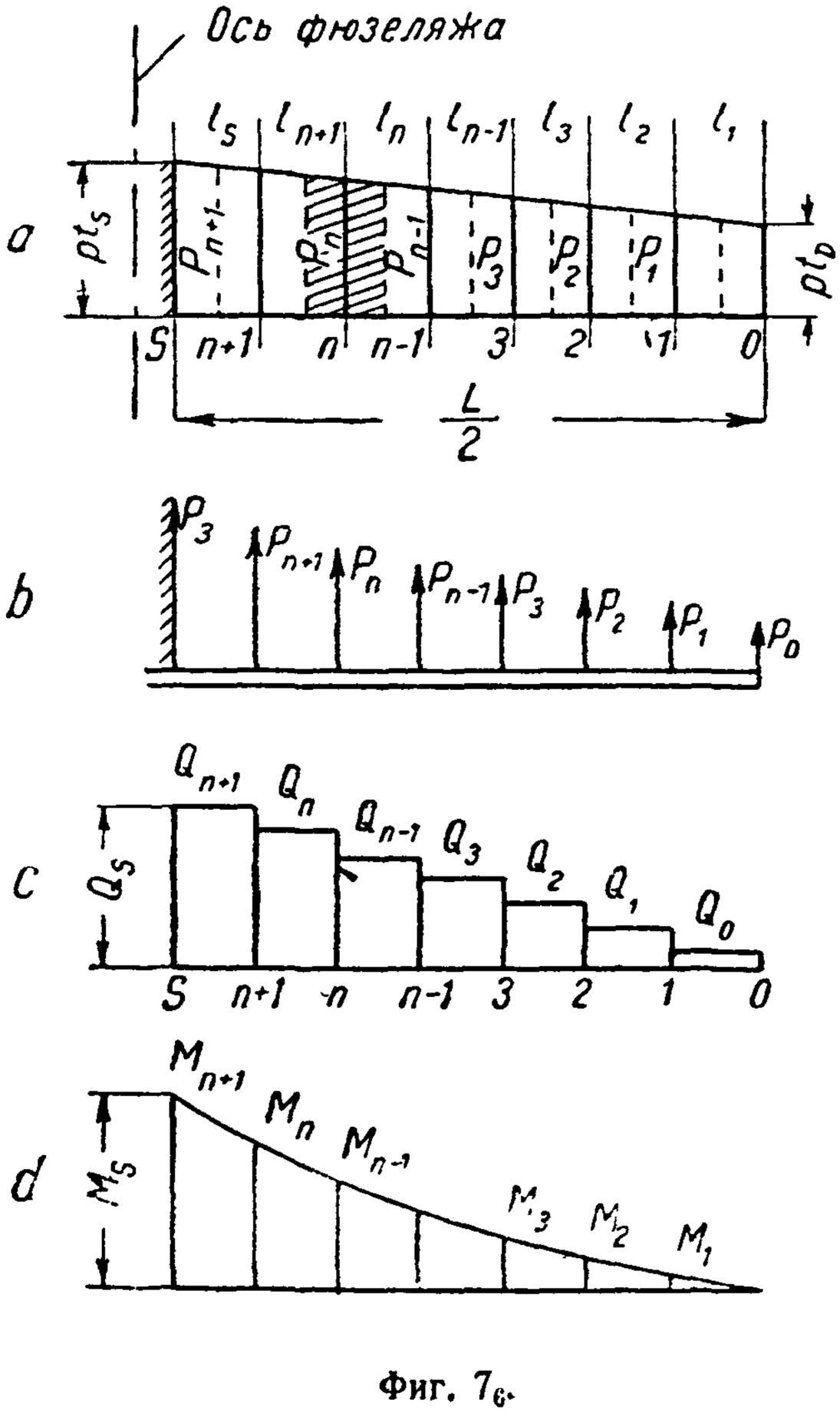
3. Определяют поперечные силы $Q_n = Q_{n-1} + P_n$ правее сечения n и строят их эпюру.

4. Распределяют погонную нагрузку между лонжеронами по закону рычага (фиг. $6_б$):

$$P_A = P_n \frac{b}{a+b}; \; P_B = P_n \frac{a}{a+b}. \qquad (4_б)$$

Определяют изгибающие моменты по сечениям переднего и заднего лонжеронов:

$$M_1 = Q_0 \cdot l;$$
$$M_2 = M_1 + Q_1 l_2;$$
$$M_n = M_{n-1} + Q_{n-1} l_n \qquad (5_б)$$

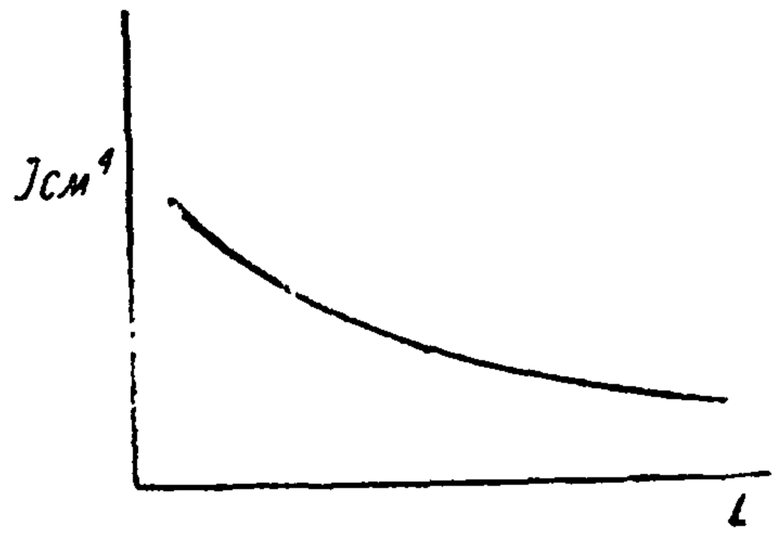


Фиг. $7_б$.

и строят по одной эпюре (для случаев A и B), рассматривая лонжероны независимо друг от друга (фиг. $7_б$).

5. Определяют по изгибающим моментам приближенно необходимые моменты инерции во всех рассматриваемых сечениях обоих лонжеронов по известной формуле изгиба:

$$\sigma_{изг} = \frac{M}{W}, \qquad (6_б)$$



Фиг. $8_б$.

где W — момент сопротивления; $\sigma_{изг}$ — напряжение изгиба в $кг/см^2$ берется как временное сопротивление на разрыв для стали марки М — от 35 до 40 $кг/мм^2$, для дюраля — 36 $кг/мм^2$ и для сосны — 700 $кг/см^2$ с поправкой на фактор формы Ф, определяемый по графику [1].

Разрушающее напряжение для березовой фанеры дано в табл. 1_6.

ТАБЛИЦА 1_6

Сорт фанеры	Растяжение $кг/см^2$		Срезывание $кг/см^2$		Средний модуль упругости на изгиб E $кг/см^2$		Модуль на сдвиг
	вдоль волокон	поперек волокон	вдоль волокон	поперек волокон	вдоль волокон	поперек волокон	параллельно волокнам
А. Три слоя равной толщины	700	350	138	208	$10 \cdot 10^5$	$0{,}54 \cdot 10^5$	$10 \cdot 10^3$
Б. Пять слоев равной толщины	500	400	132	152	$9{,}3 \cdot 10^5$	$0{,}64 \cdot 10^5$	$8 \cdot 10^3$
В. Три слоя, причем внутренний вдвое толще наружного	400	400	126	126	$7{,}8 \cdot 10^5$	$0{,}78 \cdot 10^5$	—

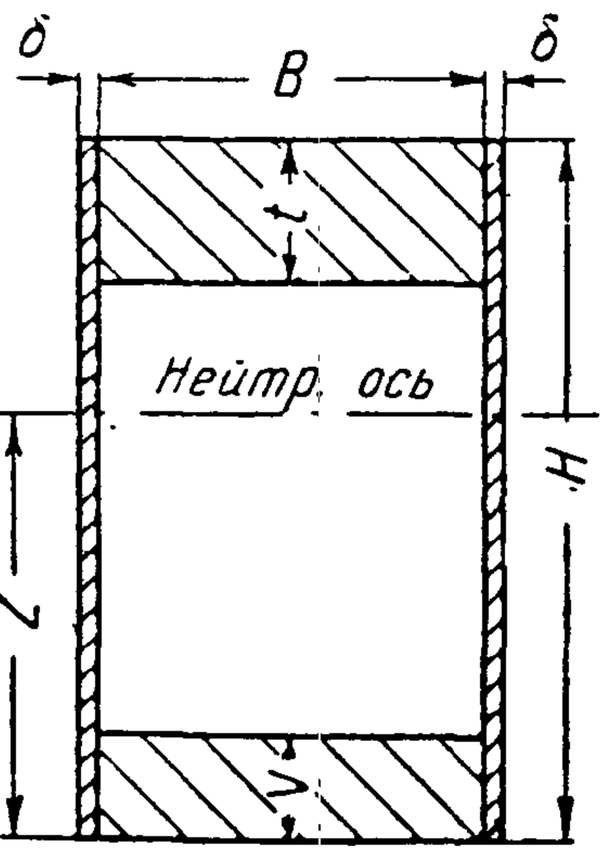
6. Составляют сводный график моментов инерции вдоль всего размаха крыла в виде плавной кривой; в случае же разбега точек выравнивают их по лекалу и соответственно изменяют и моменты инерции сечений (фиг. 8_6).

7. Определяют размеры полок и лонжерона, руководствуясь заданными габаритами его по высоте нервюры и очертанием в плане.

§ 4_6. ГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ПОДБОРА СЕЧЕНИЙ КОНСОЛИ

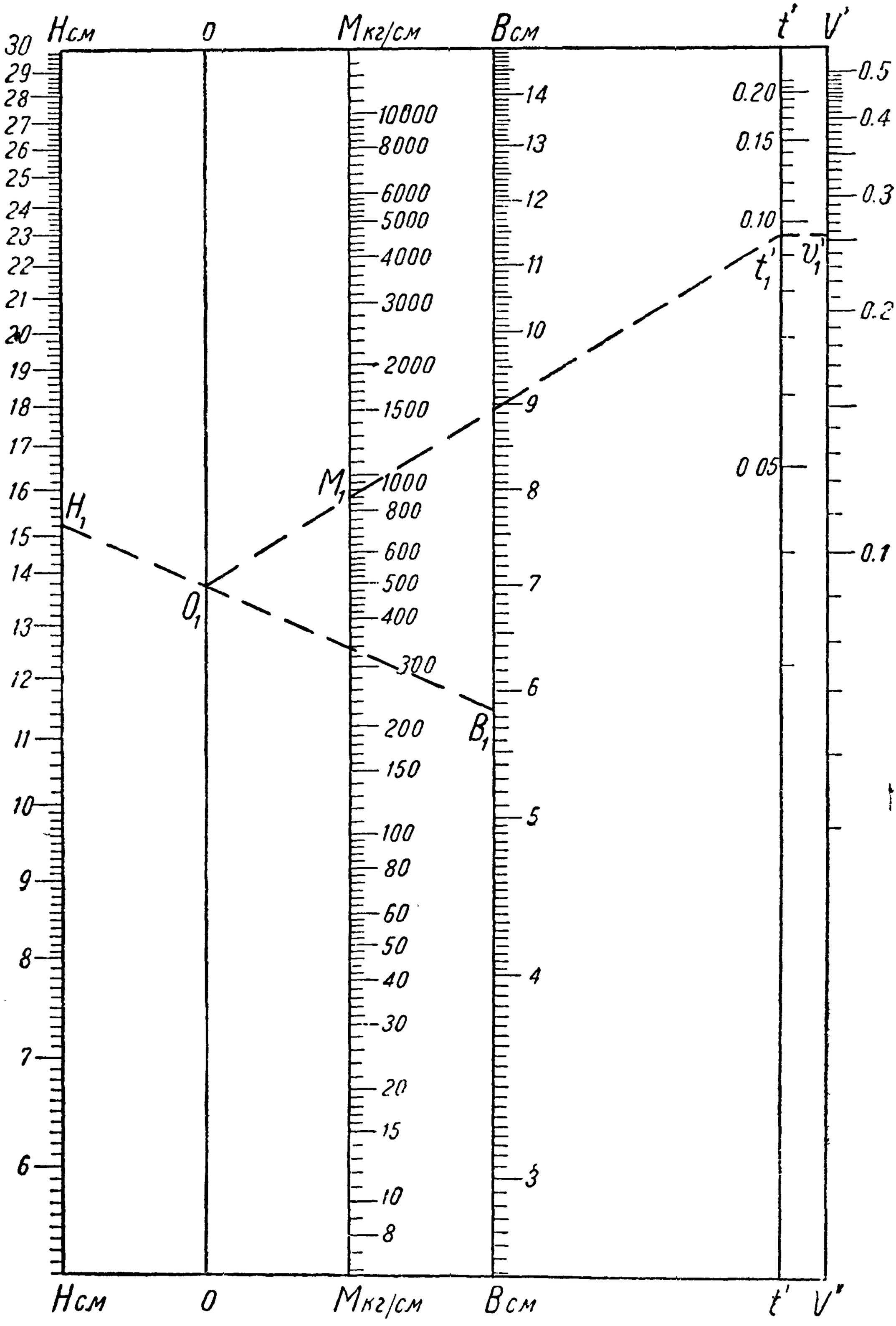
Для коробчатого лонжерона (фиг. 9_6) деревянных крыльев нахождение необходимых размеров полок можно вести на основании номограммы М. М. Шишмарева (фиг. 10_6).

Прежде всего по заданным высоте и ширине лонжерона и изгибающему моменту подбираем относительные толщины $V' = \frac{V}{H}$ и $t' = \frac{t}{H}$ обеих полок по номограмме (фиг. 10_6) и по ним находим абсолютные толщины V и t. Делается это так. На прямых HH и BB берем



Фиг. 9_6.

[1] См. „Справочная книга по расчету самолета на прочность".


Hсм
0
Mкг/см
Bсм
t'
V'
30
29
28
27
26
25
24
23
22
21
20
19
18
17
16
15
14
13
12
11
10
9
8
7
6
10000
8000
6000
5000
4000
3000
2000
1500
1000
800
600
500
400
300
200
150
100
80
60
50
40
30
20
15
10
8
14
13
12
11
10
9
8
7
6
5
4
3
0.20
0.15
0.10
0 05
0.5
0.4
0.3
0.2
0.1
H1
O1
M1
B1
t1'
V1'
Hсм
0
Mкг/см
Bсм
t'
V''

фиг. 10$_6$.

по масштабам точки, соответствующие заданным величинам H и B, и соединяем эти точки прямой H_1B_1. Через точку O_1 пересечения этой прямой с вертикальной прямой OO и через точку M_1, взятую на прямой MM и соответствующую заданному моменту M, проводим прямую O_1M_1 до ее встречи в точке t_1' с прямой $t_1' t'$. Наконец, через точку t_1' проводим горизонтальную прямую $t_1'V_1$. В точках t_2' и V_1' прочтем по нанесенным на прямых масштабам требуемые относительные толщины t' и V' полок. Умножая t' и V' на H, получим абсолютные толщины полок t и V.

При подборе полок мы пренебрегаем стенками, которые идут таким образом в запас прочности, компенсируя неточности, могущие произойти при графическом подборе полок.

В тех случаях, когда по номограмме толщины полок получаются меньше 1,2 *см*, берется все же 1,2 *см* [1].

Далее вычисляем необходимую толщину стенок по силам сдвига на основании формул:

$$M_{ст} = \frac{B}{2}\left[H^2 - (H - t - V)(H - t + V)\right], \qquad (7_б)$$

т. е. статический момент относительно сжатого края сечения;

$F = B(t + V)$ — площадь полок;

$Z = \frac{M_{ст}}{F}$ — расстояние центра тяжести от внешнего слоя;

$M_{ст}' = BV\left(Z - \frac{V}{2}\right)$ — статический момент относительно нейтральной оси.

$$I = \frac{B}{3}\left[Z^3 + (H - Z)^3 - (Z - V)^3 - (H - Z - t)^3\right]; \qquad (8_б)$$

толщина стенки

$$\delta = \frac{MQ}{260\,I}, \qquad (9_б)$$

где Q — перерезывающая сила.

Вычисления рекомендуется производить в порядке, указанном в табл $2_б$.

После этого строится кривая толщины полок, расчетная кривая толщины стенок и ступенчатая линия практического их выполнения.

Чтобы закончить теоретический чертеж, необходимо определить еще длину узловой закладки („бобышки"). Если эта закладка сделана из переклейки (что часто применяется, так как сосновые закладки рассыхаются и трескаются), то разрушающее напряжение среза можно принять $K_{ср} = 130$ *кг/см*^{2}.

---

[1] Конечно, для планеров не следует применять такой прием.

Необходимая длина h закладки, считая от болта до ее краев, находится по формуле:

$$\frac{2h}{d} = \frac{K_{см}}{K_{ср}} = \frac{400}{130}, \qquad (10_6)$$

где d — диаметр болта, а коэфициент 2 введен ввиду двойной плоскости среза.

Беря с некоторым запасом полную длину закладки, можем принять $h_0 = 2h + d$.

В случае металлических лонжеронов задаются рядом профилей, вычисляют для каждого из них максимальный допускаемый момент и по эпюре моментов находят граничную точку пригодности данного профиля. Заклепочные швы и стенки проверяют, кроме того, на срез.

ТАБЛИЦА 2₆

Определение толщины стенок консольной части лонжерона

Данные	Номер нервюры				
	1	5	9	13	
Расстояние сечения от корня консоли, x					
Высота лонжерона, H					
Ширина полки, B					
Изгибающий момент, M					
Относительная толщина полок $\begin{cases} t' \\ V' \end{cases}$					
Абсолютная толщина полок $\begin{cases} t \\ V \end{cases}$					
$(H-t-V)\cdot(H-t+V)$					
H^2					
$H^2-(H-t-V)(H-t+V)$ . .					
$M_{ст}$					
F					
Z					
$M_{ст}'$					
Z^3					
$(H-Z)^3$					
$(Z-V)^3$					
$(H-Z-t)^3$					
$Z^3+(H-Z)^3-(Z-V)^3-$ $-(H-Z-t)^3$					
I см⁴					
Q кг					
δ см					

§ 5_6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОГИБОВ ЛОНЖЕРОНА

Рассматривая лонжерон как консольную балку переменного сечения с переменной нагрузкой интенсивности q *кг*, прогиб можем определить методом веревочного многоугольника (фиг. 11_6), так как диференциальное уравнение веревочной кривой (построенной для определения изгибающих моментов в зависимости от нагрузки q) представляется в виде равенства:

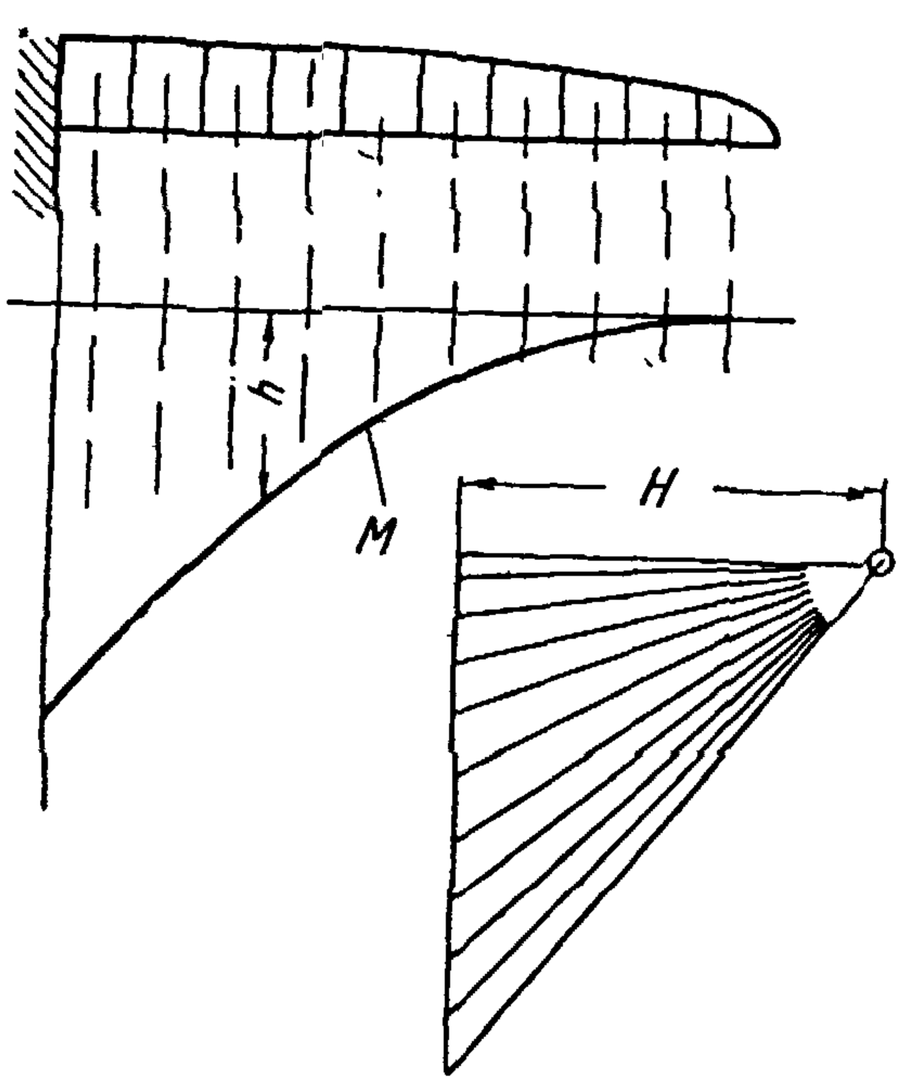
$$H\frac{d^2y}{dx^2} = q, \qquad (11)$$

совпадающего с диференциальным уравнением упругой линии (H — полюсное расстояние):

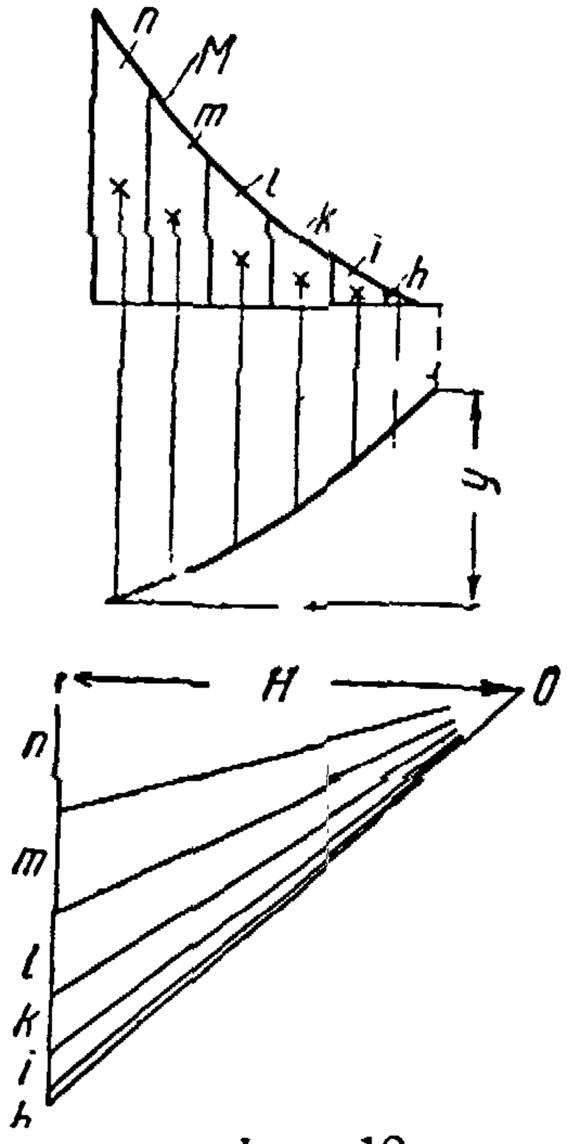
$$EI\frac{d^2y}{dx^2} = M. \qquad (12_6)$$

Так как M соответствует q, а EI соответствует H, построение выполняется в следующем порядке:

1. Строится эпюра моментов по методу веревочной кривой (фиг. 11_6). Площадь моментов принимается за некоторую нагрузку, распределенную по тому же закону.



Фиг. 11_6.



Фиг. 12_6.

2. Грузовая площадь разбивается на несколько участков, и площади этих участков откладываются в некотором масштабе $\frac{1}{\eta}$ на многоугольнике сил (фиг. 12_6).

3. В том же масштабе строится полюсное расстояние $H = \frac{1}{\lambda}EI$ (λ выбирается удобной для построения).

4. Строится, как обычно, веревочный многоугольник.

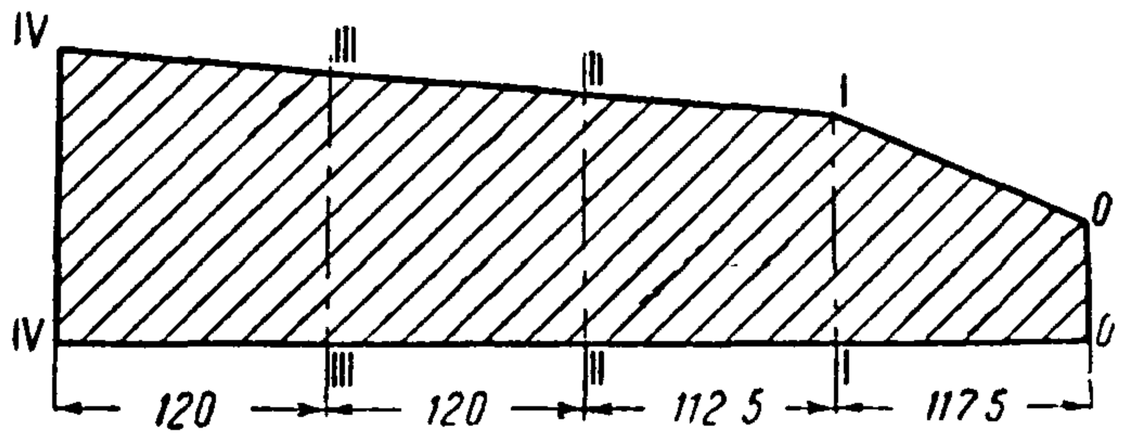
5. Проводится замыкающая линия, так чтобы были соблюдены пограничные условия.

6. Прогибы представятся тогда отрезками y между замыкающей линией и веревочной кривой в масштабе $1:\frac{\mu}{\lambda}$, где μ представляет собой отношение действительной длины пролета к длине отрезка, изображающего пролет на чертеже ($1:\mu$ — масштаб пролета).

В случае переменной нагрузки и переменных сечений определение деформаций балки можно вести методом интегрирования эпюр погонной нагрузки q, секущих усилий — Q, для получения моментов M и затем кривизны $\frac{M}{EI}$ наклона касательной y' для получения прогибов y.

§ 6_6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ ЛОНЖЕРОНА МЕТОДОМ ГРАФИЧЕСКОГО ИНТЕГРИРОВАНИЯ

Для суждения о прочности свободнонесущего крыла и о его жесткости необходимо знать те упругие деформации (стрелу прогиба, углы поворота сечений и девиации), которые получаются в результате того или иного расчетного случая (фиг. 13 a, b, c, d, e_3).



Фиг. $13a_6$.

При переменной нагрузке и переменных сечениях определение деформаций удобно вести методом графического интегрирования, соблюдая следующий порядок.

1. Строятся эпюры погонных нагрузок по четырем или более точкам крыла (фиг. $13a_6$), причем удобно брать масштабы:

для сил 1 : 10
„ длин 1 : 25

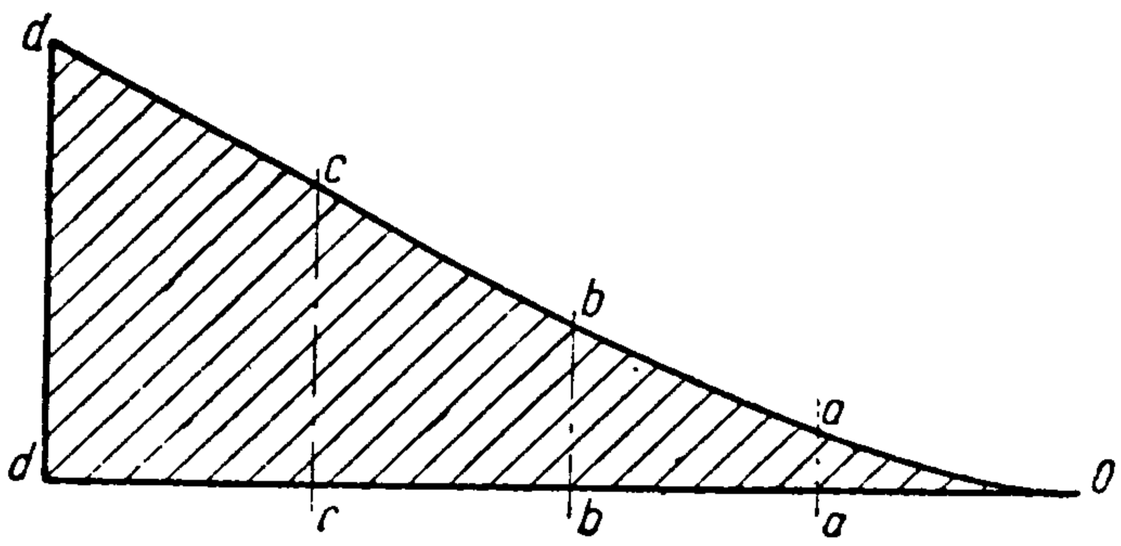
2. Определяют эпюру секущих сил $Q = \int_0^x q_x\,dx$, вычисляя их по фиг. $13b_6$, в порядке:

ордината $a' - a =$ площади oo-I-I
„ $b' - b =$ „ oo-II-II
„ $c' - c =$ „ oo-III-III
„ $d' - d =$ „ oo-IV-IV

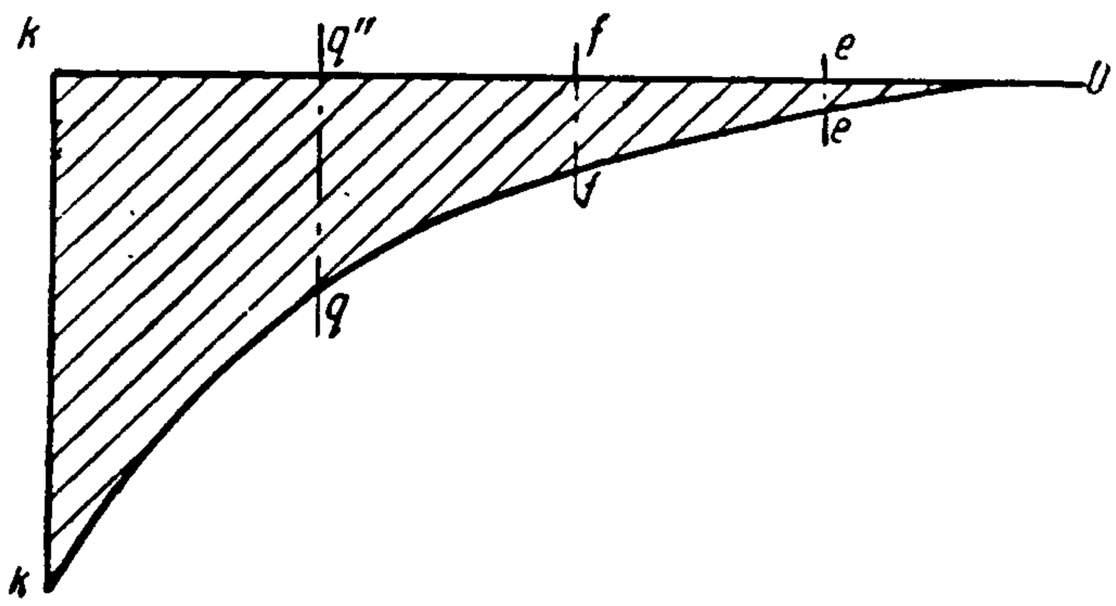
3. Далее на основании фиг. $13b_6$ производится подсчет изгибающих моментов $M_x = \int_0^x Qx\,dx$ в значениях ординат:

ордината $e' - e =$ площади o-$a'a$
„ $f' - f =$ „ o-$b'b$
„ $q' - q =$ „ o-$c'c$
„ $k' - k =$ „ o-$d'd$

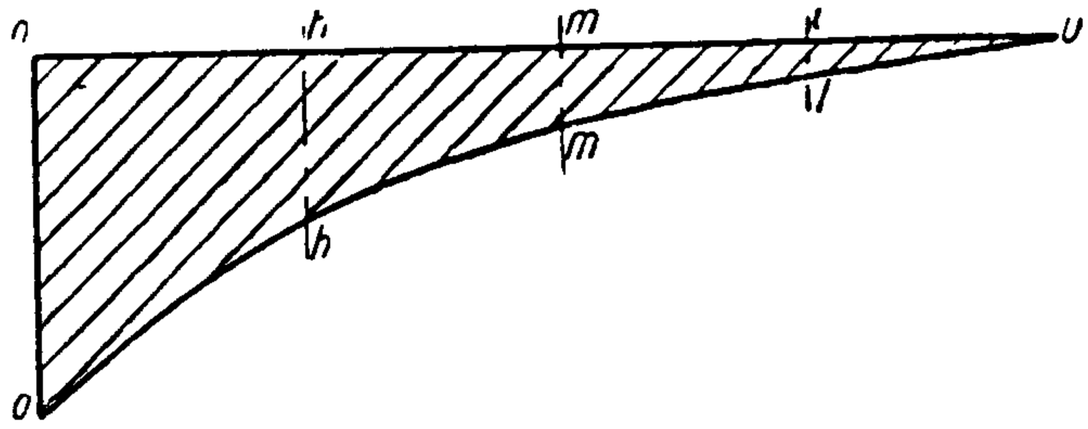
и строится эпюра моментов (фиг. $13c_3$).



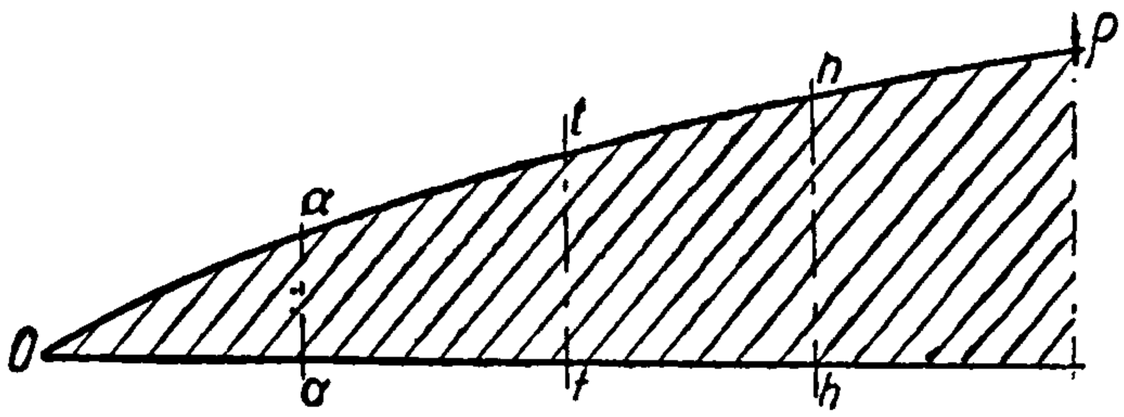
Фиг. 13b_6.



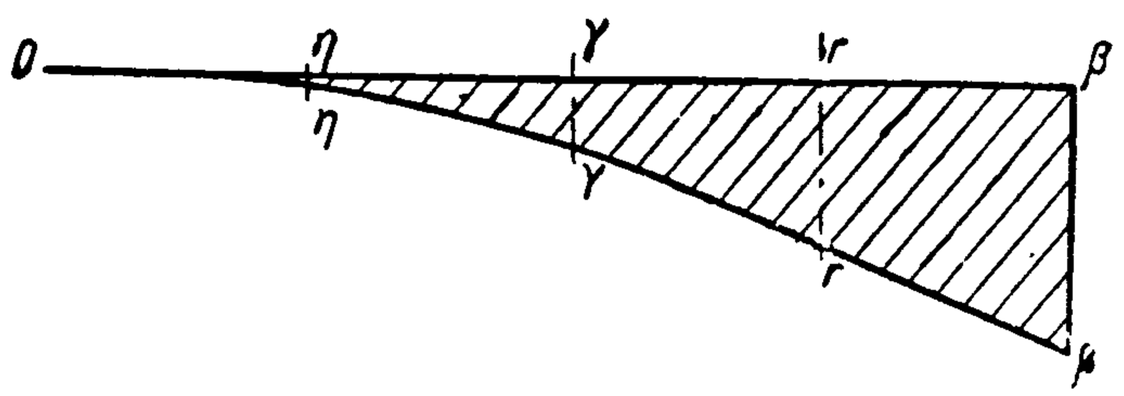
Фиг. 13c_6.



Фиг. 13$d_в$.



Фиг. 13e_6.



Фиг. 13$h_в$.

4. Подсчитываются ординаты кривизны лонжерона $\frac{1}{\rho} = \frac{M}{EI}$: путем разделения моментов M на жесткость изгиба лонжерона EI:

ордината $l'l$ = ординате $\frac{e'e}{EI}$

„ $m'm$ = „ $\frac{f'f}{EI}$

„ $n'n$ = „ $\frac{q'q}{EI}$

„ $Q'Q$ = „ $\frac{k'k}{EI}$

и строится эпюра кривизны (фиг. $13d_6$).

5. Для подсчета углов девиации, вычисляя значения ординат в радианах, получим:

ордината $\rho'\rho$ = площади $0\text{-}QQ$
„ $h'h$ = „ $QQ\text{-}l'l$
„ $t't$ = „ $QQ\text{-}m'm$
„ $\alpha'\alpha$ = „ $QQ\text{-}n'n$

и строим эпюру девиации (фиг. $13e_6$),

6. С ммируя площади, получим значения ординат стрел прогиба:

ордината $\beta'\beta$ = площади $o\text{-}\rho'\rho$
„ $r'r$ = „ $o\text{-}h'h$
„ $\gamma'\gamma$ = „ $o\text{-}t't$
„ $\eta'\eta$ = „ $o\text{-}\alpha'\alpha$

и окончательно эпюру стрел прогиба (фиг. $13h_6$).

Пример.

Определить деформации φ и f крыла свободнонесущего моноплана в случае $A_{кр}$, если дана следующая характеристика:

вес самолета (полетный) . . . . . $G = 2400$ *кг*
вес крыльев (с баком и бензином) . . . . $G_{кр} = 881$ „
размах крыльев . . . . . $l = 13$ *м*
хорда корневая . . . . . $t_1 = 2{,}530$ *м*
хорда концевая . . . . . $t_2 = 0{,}965$ *м*
средняя аэродинамическая хорда . . . . . $t_{ср} = 2{,}350$ *м*
Лонжероны крыла трубчатой конструкции

Решение. Очертание крыла в плане дано на фиг. 14_6.

По нормам прочности 1934 г. распределение нагрузки по размаху принимается пропорционально хордам:

$$h = p \cdot t,$$

где $p = \frac{G - G_{кр}}{S} = \frac{2400 - 881}{27{,}4} = 55{,}4$ *кг/м*^{2} и t — хорда в *м*.

Принимаем перегрузочный коэфициент на случай $A_{кр}$ $n = 5{,}5$. Тогда расчетные ординаты погонной нагрузки (фиг. 15_6) получим следующие:

у корня крыла

$$h_1 = 55{,}4 \cdot 2{,}53 \cdot 5{,}5 = 770 \text{ кг/м}$$

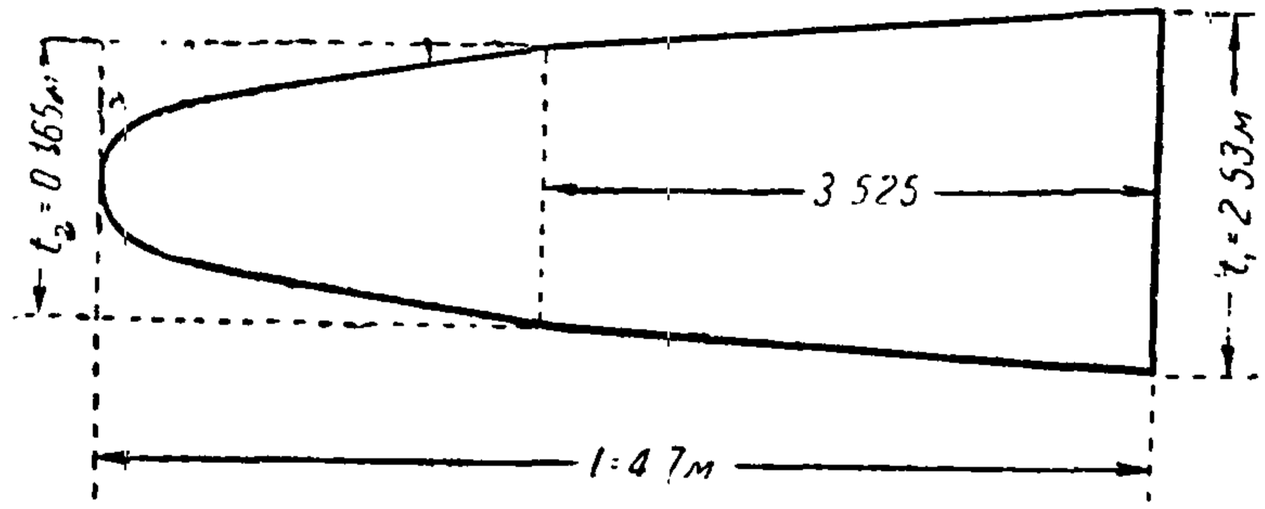
и у конца крыла

$$h_2 = 55{,}4 \cdot 0{,}965 \cdot 5{,}5 = 294{,}5 \text{ кг/м}.$$

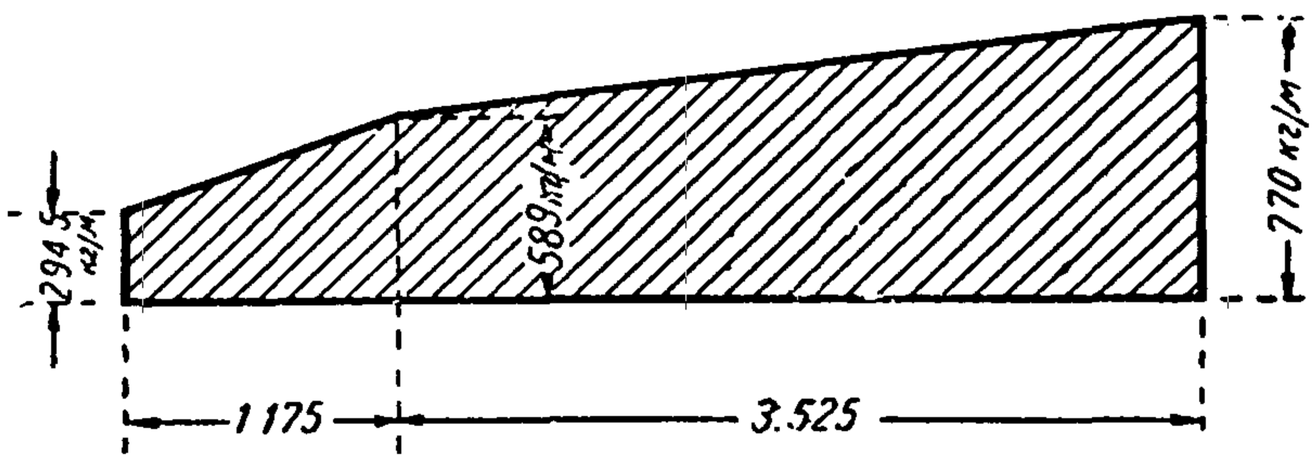
Разнесение погонной нагрузки по лонжеронам в расчете первого приближения

Так как погонная нагрузка по размаху изменяется по закону трапеций, определяем ординаты погонной нагрузки по лонжеронам в местах изменения нагрузки.

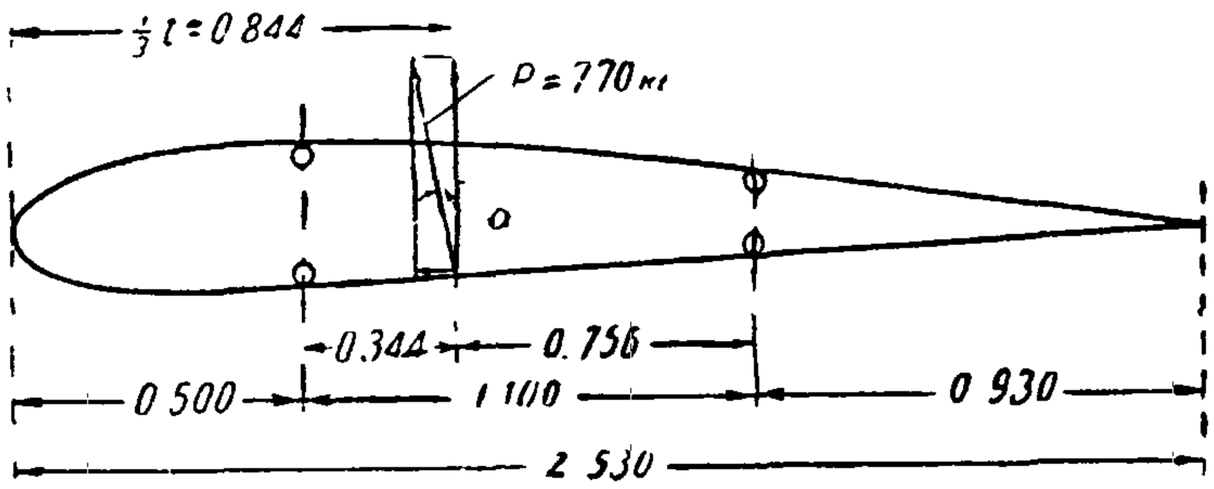
Равнодействующая аэродинамических сил на случай $A_{кр}$ приложена на $^1/_3$ хорды (33%) и наклонена вперед под углом $\alpha = 8°$ [1].



Фиг. $14_б$.



Фиг. $15_б$.



Фиг. $16_б$.

Для разнесения ординаты погонной нагрузки h_1 рассматриваем корневую нервюру как балку, лежащую на двух опорах с сосредоточенной силой: беря сумму моментов относительно одной из опор, находим реакцию на другой (фиг. $16_б$).

Сумма моментов относительно заднего лонжерона:

$$R_{пер} \cdot 1{,}1 - 770 \cdot \cos\alpha \cdot 0{,}756 = 0,$$

откуда

$$R_{пер} = \frac{770 \cdot 0{,}99 \cdot 0{,}756}{1{,}1} = 525 \ кг/м.$$

Сумма моментов относительно переднего лонжерона:

$$R_{задн} \cdot 1{,}1 - 770 \cos\alpha \cdot 0{,}344 = 0,$$

[1] Взято по старым нормам; в более точном расчете, следует *наклон аэродинамической силы* определять из продувок профиля.

откуда

$$R_{\text{задн}} = \frac{770 \cdot 0{,}99 \cdot 0{,}344}{1{,}1} \approx 238 \text{ кгм.}$$

Горизонтальная составляющая в плоскости крыла будет

$$P \cdot \sin\alpha = P_{\text{гор}} = 770 \cdot 0{,}139 = 107 \text{ кгм.}$$

Проверяем, зная, что сумма реакций должна быть равна сумме действующих сил. Сумма реакций

$$R_{\text{пер}} + R_{\text{задн}} = P \cdot \cos\alpha,$$

откуда

$$525 + 238 = 770 \cdot 0{,}99;\ 763 = 763 \text{ кгм.}$$

Аналогично разнесение ординат погонной нагрузки по лонжеронам производится и для концевого сечения, где найдено:

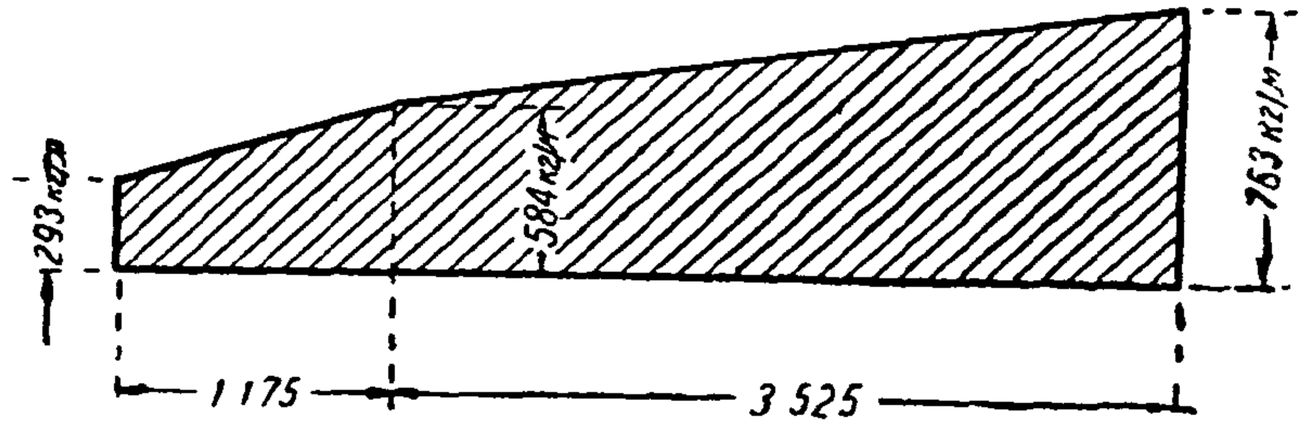
$$R_{\text{пер}} + R_{\text{задн}} = P\cos\alpha = 293 \text{ кгм (фиг. } 17_6).$$

Проверка общей нагрузки по крылу с реакциями, полученными в результате разложения по лонжеронам

Определяя площадь эпюры, получим:

$$_{\text{сумм}} = \left[\left(\frac{589 + 770}{2} \cdot 3{,}525\right) + \left(\frac{589 + 294}{2}\right) \cdot 1{,}175\right] \cos\alpha;$$

$$P_{\text{сумм}} = (2396 + 519) \cdot 0{,}99 = 2882 \text{ кг.}$$



Фиг. 17_6.

Произведя суммирование найденных результатов по фиг. 17_6, имеем

$$P_{\text{сумм}} = \left(\frac{584 + 763}{2} \cdot 3{,}525\right) + \left(\frac{584 + 293}{2} \cdot 1{,}175\right) = 2885 \text{ кг.}$$

Ошибка составляет всего 0,1%.

Определение деформации переднего лонжерона графо-аналитическим методом.

Для этой цели расчет ведем в следующей последовательности.

1. Строятся эпюры погонных нагрузок по четырем точкам (фиг. 18_6) по формуле:

$$q_x = \frac{h_1 - h_2}{l} \cdot x + h_2,$$

где h — значение погонных нагрузок.

Получим в сечениях II, III и IV:

$$q_{\text{II}} = \frac{525 - 403}{352{,}5} \cdot 112{,}5 + 403 = 442 \text{ кг/м;}$$

$$q_{\text{III}} = 0{,}346 \cdot 232{,}5 + 403 = 482 \text{ кг/м;}$$

$$q_{\text{IV}} = 0{,}346 \cdot 352{,}5 + 403 = 525 \text{ кг/м.}$$

2. Определяются ординаты срезывающих сил.

Срывающая сила в сечении I — I.

Из сопротивления материалов известно, что срезывающая сила в любом сечении балки выразится формулой:

$$Q_x = \int_0^x q_x \, dx.$$

Подставляем значение ординаты срезывающей силы в сечении (I — I):

$$q_x = Ax + B;$$

интегрируя это выражение, получим:

$$Q^{\text{I}} = \frac{1}{2} Ax^2 + Bx.$$

Подставляя значение

$$A = \frac{h_2 - h_1}{l_4} \text{ и } B = h_3,$$

получим окончательно, что

$$Q^{\text{I}} = \frac{1}{2} \frac{h_2 - h_3}{l_1} \cdot l_1^2 + h_3 l_1 ,$$

откуда

$$Q^{\text{I}} = \frac{403 - 202}{1{,}175} \cdot 1{,}175^2 + 203 \cdot 1{,}175;$$

$$Q^{\text{I}} = \frac{229 + 238}{2} - \frac{467}{2} = 233{,}4 \ кг.$$

Срезывающая сила в сечении II — III определяется о выражению:

$$Q^{\text{II}} = Q^{\text{I}} + \frac{1}{2} \frac{h_1 - h_2}{l} \cdot l_2^2 + h_2 l_2,$$

откуда

$$Q^{\text{II}} = 233{,}5 + \frac{1}{2} \cdot \frac{525 - 403}{3{,}525} \cdot 1{,}125^2 + 403 \cdot 1{,}125;$$

$$Q^{\text{II}} = 233{,}5 + 22 + 454{,}80 = 710 \ кг.$$

Срезывающая сила в сечении III — III определяется по выражению:

$$Q^{\text{III}} = 233{,}5 + 17{,}3 \cdot 2{,}325^2 + 403 \cdot 2{,}325;$$

$$Q^{\text{III}} = 233{,}5 + 93{,}50 + 938{,}20 = 1265{,}2 \ кг.$$

Срезывающая сила в сечении IV — IV:

$$Q^{\text{IV}} = 233{,}5 + 17{,}3 \cdot 3{,}525^2 + 403 \cdot 3{,}525;$$

$$Q^{\text{IV}} = 233{,}5 + 215 + 1420{,}00 = 1868{,}5 \ кг.$$

Подсчет ординат изгибающего момента (фиг. $13c_6$). Если в основное диференциальное уравнение изгибающего момента

$M_x = \int_0^x Q_x dx$ подставим значение $Q_x = Ax + B$, то для сечения I — I

уравнение изгибающего момента примет вид:

$$M''_x = \int_0^x \left(\frac{1}{2} Ax^2 + Bx \right) dx$$

или

$$M_x' = \frac{1}{6} Ax^3 + \frac{1}{2} Bx^2.$$

Подставим значения A, B и X, получим:

$$M_{\text{из}}^{\text{I}} = \frac{1}{6} \frac{h_2 - h_3}{l_1} \cdot l_1^3 + \frac{1}{2} h_3 l_1^2,$$

откуда

$$M_{\text{из}}^{\text{I}} = \frac{1}{6} \frac{403 - 202}{1{,}175} 1{,}175^3 + \frac{1}{2} 202 \cdot 1{,}175;$$

$$M_{\text{из}}^{\text{I}} = 186{,}5 \text{ } кгм.$$

Для сечения II — II уравнение изгибающего момента примет вид:

$$M_x^{\text{II}} = \int_0^x Q_x^{\text{II}} dx + M_{l_1}^{\text{I}} + Q_{l1}^{\text{I}} x_2.$$

Подставля значения и интегрируя, в результате найдем:

$$M_{\text{из}\, l_2}^{\text{II}} = Q_{l_1} + \frac{1}{6} \frac{h_1 - h_2}{l} \cdot l_2^3 + \frac{1}{2} h_2 l_2^2 + M_{l_1}^{\text{I}} + Q_{l_1}^{\text{I}} l_2.$$

Произведя приведение подобных членов, найдем:

$$M_{\text{из}\, l_2}^{\text{I}} = \frac{1}{6} \frac{h_1 - h_2}{l} l_2^3 + \frac{1}{2} h_2 l_2^2 + M_{l_1}^{\text{I}} + 2Q_{l_1}^{\text{I}} l_1.$$

Подстановка числовых значений дает следующее значение изгибающего M^{II}:

$$M_{\text{из}}^{\text{II}} = \frac{1}{6} \frac{525 - 403}{3{,}525} \cdot 1{,}125^3 + \frac{1}{2} 403 \cdot 1{,}125^2 + 186{,}5 +$$

$$+ 2 \cdot 233{,}5 \cdot 1{,}125 = 805 \text{ } кгм.$$

Изгибающий момент в сечении III — III дает следующее цифровое выражение:

$$M_{\text{из}}^{\text{III}} = 5{,}76 \cdot 2{,}325^3 + 202 \cdot 2{,}325^2 + 186{,}5 + 467 \cdot 2{,}325;$$

$$M_{\text{из}}^{\text{III}} = 72{,}5 + 1092 + 186{,}5 + 1085 = 2436 \text{ } кгм.$$

Изгибающий момент в сечении IV — IV получается:

$$M_{\text{из}}^{\text{IV}} = 5{,}76 \cdot 3{,}525^3 + 202 \cdot 3{,}525^3 + 186{,}5 + 467 \cdot 3{,}525;$$

$$M_{\text{из}}^{\text{IV}} = 252 + 2510 + 186{,}5 + 1675 = 4623 \text{ } кгм.$$

Построение эпюры жесткости. Подсчет моментов инерции в расчетных сечениях дает:

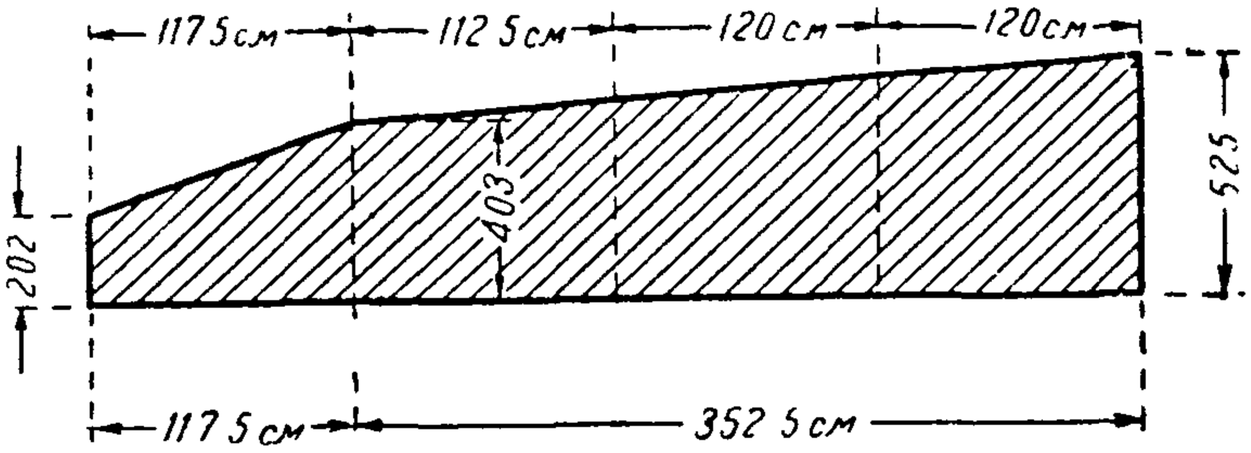
Сечение I — I. Труба 32 × 30 (хромомолибденовая) (фиг. 1εa_3).

Момент инерции данного сечения равен:

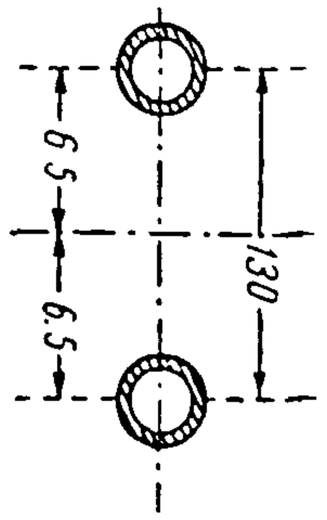
$$I = 2\,(J_x + Fa_2^2),$$

где I_x — момент инерции трубы относительно собственной оси;
F — площадь поперечного сечения трубы;
a — расстояние от нейтральной оси до оси трубы;

$$I_I = (1{,}171 + 0{,}9739 \cdot 6{,}5^2) \cdot 2 \approx 84{,}7 \text{ см}.$$



Фиг. 18_6.



Фиг. $18a_6$.

Размеры расчетных сечений приведены ниже в табл. 3_6.

ТАБЛИЦА 3_6

№ сечения	Труба пояса	Момент инерции всего сечения $см^4$
II — II	40×38	398,7
III — III	45—41	924,3
IV — IV	45—41	1072,5

Ординаты эпюры кривизны балки рассчитываются по формуле:

$$\alpha = \frac{M}{EI},$$

где M — изгибающий момент в данном сечении;
E — модуль упругости, равный $2 \cdot 150\,000$ $кг/см^2$ для стали;
I — момент инерции сечения.

Сечение I — I

$$\alpha = \frac{18\,600}{2{,}15 \cdot 10^6 \cdot 85} = 0{,}00001.$$

Сечение II — II

$$\alpha = \frac{80\,500}{2{,}15 \cdot 10^6 \cdot 399} = 0{,}000094.$$

Сечение III — III

$$\alpha = \frac{243\,600}{2{,}16 \cdot 10^6 \cdot 924} = 0{,}000122.$$

Сечение IV — IV

$$\alpha = \frac{469\,300}{2{,}15 \cdot 10^6 \cdot 1012} = 0{,}00024.$$

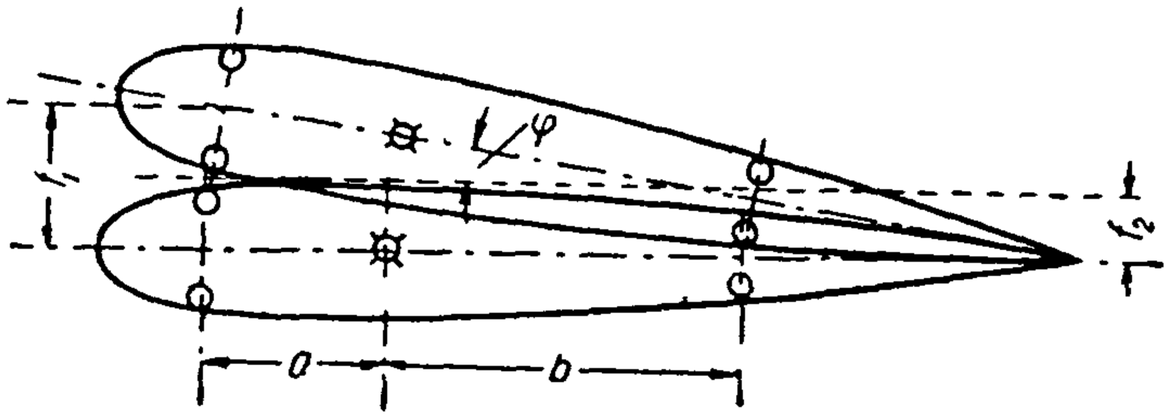
Подсчет стрелок прогиба и углов закрутки поворота сечений лонжерона ведем графически на основании фиг. $13b_6$.

В результате подсчета деформаций было найдено:

№ сечения	Девиации в градусах	Стрела прогиба в *см*
IV — IV	0	0
III — III	2,1	1,5
II — II	3,7	13,0
I — I	4,9	29,0
0 — 0	5,7	47,0

Таким образом максимальный прогиб составляет 47 *см*.

При статических испытаниях крыла французского истребителя „Девуатин D-27" наблюдались углы отклонения концевых сечений до 25 — 30°.



Фиг. 19_6.

Получив прогибы переднего и заднего лонжеронов, нетрудно определить и угол закручивания крыла (фиг. 19_6) без учета влияния нервюр и обшивки:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{f_1 - f_2}{a + b};$$

ввиду малости угла φ считаем, что $\operatorname{tg}\varphi \approx \varphi$.

§ 7_6. РАСЧЕТ СВОБОДНОНЕСУЩЕГО КРЫЛА С УЧЕТОМ КОНЦЕВОЙ НЕРВЮРЫ

В свободнонесущих крыльях лонжероны связаны между собой очень жестко при помощи высоких нервюр, распорных труб и диагональной расчалки (или обшивки).

В этом случае оба лонжерона будут работать совместно, и передача усилий от одного лонжерона к другому через нервюры и поперечные связи создает скручивающую пару или скручивающий момент $M_{кр}$.

При жесткой заделке нервюры задача становится статически неопределимой, и разные авторы, изучавшие эту задачу, принуждены были упростить теорию расчета крыла на кручение. Так, в методе немецкого инженера Талау исключается влияние диагональных связей и принимается во внимание одна только концевая нервюра с двумя предположениями:

1) нервюра на кручение абсолютно мягка и, таким образом, не влияет на изменение углов наклона упругой линии лонжеронов по размаху крыла;

2) нервюра на изгиб отличается абсолютной жесткостью.

Исходя из этих допущений, выводятся уравнения деформации [1] и расчет ведется в следующем порядке:

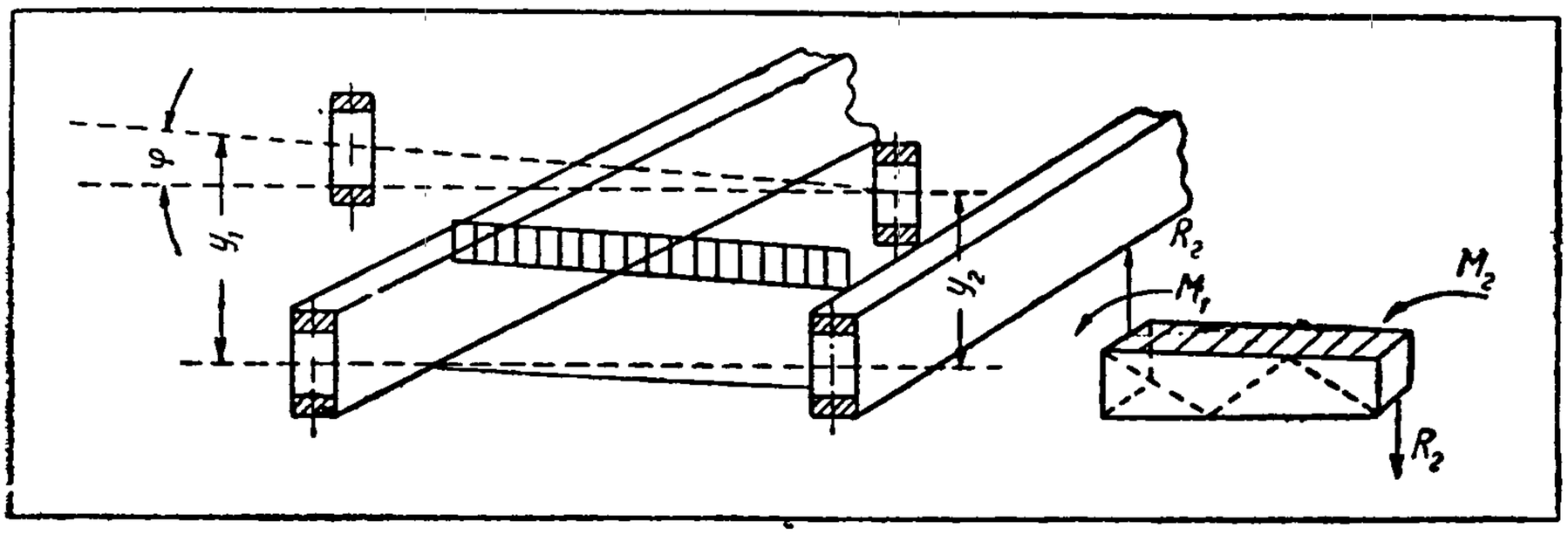
1. Распределяется между лонжеронами момент вертикального изгиба пропорционально моментам инерции их по уравнениям:

$$M_{\text{п}} = \frac{I_{\text{п}}}{I_{\text{п}} + I_{\text{з}}} M_{\text{в}};$$

$$M_{\text{з}} = \frac{I_{\text{з}}}{I_{\text{п}} + I_{\text{з}}} M_{\text{в}}, \qquad (13_6)$$

где $I_{\text{п}}$ и $I_{\text{з}}$ — моменты инерции переднего и заднего лонжеронов, $M_{\text{в}}$ общий момент изгиба вертикальными силами, а $M_{\text{п}}$ и $M_{\text{з}}$ выражают соответствующие моменты изгиба.

2. Определяются деформации лонжеронов $y_{\text{п}}$, $y_{\text{з}}$ от воздушной распределенной нагрузки $f_{\text{п}}'$ и $f_{\text{з}}'$ и от единичной нагрузки (1 *кг*) в месте крепления нервюры.



Фиг. 20_6.

3. Определяются по определенной схеме (фиг. 20_6) реакции от нервюры на лонжероны:

$$R_1 = -R_2 = \frac{M_1 + M_2}{a}$$

(a — расстояние между лонжеронами), исходя из следующих соображений.

При деформации крыла нервюра заставляет лонжерон поворачиваться на угол, равный углу закручивания крыла. Таким образом лонжероны могут воздействовать на нервюру равными, но противоположно направленными моментами, вызывающими ее изгиб. От этих моментов в местах крепления нервюры с лонжеронами образуются реактивные силы, которые увеличивают или уменьшают прогиб лонжеронов от действия воздушной нагрузки.

Обозначив через $f_{\text{п}}'$ и $f_{\text{з}}'$ прогибы от единичной нагрузки в месте крепления нервюры, получим, что полный прогиб лонжеронов будет равен для переднего лонжерона

$$y_1 = y_{\text{п}} - f_{\text{п}}' R_1 \qquad (14_6)$$

и для заднего

$$y_2 = y_3 - f_{\text{п}}' R_2; \qquad (15_6)$$

[1] В. Т. Байков, Расчет самолета на прочность, изд. ВВА, 1933.

так как $R_1 = -R_2$,
то

$$y_2 = y_3 + f_3' \cdot R_1. \qquad (16_6)$$

Угол поворота крыла определится по формуле:

$$\operatorname{tg}\varphi = \varphi = \frac{y_1 - y_2}{a}.$$

Подставив значения полных прогибов, получим:

$$\varphi = \frac{(y_п - y_з) - R_1 (f_п' + f_з')}{a} \qquad (17_6)$$

Для контроля тот же угол можно определить по формуле Бредта, считая полярный момент инерции $I_п = \text{const}$ и l равным полуразмаху:

$$\varphi = \alpha l = \frac{Ml}{GI_п}, \qquad (18_6)$$

если

$$I_п = \frac{4F_{ср}^2}{\sum \frac{P_п}{\delta_п}}.$$

Здесь $F_{ср}$ — площадь, ограниченная средним контуром сечения, $P_п$ — длина участка контура, $\delta_п$ — его толщина.

Определим сумму моментов, изгибающих нервюру:

$$M_1 + M_2 = \frac{\varphi GI_{п1}}{l} + \frac{\varphi GI_{п2}}{l} = R_1 a = \frac{\varphi G}{l}(I_{п1} + I_{п2}),$$

откуда найдем угол φ:

$$\varphi = \frac{R_1 \alpha l}{G(I_{п1} + I_{п2})} \qquad (19_6)$$

Решая совместно уравнения (17_6) и (19_6), определим неизвестную силу R_1, а следовательно, и суммарный прогиб лонжеронов по уравнениям (14_6) и (16_6).

§ 8₆. РАСЧЕТ СВОБОДНОНЕСУЩИХ КРЫЛЬЕВ ПО МЕТОДУ В. Н. БЕЛЯЕВА [1]

В крыльях с жесткой обшивкой из гофра или фанеры обшивка воспринимает на себя часть нагрузки при кручении крыльев и, таким образом, разгружает лонжероны, работая на перекос.

При вертикальном изгибе от действия воздушной распределенной нагрузки в первом приближении обшивку в расчет не принимают.

При горизонтальном изгибе обшивка работает на сдвиг и воспринимает касательные напряжения.

---

[1] Методика расчетов крыльев с несущей обшивкой наиболее полно у нас разработана инж. В. Н. Петляковым и В. Н. Беляевым.

Общий порядок начального расчета остается тот же, что в примере, рассмотренном в § 6_6.

Таким образом после предварительного определения сечений лонжеронов распределяют моменты вертикального изгиба пропорционально жесткостям лонжеронов:

$$\frac{M_1}{M_2} = \frac{I_1 E_1}{I_2 E_2};$$

при $E = \text{const}$; момент для переднего лонжерона будет

$$M_1 = \frac{I_1}{I_1 + I_2} M_{\text{общ}}$$

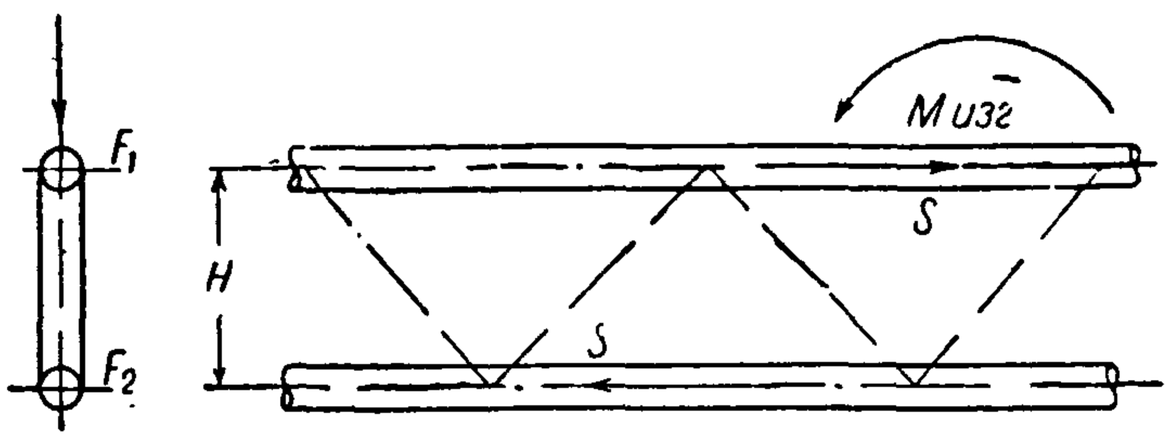
и для заднего лонжерона

$$M_2 = \frac{I_2}{I_1 + I_2} M_{\text{общ}}.$$

Напряжения в поясах лонжеронов найдутся по уравнению, где внутренний момент возникает как реактивная пара в поясах с высотой, равной расстоянию между центрами тяжести сечений поясов лонжеронов (фиг. 21_6).

Пренебрегая собственным моментом инерции пояса (трубы) за малостью его по сравнению с моментом инерции лонжерона, имеем:

$$I_л = \frac{H^2 F}{2} \qquad (20_6);$$



Фиг. 21_6.

тогда

$$M_1 = \frac{H_1^2 F_1}{\Sigma H^2 F} \cdot M \quad \text{и} \quad M_2 = \frac{H_2^2 F_2}{\Sigma H^2 F} \cdot M.$$

Осевые усилия в поясах лонжерона определятся:

$$\text{в верхнем } S_1 = \frac{M_1}{H_1}, \text{ в нижнем } S_2 = \frac{M_2}{H_2}, \qquad (21_6)$$

и напряжения в лонжеронах:

$$\sigma_1 = \frac{S_1}{F_1}, \quad \sigma_2 = \frac{S_2}{F_2}. \qquad (22_6)$$

Для всех трех силовых факторов: а) изгиба в вертикальной плоскости, б) изгиба в горизонтальной плоскости и в) кручения, расчет ведем на основании принципа независимости действия сил, т. е. самостоятельно на каждый случай, применяя суммирование напряжений в конечном итоге.

§ 9_3. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ИЗГИБ

Момент горизонтального изгиба определяется по уравнению

$$M_{\text{гор}} = M_{\text{верт}} \cdot \operatorname{tg} \alpha, \qquad (23_6)$$

где α — угол наклона аэродинамической силы.

Крыло рассчитываем как двухпоясную балку.

За малостью сечений поясов (труб) сосредоточиваем их площади в центрах тяжести (фиг. $22_б$).

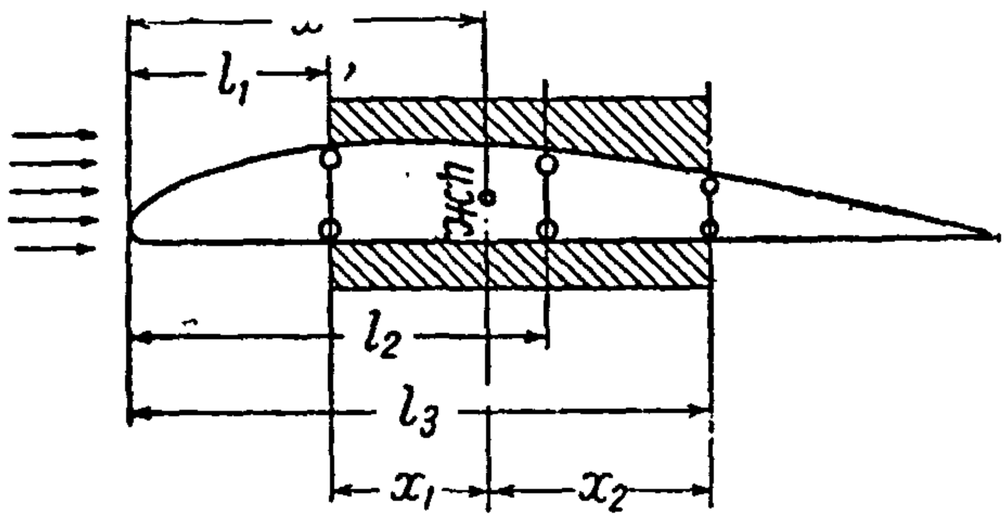
При определении моментов инерции балки в горизонтальной плоскости обшивку не учитываем, так как она работает главным образом на касательные напряжения. Для определения моментов инерции определяем положение нейтральной оси балки:

$$X_{ц.т} = \frac{l_1(F_{1в} + F_{1н}) + l_2(F_{2в} + F_{2н}) + \dots}{\Sigma(F_в + F_н)}, \qquad (24_б)$$

где $F_в$ и $F_н$ — соответственно площади верхнего и нижнего поясов лонжерона, а l — расстояние их центра тяжести от передней кромки крыла.

Момент инерции балки будет равен сумме моментов инерций лонжеронов относительно нейтральной оси.

Напряжение в крайних поясах [1] определится по формуле:



Фиг. $22_б$.

$$\sigma_1 = \frac{Mx_1}{I}; \quad \sigma_2 = \frac{Mx_2}{I}, \qquad (25_б)$$

где I является моментом инерции всей балки.

Усилие в поясах определится по формулам:

$$S_1 = \sigma_1 F_1; \quad S_2 = \frac{MF_2}{I} x_1.$$

Предполагая распределение по высоте напряжения по поясу равномерным, а пояса — одинаковой площади, можем считать, что напряжение в обшивке будет равно:

$$\tau \approx \frac{Q}{F_{обш}}. \qquad (26_б)$$

Справедливость этого вывода основывается на известной формуле касательных напряжений

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{J \cdot \delta},$$

где Q — срезывающая сила;
S — статический момент площади рассматриваемого сечения;
J — момент инерции;
δ — толщина обшивки;
$F_{обш}$ — площадь обшивки.

Считая пояса за точки и подставив значения входящих величин, получим:

$$\tau = \frac{Q \cdot F \cdot H \cdot 2}{2F \cdot H^2 \cdot \delta} = \frac{Q}{H \cdot \delta} = \frac{Q}{F_{обш}}.$$

§ $10_б$. ФОРМУЛЫ ДЛЯ ПОДСЧЕТА УГЛОВ ЗАКРУЧИВАНИЯ КРЫЛЬЕВ

При подсчете крыла на кручение приходится пользоваться формулами Сан-Венана, Грассгофа и Бредта.

[1] Средний лонжерон, лежащий вблизи нейтральной плоскости, неактивен.

Для круглых труб относительный угол закручивания в радианах на 1 *пог. см* определяется:

$$\xi = \frac{M_{\text{крут}}}{G \cdot I_p}, \qquad (27_6)$$

где I_p — полярный момент инерции ($I_p = 2I_{\text{экв}}$);

G — модуль упругости второго рода, определяемый по формуле .

$$G = \frac{E}{2(1+\mu)},$$

причем μ — коэфициент Пуассона: для стали — 0,29, для алюминия — 0,26.

Для эллиптических форм сечения относительный угол закручивания определяется по двум формулам:

Формула Сан-Венана:

$$\xi = \frac{M_{\text{кр}}}{G} \cdot \frac{4\pi^2 I_p}{F^4}. \qquad (28_6)$$

Здесь $I_p = I_x + I_y$ — полярный момент инерции; F — площадь сечения.

Формула Грассгофа:

$$\xi = \frac{M_{\text{кр}}}{G} \cdot \frac{I_p}{4I_x}. \qquad (29_6)$$

Обе формулы (28_6) и (29_6) могут быть применены и для других сечений, — необходимо лишь вводить соответствующие поправочные коэфициенты и находить моменты инерции сечений, пользуясь методом аналогий Прандтля [1].

§ 11_6. ФОРМУЛА БРЕДТА

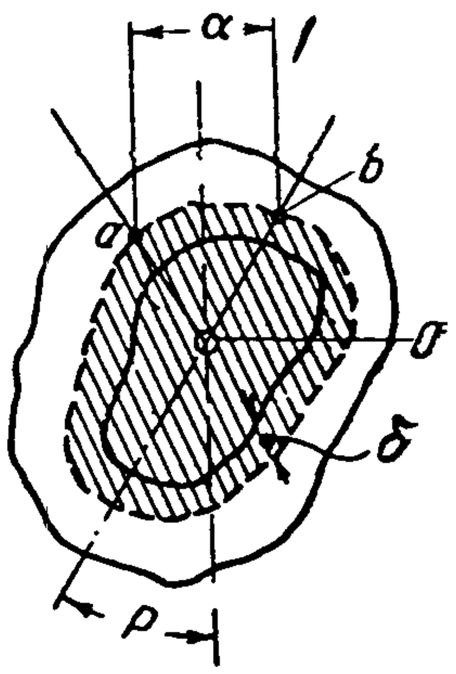
Напряжения и деформация кручения для тонкостенных сечений замкнутого контура определяются по формулам Бредта.

1. Для среднего напряжения

$$\tau_{\text{ср}} = \frac{M_{\text{кр}}}{2F\delta}. \qquad (30_6)$$

2. Для угла закручивания

$$\xi = \frac{M_{\text{кр}}}{G} \cdot \frac{p}{4F_{\text{ср}}^2\delta}. \qquad (31_6)$$



Фиг. 23_6.

Здесь: p — периметр сечения по средней лин и;

F — площадь контура, огибаемого средней линией;

δ — толщина оболочки.

Для вывода формулы Бредта возьмем тонкостенный брус произвольной формы сечения с переменной толщиной стенки δ (фиг. 23_6) и сделаем следующее допущение:

1) $\tau \cdot \delta = \text{const}$ по длине контура;

2) по толщине контура напряжения распределены равномерно [2].

---

[1] См. „Справочная книга по расчету самолетов на прочность", 1931, стр. 116.

[2] См. „Т. В. Ф." № 7, 1932, Беляев В. Н., Расчет свободнонесущих крыльев.

Элементарная сила на единице длины контура будет равна:

$$P_{эл} = \tau \cdot \delta \cdot 1.$$

На плече ρ эта элементарная сила дает момент, равный

$$M_{эл} = \tau \cdot \delta \cdot 1 \cdot \rho,$$

где $1 \cdot \rho$ представляет собой удвоенную площадь треугольника aob.

Отсюда формула Бредта для определения напряжений будет:

$$M = \tau \cdot \delta \cdot 2 \cdot F_{ср}, \quad \tau = \frac{M}{2\delta F_{ср}}, \tag{32$_6$}$$

где $F_{ср}$ — площадь, ограниченная средним контуром сечения (на чертеже заштрихована).

Чтобы получить τ_{max}, необходимо подставить в формулу δ_{min}, тогда получим:

$$\tau_{max} = \frac{M}{2F_{ср}\delta_{min}} \tag{33$_6$}$$

Уравнение деформации, т. е. углов закручивания, выводится из положения, что работа сил внешних равна работе сил внутренних.

Работа сил внешних:

$$V_{внеш} = \frac{M \cdot a}{2}$$

Работа сил внутренних в единичном объеме:

$$V_{внутр} = \frac{\tau^2}{2G}.$$

Работа внутренних сил для всего объема:

$$V^{об}_{внутр} = \sum \frac{\tau_n^2}{2G} \cdot p_n \cdot \delta_n,$$

где τ_n, p_n и δ_n представляют соответственно напряжение, длину периметра участка контура и его толщину — для участков контура постоянной толщины.

Так как

$$\tau_n = \frac{M}{2F\delta_n},$$

то

$$V^{об}_{внутр} = \frac{M^2}{8F_{ср}G} \sum \frac{p_n}{\delta_n}.$$

Таким образом

$$\frac{Ma}{2} = \frac{M^2}{8F^2_{ср}G} \cdot \sum \frac{p_n}{\delta_n},$$

и, следовательно, для углов закручивания получим:

$$\alpha = \frac{M}{4F^2_{ср}G} \sum \frac{p_n}{\delta_n}, \tag{34$_6$}$$

где $\sum$ распространена на весь контур.

Или, обозначив

$$I_p = \frac{4F_{\text{ср}}^2}{\sum \frac{\rho_n}{\delta_n}}$$

получим

$$\alpha = \frac{M}{GI_p} \qquad (35_6)$$

Все три формулы для определения углов закручиваний (Сан-Венана, Грассгофа и Бредта) справедливы для длинных брусьев, для сечений вдали от закрепления.

Для получения углов закручивания в градусах по всей длине бруса или лонжерона имеется равенство:

$$\varphi = ab \cdot 57°3, \qquad (36_6)$$

где l — длина, а $57°,3 = \frac{180}{\pi}$ — численный коэфициент перехода от радианов к градусам.

Формула Бредта применяется в концевом сечении крыла, где для первого приближения можно принять, что крутящие моменты распределяются поровну между обшивкой и лонжероном.

Формулу Грассгофа применяют в среднем сечении крыла; в корневом же крыло работает аналогично „сросткам Шухова", т. е. рассматривают обшивку, работающую на крыле, как ряд заклепок, которые сдвигаются по своим направлениям [1].

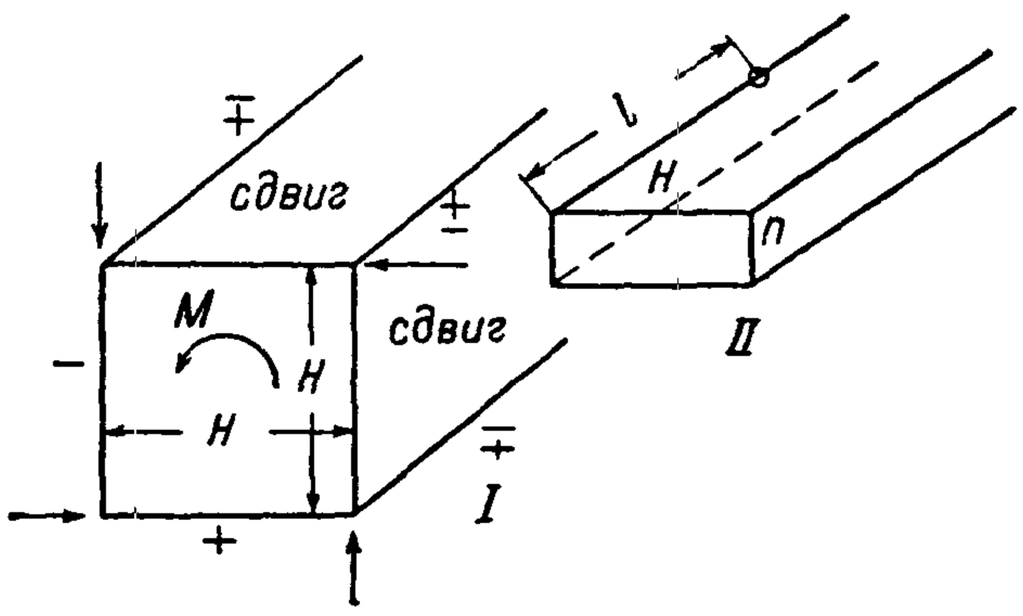
§ 12_6. КРУЧЕНИЕ КРЫЛА

Момент кручения крыла создается парой сил, полученной от переноса силы воздушного сопротивления в центр жесткости крыла:

$$M_{\text{круч}} = P \cdot c,$$

где c — расстояние между центром давления и центром жесткости.

Физическая картина работы крыла на кручение может быть представлена так: пусть сечение лонжеронов с обшивкой представляет коробку с квадратным основанием (фиг. 24_6); принимаем ее за симметричную с одинаковыми стенками и поясами.



Фиг. 24_6.

Тогда момент, закручивающий эту коробку, можно разложить на две пары сил. Ввиду симметрии очевидно, что $50^0/_0$ момента будут восприняты горизонтальными и $50^0/_0$ — вертикальными плоскостями. Если рассмотреть теперь силы в продольных поясах, то окажется, что они равны нулю ($+$ и $-$), и лишь в панелях (стенках) будет сдвиг. Таким образом продольные связи в этом случае не работают, и все силы кручения погло-

[1] См. ст. В. Н. Беляева, „Т. В. Ф.", № 7, 1932.

щаются стенками. Это — очень важное обстоятельство, и на практике при опытах с испытаниями крыла на кручение напряжения в поясах получаются обычно небольшими, всего лишь порядка, например, 2 *кг/мм*² для дюраля [1].

Возьмем теперь коробку *II* с прямоугольным сечением. Предположим, что крутящий момент разбивается на две равные части: 50% момента воспринимаются горизонтальными и 50% — вертикальными силами.

Вертикальные силы будут:

$$P_{в} = \frac{M_{кр}}{2H} \qquad (37_{б})$$

и горизонтальные

$$P_{г} = \frac{M_{кр}}{2h}. \qquad (38_{б})$$

Возьмем какую-нибудь точку на продольном поясе, которая отстоит на расстоянии l от плоскости действия пары. Найдем силу и напряжение в этой точке.

Сила $\frac{M_{кр}}{2h}$ создает в данной точке момент

$$M_{1} = \frac{M_{кр} \cdot l}{2 \cdot h}. \qquad (39_{б})$$

Сила от горизонтальной пары в этой точке будет

$$S_{г} = - \frac{M_{кр} \cdot l}{2hH}$$

Момент, создаваемый в этой же точке от силы $\frac{M_{кр}}{2H}$, будет

$$M_{г} = \frac{M_{кр} \cdot l}{2H},$$

откуда сила

$$S_{в} = \frac{M_{кр} \cdot l}{2 \cdot H \cdot h}$$

Так как $S_{в} = - S_{г}$, то ясно, что в этой точке полная сила будет равна нулю.

Рассуждая аналогично для всех точек пояса, приходим к выводу, что сила в продольном поясе равна нулю.

Итак, **если крутящий момент разбивается между горизонтальными и вертикальными панелями на две равные по моменту пары, то силы в поясах равны нулю.** Этот вывод для крыла полностью неприложим, но в некоторых расчетах он иногда применим при грубых предварительных прикидках.

Если крутящий момент не делится пополам, то в поясах появляются силы.

Графически распределение кручения может быть представлено согласно фиг. $5_{б}$.

---

[1] Инж. В. Н. Беляев, Расчет свободнонесущих крыльев, „Т. В. Ф." № 7, 1923.

На фиг. 5_6 кривая дает действительное распределение крутящих моментов, полученное из точных расчетов некоторых крыльев; этой кривой можно пользоваться для предварительных подсчетов.

В других же случаях приходится строить теоретическую кривую распределения крутящего момента между гофром (обшивка) и лонжеронами:

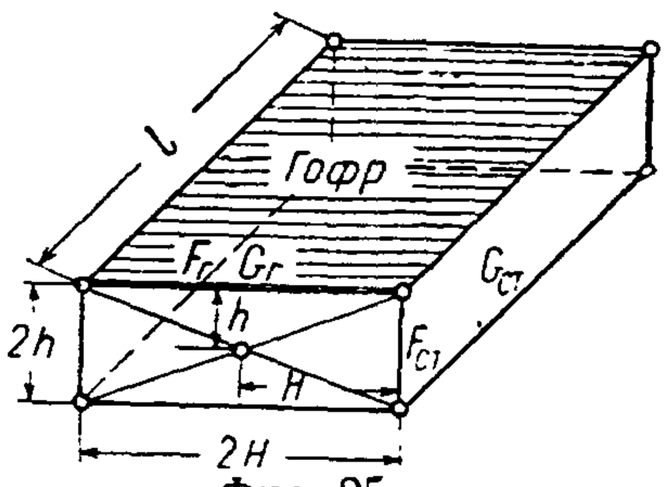
$$M_г = M_{общ} \cdot K.$$

Кручение прямоугольной призмы

Коэфициент пропорциональности K вычисляют так.

Предположим, что коробка закручивается моментом $M = 1$ и что торцевые сечения не деформируются. Обозначим момент, воспринимаемый горизонтальной плоскостью, через K, и тогда момент, воспринимаемый вертикальной плоскостью, будет $(1 - K)$.

Формула для K выводится из предположения, что внутренняя работа является минимальной. Определим силы (фиг. 25_6).



Фиг. 25_6.

На верхней поверхности действует сдвигающая силы

$$P_г = \frac{K}{2h} \qquad (40_6)$$

и на боковой поверхности

$$P_в = \frac{1 - K}{2H}. \qquad (41_6)$$

Определим еще силу, которая возникает у корня (в конце коробки). Под влиянием горизонтальной силы будем иметь:

$$S_г = -\frac{l \cdot K}{4hH}$$

и от вертикальной слагающей эта сила будет:

$$S_в = +\frac{l(1 - K)}{4h \cdot H}.$$

Полная сила в поясах будет алгебраической суммой сил, зависящей от горизонтальной и вертикальной составляющих, и дает следующее выражение:

$$S = \frac{(1 - 2K)l}{4h \cdot H}. \qquad (42_6)$$

Из уравнения работы верхней и нижней поверхностей инж. Беляев определяет величину K, которую мы здесь приводим без вывода:

$$K = \frac{1 + 3\beta}{2 + 3(\alpha + \beta)}, \qquad (43_6)$$

где

$$\alpha = \frac{H^2}{l^2} \frac{E_л \cdot F_л}{G_{гф} \cdot F_{гф}}, \quad \beta = \frac{h^2}{l^2} \cdot \frac{E_л \cdot F_л}{F_{ст} \cdot F_{ст}}.$$

Если $l = \infty$, то $K = \frac{1}{2}$, т. е., несмотря на разные жесткости и площади, можно применять формулу Бредта.

Если коробка конечной длины, то $K \neq \frac{1}{2}$.

Считая стенки коробки очень жесткими, т. е. $G_{ст} = \infty$, имеем $\beta = 0$, и тогда

$$K = \frac{1}{2 + 3\alpha}$$

Разделив числитель и знаменатель дроби на β, получим:

$$K = \frac{\frac{1}{\beta} + 3}{\frac{2}{\beta} + 3\left(1 + \frac{\alpha}{\beta}\right)} \qquad (44_6)$$

В этом виде формула позволяет судить о том, что будет происходить при увеличении жесткости поясов.

Если $E = \infty$, то α и β также будут стремиться к бесконечности и их отношение будет:

$$\frac{\alpha}{\beta} = \frac{H^2}{h^2} \cdot \frac{G_{ст} \cdot F_{ст}}{G_{гф} \cdot F_{гф}},$$

а выражение K примет вид:

$$K = \frac{1}{1 + \frac{H^2}{h^2} \frac{G_{ст} \cdot F_{ст}}{G_{гф} \cdot F_{гф}}}. \qquad (45_6)$$

В результате распределения крутящего момента получаем нагрузку на вертикальные и горизонтальные панели, по которой можем определить усилия в элементах системы, прогибы лонжеронов и углы закручивания.

Для окончательного суждения о прочности эффекты от изгиба в обеих плоскостях и от кручения нужно просуммировать.

Если полученные напряжения окажутся слишком большими или слишком малыми, то соответственно изменяют размеры полок и производят окончательный поверочный расчет.

§ 13_6. РАСЧЕТ ТРЕХ- И МНОГОЛОНЖЕРОННЫХ КРЫЛЬЕВ

Схема действующих на крыло сил принимается та же, что и в случае двух лонжеронов, т. е. **крыловая нагрузка разбивается на три силовых фактора: 1) вертикальную составляющую, 2) горизонтальную, 3) крутящий момент, получающийся вследствие переноса аэродинамической силы в центр жесткости крыла.**

Положение центра жесткости (фиг. 26_6) в первом приближении находится без учета обшивки как центр тяжести моментов инерции лонжеронов, т. е. по формуле:

$$X_{ц.\,ж} = \frac{\Sigma I \cdot l}{\Sigma I}.$$

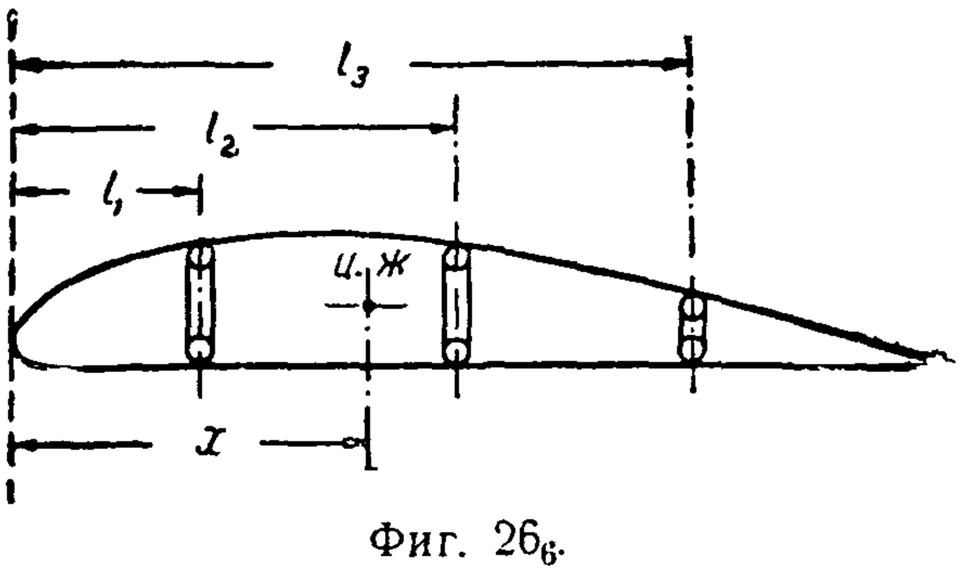
Точное решение для многосвязных контурных сечений предложено инж. Беляевым и изложено в „Техническом бюллетене“ ЦАГИ № 4 за 1933 г.

При рассмотрении вертикального изгиба нагрузки разносим между лонжеронами пропорционально моментам инерции

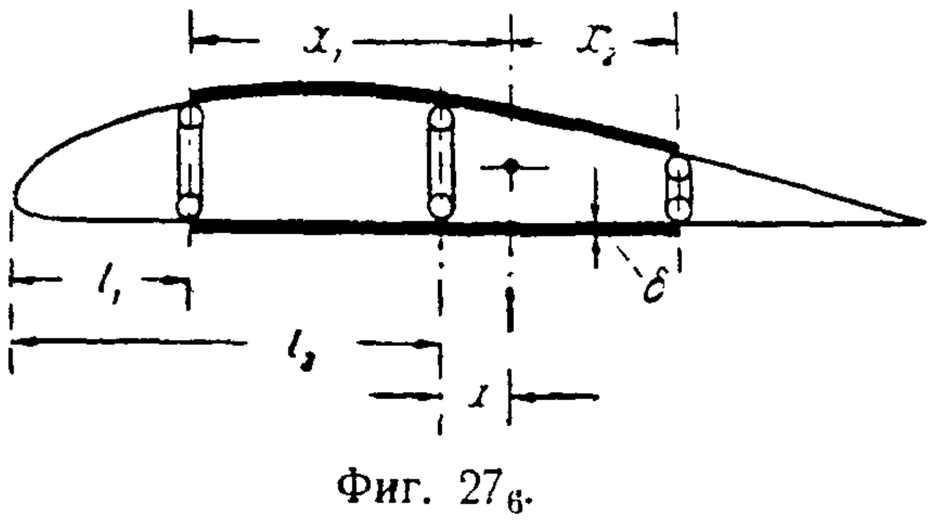
$$M_{изг} = M \frac{I_1}{\Sigma I},$$

если моменты инерции переменны по длине крыла; в остальном порядок расчета остается тот же.

Трехлонжеронное крыло на горизонтальный изгиб рассчитывается как двухпоясная балка, если средний лонжерон расположен близко к центру тяжести всего сечения.



Фиг. $26_б$.



Фиг. $27_б$.

Так как размеры сечений поясов лонжеронов очень малы по сравнению с общим размером крыла, то площади поясов можно сосредоточить в их центрах тяжести (фиг. $27_б$), тогда для всего сечения он определится по формуле:

$$x_{ц.\,т} = \frac{\Sigma l (F_в + F_н)}{\Sigma (F_в + F_н)}.$$

Напряжения в поясах балки находятся обычно:

$$\sigma_{Iy} = \frac{M_{x_1}}{I}; \quad \sigma_{IIy} = \frac{M_{x_2}}{I}$$

и усилия в поясах будут:

$$P_1 = \sigma_1 \cdot F_1 = \frac{M \cdot F_1}{I} x_1,$$

где I — момент инерции всей многопоясной балки без обшивки, так как она работает, главным образом, на касательные напряжения.

Напряжения учитываются по формуле:

$$\tau = \frac{Q \cdot S}{I_y \cdot b}, \qquad (46_б)$$

где Q — общая срезывающая сила; I_y — момент инерции относительно оси y; b — толщина обшивки, S — статический момент относительно оси y площади контура или обшивки, находящейся выше нашего сечения, к которому отнесено τ.

$$S = F \cdot \frac{H}{2}; \quad I = F \frac{H^2}{2}. \qquad (47_б)$$

После подстановки получим:

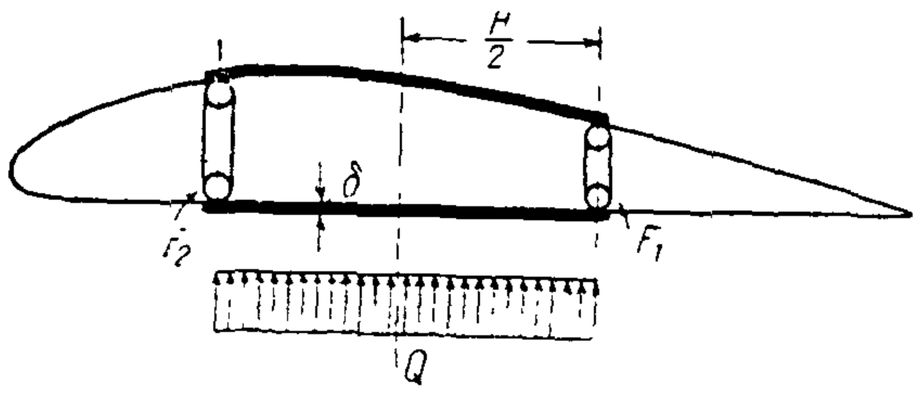
$$\tau = \frac{Q}{H\delta}$$

или

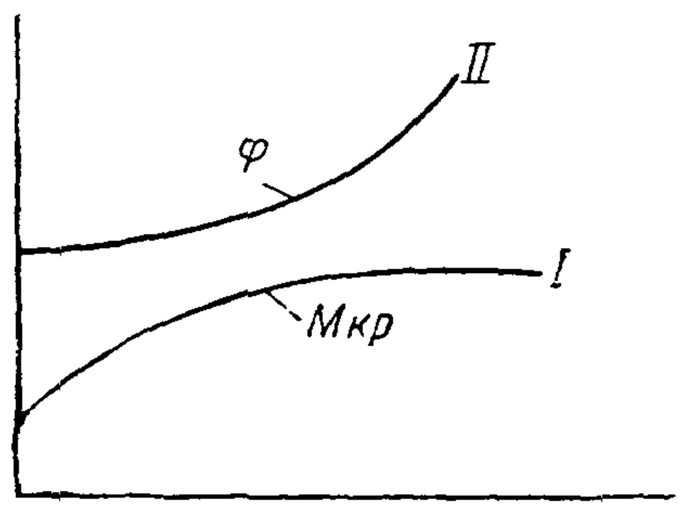
$$\sigma = \frac{Q}{F_{\text{общ}}},$$

где $H\delta$ представляет площадь среза между поясами (фиг. 28_6). Отсюда можем заключить, что тангенциальные напряжения в двухпоясной балке не зависят от площади сечений этих поясов и величина их является постоянной.

Для расчета трехлонжеронного крыла на кручение необходимо иметь: 1) кривую распределения крутящих моментов и 2) кривую углов закручивания по размаху (фиг. 29_6). Обе эти кривые могут быть получены



Фиг. 28_6.



Фиг. 29_6

методом последовательных приближений. Для этого вычисляют для различных сечений углы закручивания по формуле Грассгофа:

$$\alpha = \frac{r \cdot M_{\text{кр}}}{4}\left(\frac{1}{I_{x\,\text{л}}G_{\text{л}} + I_{x\,\text{г}}G_{\text{г}}} + \frac{1}{I_{y\,\text{л}}G_{\text{л}} + I_{y\,\text{г}}G_{\text{г}}}\right),$$

где r — *поправочный опытный коэфициент*, принимаемый у корня крыла равным 3 и у конца — равным единице, $I_{x\,\text{л}}$, $I_{y\,\text{л}}$, $I_{x\,\text{г}}$, $I_{y\,\text{г}}$ — моменты инерции лонжеронов и гофра относительно осей X и Y.

Вычисляют абсолютный угол закручивания по формуле:

$$\varphi = \int_0^l \alpha\, dx.$$

Этот интеграл может быть найден графически.

Крутящий момент, воспринимаемый гофром, выражается через:

$$M_{\text{г}} = \alpha \cdot I_{x\,\text{г}}G, \qquad (48_6)$$

где G — модуль упругости II рода, равный для кольчугалюминия 100 000 *кг/см²* и для фанеры 8000—10 000 *кг/см²*.

Тогда крутящий момент, воспринимаемый лонжеронами, найдется в зависимости от коэфициента K:

$$K = \frac{M_{\text{г}}}{M_{\text{крут}}}.$$

В результате распределения крутящего момента мы получаем нагрузку на вертикальные и горизонтальные панели, по которой можем определить:

1) усилия в элементах системы лонжеронов,

2) *углы закручивания системы лонжеронов* $\varphi = \int_0^x \alpha\, dx$,

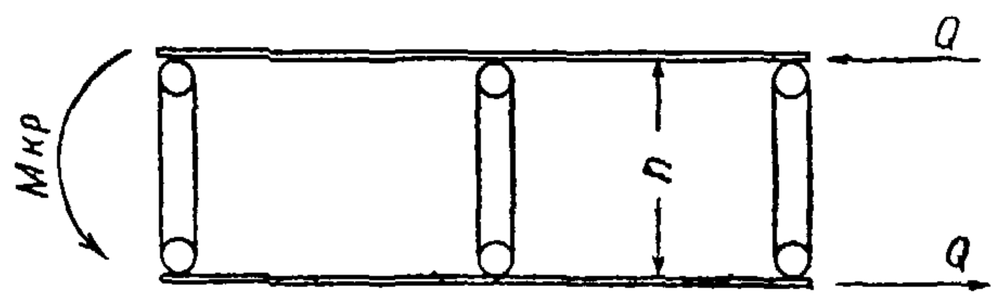
3) прогибы лонжеронов $y = x \operatorname{tg} \varphi$, и определенные таким образом углы закручивания системы лонжеронов сравниваем с предварительно вычисленными уже углами закручивания всего крыла по формуле ($47_б$).

Если кривые углов закручивания совпадут, то можно пользоваться полученным значением коэфициента K.

Если они не совпадут, то придется проделать еще цикл расчетов, идя по пути последовательных приближений.

От крутящего момента (фиг. $30_б$), приходящегося на гофр, легко определить нагрузку верхней и нижней панелей гофра по уравнению:

$$Q_{гофр} = \frac{M_г}{h}. \qquad (49_б)$$



Фиг. $30_б$.

Для распределения крутящего момента между лонжеронами принимают, что перерезывающая сила от кручения пропорциональна *деформациям и жесткостям лонжеронов и что форма поперечного сечения* крыла осталась неизменной.

Так как деформации при повороте сечения на какой-либо угол пропорциональны расстояниям лонжеронов от центра жесткости, то получим соотношения:

$$\left.\begin{aligned} Q_1 &= r \cdot I_1 x_1 \\ Q_2 &= r \cdot I_2 x_2 \\ Q_3 &= r \cdot I_3 x_3 \end{aligned}\right\} \qquad (50_б)$$

где Q — перерезывающая сила, r — коэфициент пропорциональности, определяемый из тех соображений, что сила Q должна дать момент, равный общему крутящему моменту.

$$M_{кр} = Q_1 x_1 + Q_2 x_2 + Q_3 x_3 = r(I_1 x_1^2 + I_2 x_2^2 + I_3 x_3^2), \qquad (51_б)$$

откуда

$$r = \frac{M_{кр}}{\sum I_x^2} \qquad (52_б)$$

и

$$Q = \frac{I_1 x_1}{\sum I_x^2} M_{лонж}. \qquad (53_б)$$

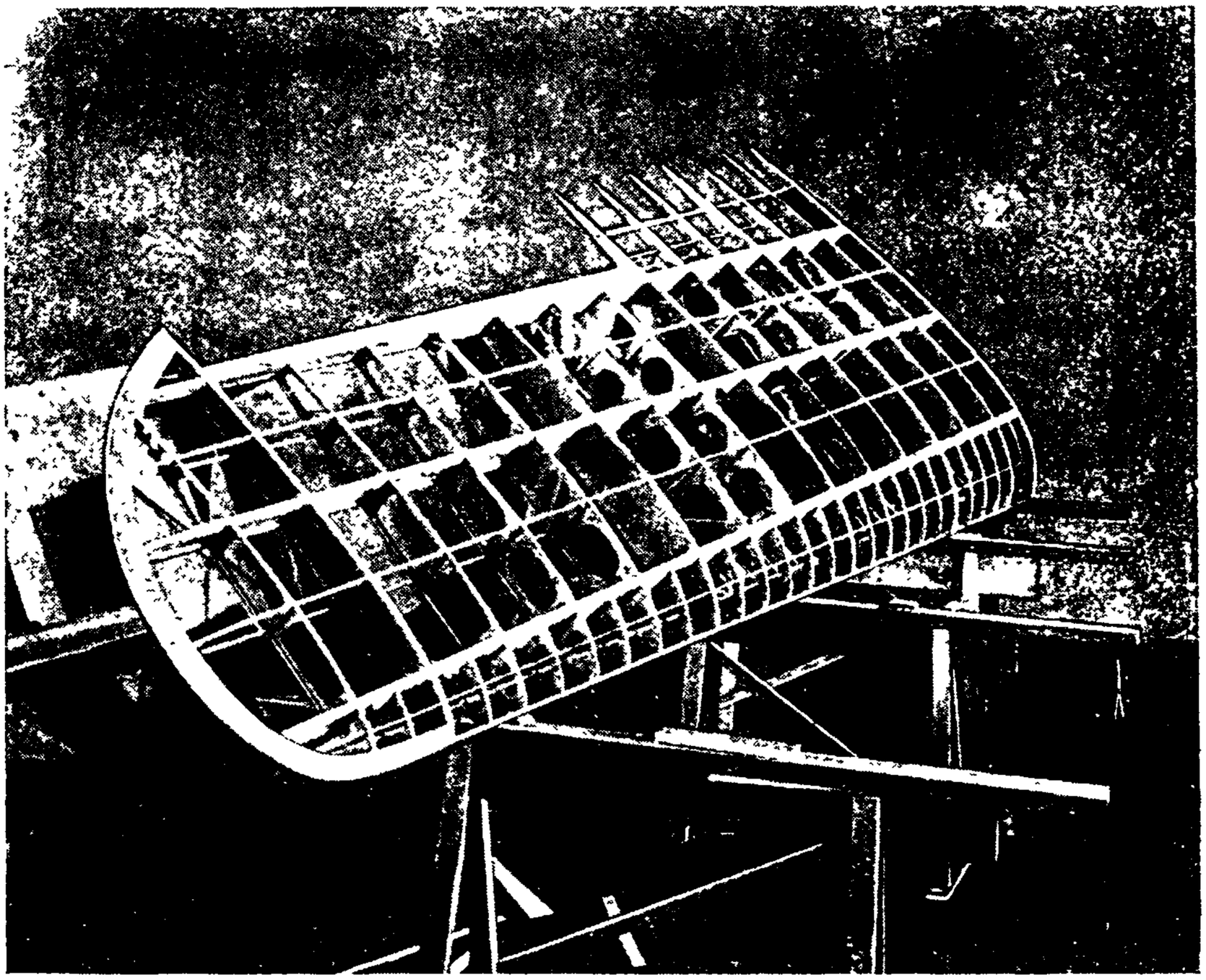
Просуммировав напряжения, полученные ранее от вертикальной и горизонтальной нагрузки, с напряжениями от кручения, найдем расчетное напряжение в конструкции.

Пример 1. Рассчитать в первом приближении крылья самолета АТ-1 (фиг. $31_б$) на случай А, если основные данные его следующие:

Вес самолета $G_c = 950$ *кг*.

Площадь крыла $S = 18{,}64$ *м*^{2}.

Крыло деревянное трехлонжеронное.
Размах без плавающих элеронов $l = 10{,}2$ *м*.
Удлинение без плавающих элеронов $\lambda = 5{,}58$.
Размах центроплана $l_{ц} = 2{,}2$ *м*.
Ширина фюзеляжа $l_{ф} = 880$ *мм*.
Размах консоли $l_{кон} = 4$ *м*.
Площадь консоли $S_{кон} = 7{,}4$ *м*^{2}.
Вес крыла $G_{кр} = 224$ *кг*.
Хорда концевая $t_1 = 1{,}5$ *м*.
Хорда у разъема $t = 2{,}2$ *м*.
Расстояние между нервюрами 0,333 *м*.
Дужка № 6 Р-II-С, толщина 16% (схема самолета дана на фиг. 32_6, а поляра — на фиг. 33_6).



Фиг. 31_6.

Расчет крыла на случай А

Величина нагрузки

$$P = n_A\,(G_c - G_к),$$

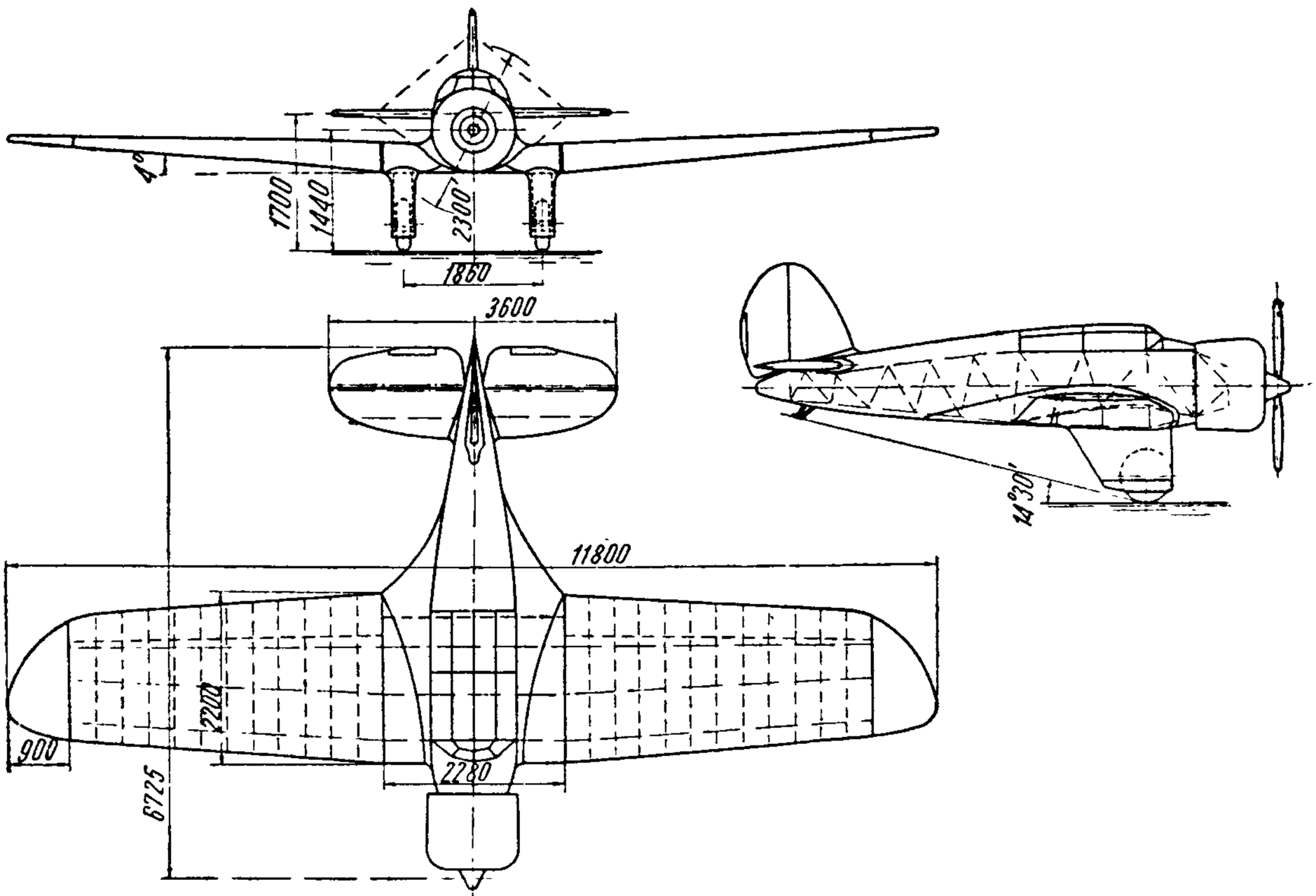
где n_A — перегрузка случая *A*, равная 8.

$$P = 8\,(950 - 224) = 5808\ кг.$$

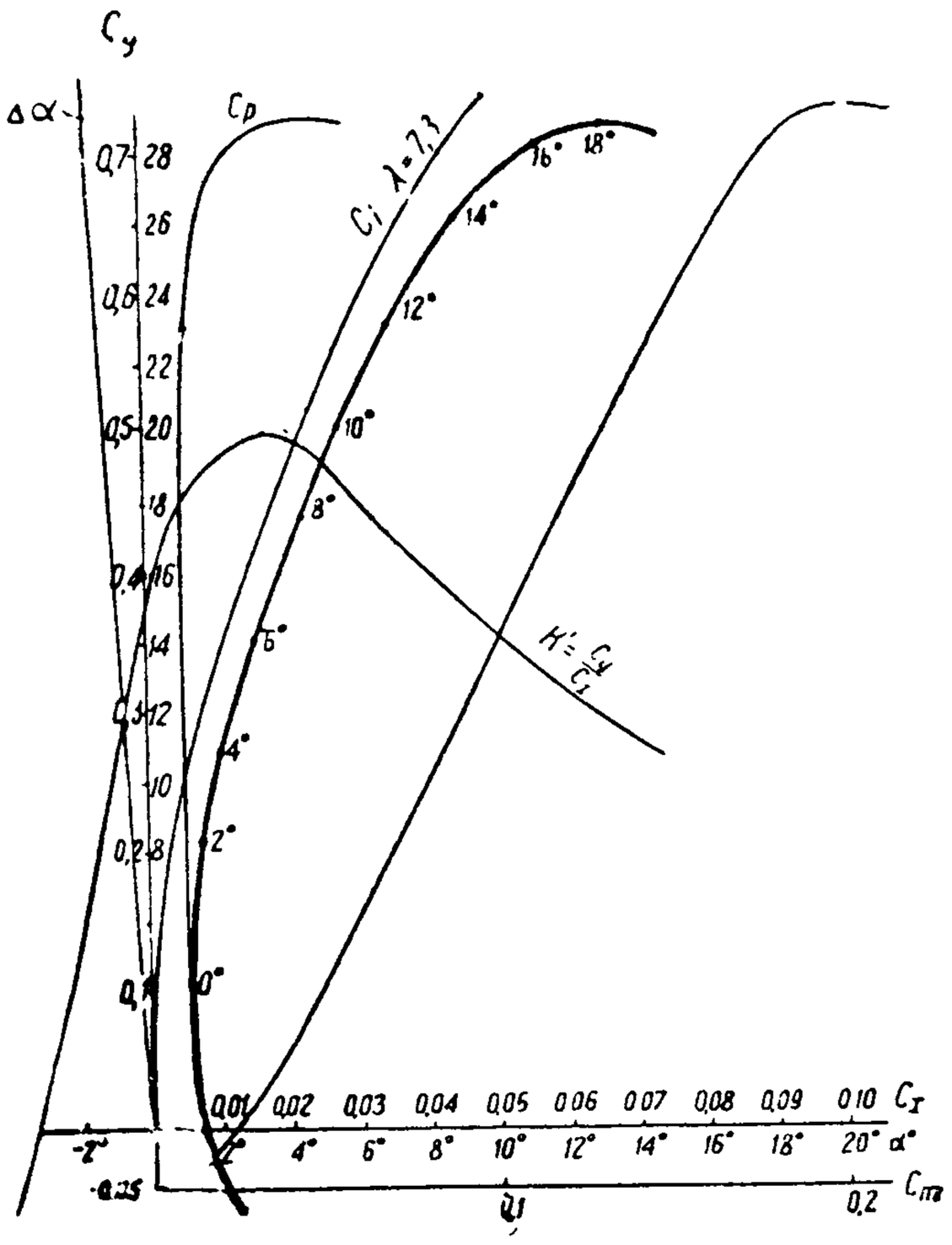
Вносим поправки на наклон аэродинамической силы.

$$P_в = P_р \cdot \cos\theta = 5808 \cdot 0{,}97 = 5638\ кг,$$

$$P_г = P \cdot \sin\theta = 5803 \cdot 0{,}219 = 1272{,}4\ кг.$$



Фиг. 32б.



Фиг. 33б.

Нагрузка на 1 $м^2$ крыла:

$$P = \frac{P_р}{S_{кр}} = \frac{5808}{18{,}64} = 312\ кг/м^2.$$

Погонная нагрузка у разъема крыла:

$$P_1 t_р = 312 \cdot 2{,}2 = 684\ кг/м;$$

у конца

$$P t_к = 312 \cdot 1{,}5 = 464\ кг/м.$$

Составим таблицу расстояний лонжеронов от носовой части нервюр.

ТАБЛИЦА $4_б$

Нервюры / Расстояние, *мм*	1	5	9	13
l_1	350	298	240	180
l_2	925	856	780	705
l_3	1535	1408	1274	1140

Размеры лонжеронов в предварительном расчете приведены в табл. $5_б$.

ТАБЛИЦА $5_б$

Нервюры	Лонжероны	Высота лонжерона *мм*	Ширина лонжерона *мм*	Высота полок h_1 *мм* верхней	Высота полок h_1 *мм* нижней	Площадь полок F $см^2$ верхней	Площадь полок F $см^2$ нижней	Момент сопротивления W $см^3$	Момент инерции I $см^4$
1	I	317	50	38	30	19	15	524	6880
	II	312	60	40	32	24	19,2	825	8640
	III	178	55	25	20	13,75	11	236,8	1495
5	I	241	45	36	27,5	16,2	12,4	262	3190
	II	239	54	36,5	28	19,7	15,1	314	3730
	III	131	49	23	18	11,3	8,83	93,4	620
9	I	176	42	31	25	13,02	10,5	149,5	1290
	II	174	49	33,5	25,5	16,42	12,5	185	1510
	III	89	44	21,5	17	9,5	7,5	38,3	207
13	I	118	40	28	23	11,2	9,2	65,8	440
	II	120	45	30	24	13,5	10,8	90	522
	III	60	40	20	16	8	6,4	8,7	635

Момент инерции суммарный

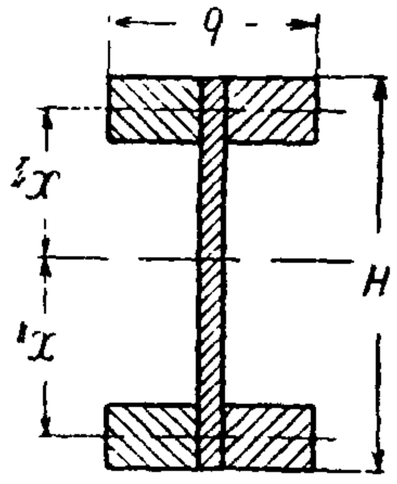
№ сечений	1	5	9	13
ΣI, $см^4$	17 015	7540	3007	1025,5

Момент инерции [1] определяем по приближенной формуле:

$$I_1 = F_1 x_1^2;$$
$$I_2 = F_2 x_2^2;$$
$$I_1 + I_2 = I;$$

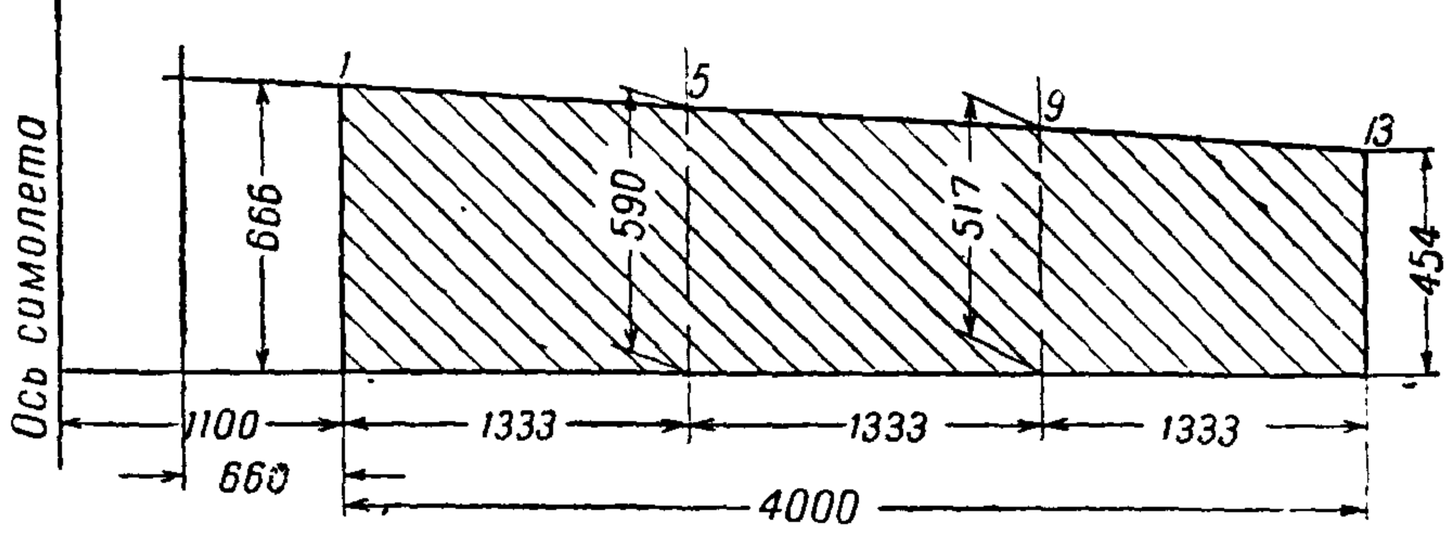
$W = \frac{I}{x_2}$ — момент сопротивления для растянутого волокна как наиболее удаленного (фиг. $34_б$).

На фиг. $34_б$ b — ширина полок лонжерона, H — общая высота лонжерона.



Фиг. $34_б$.

Схема нагружения



Фиг. $35_б$.

Вертикальный изгиб

По заданной нагрузке на крыло P=5808 *кг* определяем изгибающие моменты от вертикальной составляющей, равной 5638 *кг*. Для этого крыло разбиваем на отдельные участки, соответствующие 1-й, 5-й, 9-й, 13-й нервюрам.

Нагрузка на 1 $м^2$ крыла:

$$P_1 = \frac{P_в}{S} = \frac{5638}{18{,}64} = 302{,}7 \ кг/м^2.$$

Значение погонной нагрузки у корня:

$$h = P_1 \cdot t_1 = 302{,}7 \cdot 2{,}2 = 666 \ кг/м.$$

Значение погонной нагрузки у конца:

$$h_1 = P_1 \cdot t_2 = 302{,}7 \cdot 1{,}5 = 454 \ кг/м.$$

По нормам 1934 г. нагрузка вдоль крыла изменяется пропорционально хордам (фиг. $35_б$.)

Придерживаясь далее принятого порядка вычислений, строим эпюру поперечных сил и эпюру моментов от вертикального изгиба так же, как на фиг. $41_б$.

[1] По американским нормам и методике ЦКБ одного из заводов следует вводить влияние обшивки, учитывая ее в суммарном моменте инерции на длине $(15\delta) + b$.

Горизонтальный изгиб

Определяем изгибающие моменты крыла от горизонтальной силы, равной 1273 *кг*.

Разбивка остается та же, что и у вертикальной силы, действующей на крыло.

Нагрузка на 1 $м^2$ крыла:

$$P_1 = \frac{P_г}{S_{кр}} = \frac{1273}{18{,}64} = 68{,}3\,.$$

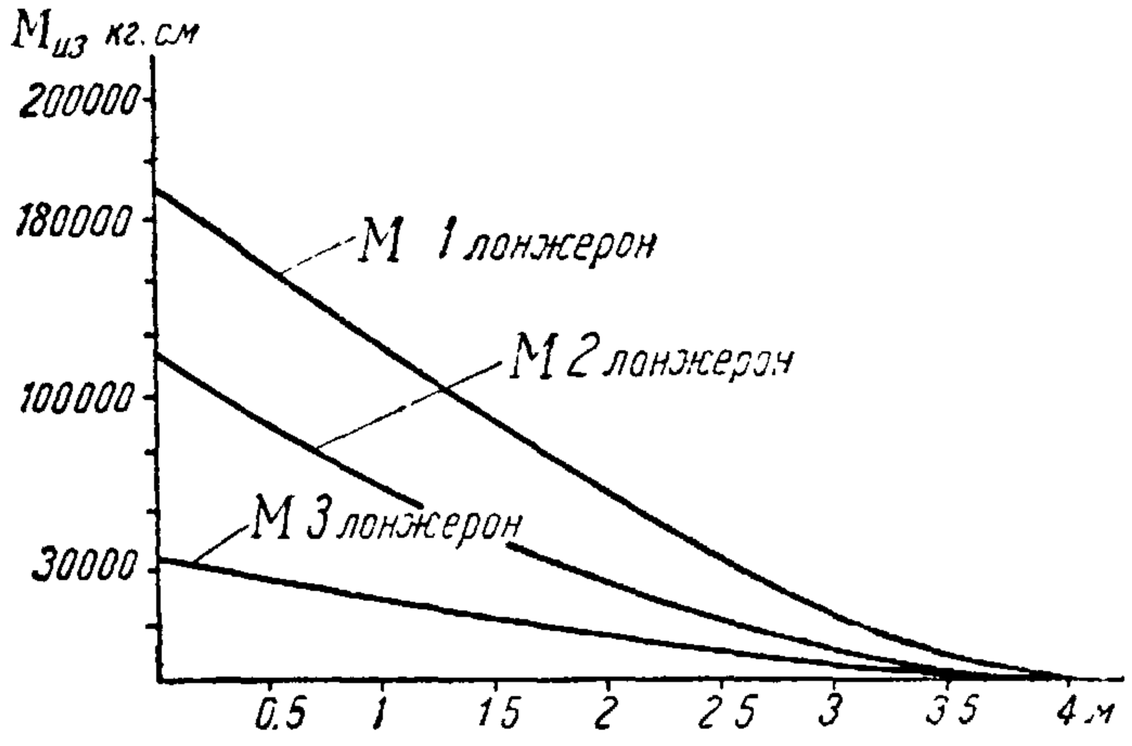
Значение погонной нагрузки у корня:

$$h = P_1 \cdot t_1 = 68{,}3 \cdot 2{,}2 = 152\ кг/м.$$

Значение погонной нагрузки у конца:

$$h_1 = P_1 \cdot t_2 = 68{,}3 \cdot 1{,}5 = 102{,}5\ кг/м.$$

При вертикальном изгибе момент, действующий в каждом отдельном сечении крыла, разложится пропорционально моментам инерции лонжеронов:



Фиг. $36_б$.

$$M = \frac{I_1}{\Sigma I} \cdot M_{изг}$$

или

$$M = \frac{I}{I_1 + I_2 + I_3} \cdot M_{изг},$$

где I_1 — момент инерции лонжерона, на котором определяется нагрузка;

ΣI — сумма моментов инерции лонжеронов в данном сечении;

$M_{изг}$ — изгибающий момент, действующий в данном сечении крыла.

Разнос моментов по лонжеронам

Распределение моментов по лонжеронам в сечениях по нервюрам (фиг. $36_б$).

Нервюра 1-я $M_{изг} = 4930\ кгм.$

$$M_{\text{I}-1} = \frac{6880}{17\,015} \cdot 4930 = 1995\ кгм$$

$$M_{\text{II}-1} = \frac{8640}{17\,015} \cdot 4930 = 2506\ \text{„}$$

$$M_{\text{III}-1} = \frac{1495}{17\,015} \cdot 4930 = 434\ \text{„}$$

Нервюра 5-я $M_{изг} = 1758\ кгм$

$$M_{\text{I}-5} = \frac{3190}{7540} \cdot 1758 = 743\ кгм$$

$$M_{\text{II}-5} = \frac{3730}{7540} \cdot 1758 = 870\ \text{„}$$

$$M_{\text{III}-5} = \frac{620}{7540} \cdot 1758 = 146\ \text{„}$$

Нервюра 9-я $M_{изг} = 411\ кгм$

$$M_{\text{I}-9} = \frac{1290}{3007} \cdot 411 = 176\ кгм$$

$$M_{\text{II}-9} = \frac{1510}{3007} \cdot 411 = 264\ \text{„}$$

$$M_{\text{III}-9} = \frac{207}{3007} \cdot 411 = 28{,}7\ \text{„}$$

Подсчет напряжений (σ *кг/см*^{2}) *в лонжеронах по формуле* $\sigma = \frac{M}{W}$, где M — момент в данном лонжероне, W — момент сопротивления, полученный для данного лонжерона.

Нервюра 1-я

$$\sigma_{I} = \frac{199\,500}{524} = 382 \ кг/см^2$$

$$\sigma_{II} = \frac{250\,600}{825} = 310 \quad ,,$$

$$\sigma_{III} = \frac{43\,400}{236{,}8} = 183{,}5 \quad ,,$$

Нервюра 5-я

$$\sigma_{I} = \frac{74\,300}{262} = 283 \ кг/см^2$$

$$\sigma_{II} = \frac{87\,000}{314} = 288 \quad ,,$$

$$\sigma_{III} = \frac{14\,600}{93{,}4} = 156{,}3 \quad ,,$$

Нервюра 9-я

$$\sigma_{I} = \frac{17\,600}{149{,}2} = 118 \ кг/см^2$$

$$\sigma_{II} = \frac{26\,400}{185} = 142{,}5 \quad ,,$$

$$\sigma_{III} = \frac{2870}{38{,}2} = 75 \quad ,,$$

Расчет на кручение

Для расчета крыла на кручение находим положение центра жесткости крыла по хорде по формуле (35_6).

Центр жесткости по нервюрам 1, 5, 9 и 13:

$$X_1 = \frac{6380 \cdot 350 + 8640 \cdot 925 + 1495 \cdot 1535}{17\,015} =$$

$$= \frac{240\,050 + 800\,000 + 229\,000}{17\,015} = \frac{1\,269\,050}{17\,015} = 745 \ мм.$$

$$X_5 = \frac{3190 \cdot 298 + 3730 \cdot 856 + 620 \cdot 1408}{7540} =$$

$$= \frac{95\,700 + 319\,500 + 87\,300}{7540} = \frac{502\,500}{7540} = 667 \ мм.$$

$$X_9 = \frac{1290 \cdot 240 + 1510 \cdot 780 + 207 \cdot 1274}{3007} =$$

$$= \frac{31\,000 + 117\,000 + 26\,400}{3007} = \frac{174\,400}{3007} = 580 \ мм.$$

$$X_{13} = \frac{440 \cdot 180 + 522 \cdot 705 + 63{,}5 \cdot 1140}{1025{,}5} =$$

$$= \frac{7930 + 36\,800 + 7240}{1025{,}5} = \frac{51\,970}{1025{,}5} = 506 \ мм.$$

Определение расстояния от носка до центра давления

В сечении 1

Хорда 2200 *мм*; R проходит в расстоянии от носка 660 *мм*.

В сечении 5

Хорда 1970 *мм*; R проходит в расстоянии от носка 591 *мм*.

В сечении 9

Хорда 1735 *мм*; R проходит в расстоянии от носка 520,5 *мм*.

В сечении 13

Хорда 1530 *мм*; R проходит в расстоянии от носка 460 *мм*.

Определение плеч для крутящего момента между центром жесткости и аэродинамической равнодействующей по сечениям

Сечение 1

$$745 - 660 = 85 \text{ мм}.$$

Сечение 5

$$667 - 591 = 76 \text{ мм}.$$

Сечение 9

$$580 - 520{,}5 = 59{,}5 \text{ мм}.$$

Сечение 13

$$506 - 460 = 46 \text{ мм}.$$

Определение нагрузки, приходящейся на каждое сечение производим в следующем порядке:

Сечение 1

$$0{,}350 \cdot 666 = 233 \text{ кг};$$

$$\frac{666 + 628}{2} \cdot 0{,}666 = 437{,}5 \text{ кг};$$

$$437{,}5 + 233 = 671 \text{ кг}.$$

Сечение 5

$$\frac{628 + 553{,}5}{2} \cdot 1{,}333 = 190 \text{ кг}.$$

Сечение 9

$$\frac{553{,}5 + 485{,}5}{2} \cdot 1{,}333 = 700 \text{ кг}.$$

Сечение 13

$$\frac{485{,}5 + 454}{2} \cdot 0{,}666 = 320 \text{ кг}.$$

Для определения крутящих моментов в сечениях силу действующую в данном сечении, множим на плечо между центром жесткости и аэродинамической равнодействующей.

Крутящий момент по сечениям

Сечение 1

$M_1 = 671 \cdot 8{,}5 = 5700$; $11\,637 + 5700 = 17\,337$ *кгсм*.

Сечение 5

$M_5 = 790 \cdot 7{,}6 = 6000$; $5637 + 6000 = 11\,637$ „

Сечение 9

$$M_9 = 700 \cdot 5{,}95 = 4165; \quad 4165 + 1472 = 5637 \ кгсм.$$

Сечение 13

$$M_{13} = 320 \cdot 4{,}6 = 1472 \ кгсм.$$

Общий крутящий момент от вертикальной силы составляет 17 337 *кгсм.*

Определения коэфициентов распределения крутящего момента

Прежде чем перейти к распределению крутящего момента между лонжеронами и обшивкой, надо определить коэфициент K по формуле ($43_б$), характеризующий это распределение. Для этого трехлонжеронную конструкцию крыла заменяем двухлонжеронной, отбрасывая средний лонжерон, так как он находится близко к центру жесткости крыла.

$$K = \frac{1 + 3\beta}{2 + 3(\alpha + \beta)}$$

$$\beta = \frac{h_1^2}{l^2} \cdot \frac{E_п \cdot F_п}{G_{ст} \cdot F_{ст}}$$

$$\alpha = \frac{H^2}{l^2} \cdot \frac{E_п \cdot F_п}{G_{общ} \cdot F_{общ}}$$

Модуль упругости для сосновых лонжеронов

$$E = 100\,000 \ кг/см^2.$$

Модуль упругости для фанеры

$$G = 8000 \ кг/см^2.$$

Данные по сечению нервюры 1:

$$F_{ст} = 0{,}35 \cdot 31{,}7 = 10{,}88 \ см^2.$$

$$\frac{h}{F} = 15{,}8 \ см;$$

$$H = 38{,}5 \ см;$$

$$F_{лонж} = 34 + 24{,}75 = 58{,}75 \ см^2;$$

$$F_{общ} = \delta \cdot l \cdot 2 = 2 \cdot 118{,}5 \cdot 2 = 47{,}4 \ см^2;$$

$$l = 101{,}6 \ см.$$

$$\alpha_1 = \frac{38{,}5^2}{101{,}6^2} \cdot \frac{100 \cdot 58{,}75}{8 \cdot 47{,}4} = \frac{1482}{10\,320} \cdot \frac{5875}{379} = \frac{87\,000}{39\,500} = 2{,}18.$$

$$\beta_1 = \frac{15{,}8^2}{101{,}6^2} \cdot \frac{100\,000 \cdot 58{,}75}{8000 \cdot 10{,}88} = \frac{249}{10\,320} \cdot \frac{5875}{86{,}5} = \frac{146\,300}{88\,350} = 1{,}66;$$

$$K_1 = \frac{1 + 4{,}97}{2 + 3(2{,}18 + 1{,}66)} = \frac{5{,}97}{5 \cdot 3{,}84} = \frac{5{,}97}{19{,}2} = 0{,}311.$$

Данные по сечению нервюры 5

$$h = 12{,}5 \ см; \quad H = 36 \ см; \quad l = 133{,}3 + 101{,}6 = 234{,}9 \ см;$$

$$F_{общ} = \delta \cdot l \cdot 2 = 0{,}15 \cdot 111 \cdot 2 = 33{,}3 \ см^2;$$

$$F_{лонж} = 28{,}7 + 20{,}2 = 49{,}2 \ см^2; \quad F_{ст} = 24{,}1 \cdot 0{,}35 = 8{,}43 \ см^2;$$

$$\alpha_5 = \frac{36^2 \cdot 100 \cdot 49{,}2}{234{,}9^2 \cdot 3 \cdot 33{,}3} = 0{,}395;$$

$$\beta_5 = \frac{12{,}5^2 \cdot 108 \cdot 49{,}2}{234{,}9^2 \cdot 8 \cdot 8{,}43} = 0{,}206;$$

$$K_5 = \frac{1 + 1{,}93}{2 + 3(0{,}395 + 0{,}206)} = 0{,}425.$$

Данные по сечению нервюры 9

$h = 8{,}8$ *см*; $H = 32{,}5$ *см*; $l = 1{,}333 + 234{,}9 = 133{,}3 = 368{,}2$ *см*;

$$F_{\text{общ}} = \delta \cdot l \cdot 2 = 0{,}1 \cdot 103{,}4 \cdot 2 = 20{,}68 \text{ см}^2;$$

$$F_{\text{лонж}} = 23{,}52 + 17 = 30{,}52 \text{ см}^2; \quad F_{\text{ст}} = 17{,}6 \cdot 0{,}35 = 6{,}16 \text{ см}^2;$$

$$\alpha_9 = \frac{32{,}6^2 \cdot 100 \cdot 30{,}62}{368{,}2^2 \cdot 8 \cdot 20{,}68} = 0{,}168;$$

$$\beta_9 = \frac{8{,}8^2 \cdot 100 \cdot 30{,}52}{368{,}2^2 \cdot 8 \cdot 6{,}15} = 0{,}0414;$$

$$K_9 = \frac{1 + 0{,}124}{2 + 3\,(0{,}168 + 0{,}041)} = 0{,}43.$$

Данные по сечению нервюры 13

$h = 5{,}9$ *см*; $H = 29$ *см*; $l = 0{,}666 + 3{,}682 = 4{,}348$ *см*;

$$F_{\text{общ}} = \delta \cdot l \cdot 2 = 0{,}1 \cdot 96 \cdot 2 = 19{,}2 \text{ см}^2;$$

$$F_{\text{лонж}} = 20{,}4 + 14{,}4 = 34{,}8 \text{ см}^2; \quad F_{\text{ст}} = 11{,}8 \cdot 0{,}35 = 4{,}13 \text{ см}^2;$$

$$\alpha_{13} = \frac{29{,}9^2 \cdot 1\,000\,000 \cdot 24{,}8}{4{,}348^2 \cdot 8000 \cdot 19{,}2} = 0{,}0765;$$

$$\beta_{13} = \frac{5{,}9^2 \cdot 100\,000 \cdot 24{,}8}{4{,}348^2 \cdot 8000 \cdot 4{,}13} = 0{,}0138;$$

$$K_{13} = \frac{1 + 176}{2 + 3\,(0{,}076 + 0{,}0138)} = 0{,}505.$$

Значение K по сечениям

$K_1 = 0{,}311$	$K_9 = 0{,}430$
$K_5 = 0{,}425$	$K_{13} = 0{,}505$

Находим моменты изгиба по обшивке (фиг. 37_6).

$$K = \frac{M_{\text{общ}}}{M_{\text{общ}}} \text{ или } M_{\text{общ}} = K \cdot M_{\text{общ}}.$$

$M_{1\ \text{общ}} = 0{,}311 \cdot 17\,337 = 5380$ *кгсм*

$M_{5\ \text{общ}} = 0{,}425 \cdot 11\,637 = 4950$ „

$M_{9\ \text{общ}} = 0{,}430 \cdot 5\,637 = 2420$ „

$M_{13\ \text{общ}} = 0{,}505 \cdot 1\,472 = 745$ „

Определение моментов, приходящихся на лонжероны (фиг. 38_6)

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{л}} + M_{\text{общ}} \text{ или } M_{\text{л}} = M_{\text{кр}} - M_{\text{общ}}.$$

Сечение 1

$M_{\text{л}} = 17\,337 - 5380 = 11\,957$ *кгсм*.

Сечение 5

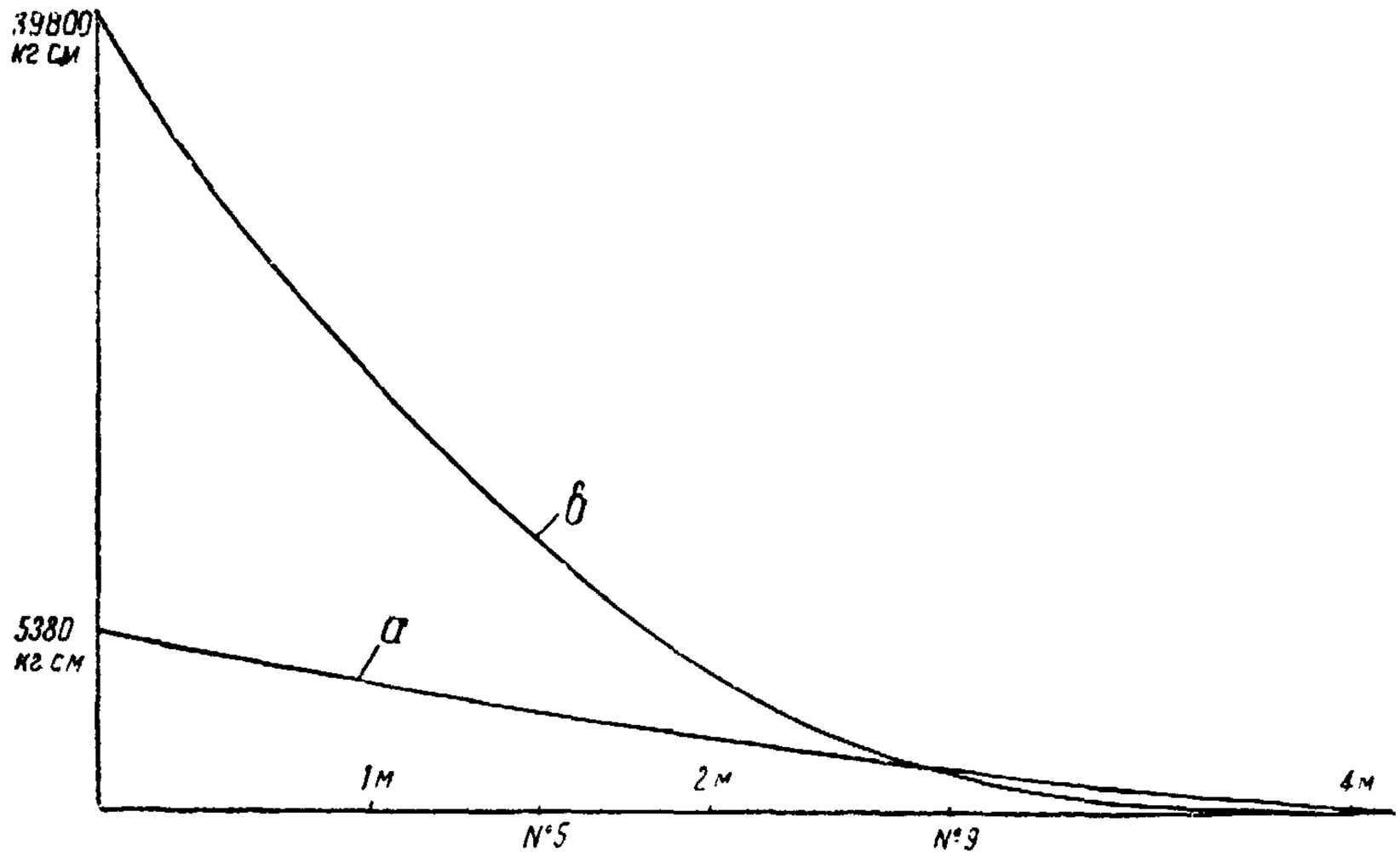
$M_{\text{л}} = 11\,637 - 4950 = 6687$ *кгсм*.

Сечение 9

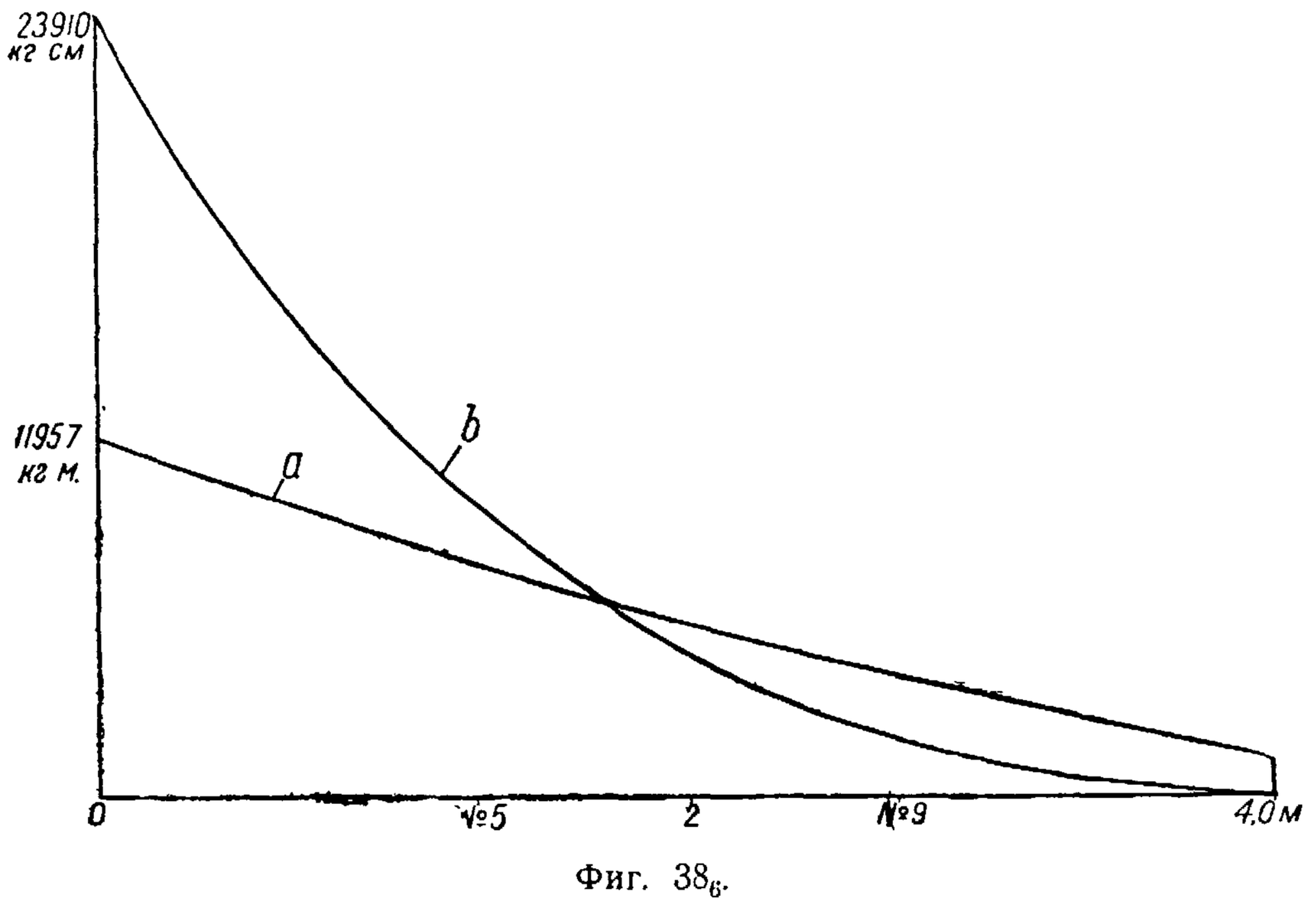
$M_{\text{л}} = 5637 - 2420 = 3217$ *кгсм*.

Сечение 13

$M_{\text{л}} = 1472 - 745 = 727$ *кгсм*.



Фиг. $37_б$.



Фиг. $38_б$.

Определение перерезывающих сил для обшивки (фиг. $39_б$) по формуле

$$2h \cdot Q_{\text{общ}} = \frac{M_{\text{общ}}}{2h_{\text{сред. выс.}}}$$ в тех же сечениях

Сечение 1

$$Q_г = \frac{5380}{24{,}5} = 220 \text{ кг}.$$

Сечение 5

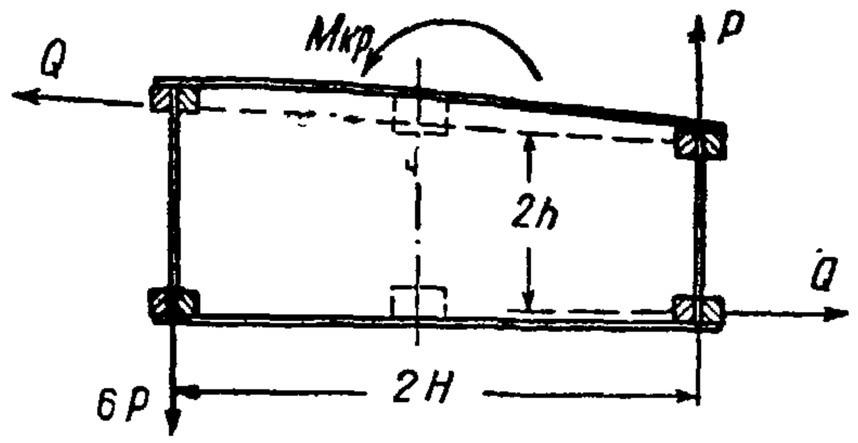
$$Q_г = \frac{4950}{18{,}6} = 265 \text{ кг}.$$

Сечение 9

$$Q_г = \frac{2420}{13{,}3} = 182\ кг.$$

Сечение 13

$$Q_г = \frac{745_1}{6{,}9} = 108\ кг.$$



Фиг. 39_6.

Определение перерезывающих сил для лонжеронов

$$P_л = \frac{M_л}{H}.$$

Сечение 1

$$P_л = \frac{11\,957}{118{,}5} = 101\ кг.$$

Сечение 5

$$P_л = \frac{6687}{111} = 60{,}0\ кг.$$

Сечение 9

$$P_л = \frac{3217}{103{,}4} = 31{,}2\ кг.$$

Сечение 13

$$P_л = \frac{727{,}0}{96} = 7{,}5\ кг.$$

Определение изгибающего момента в лонжероне

Сечение 9

$$M_{13-9} = 7{,}5 \cdot 133{,}3 = 1000\ кгсм.$$

Сечение 5

$$M_{9-5} = 31{,}2 \cdot 99{,}9 = 3120\ кгсм.$$

Сечение 1

$$M_{5-1} = 60 \cdot 133{,}3 = 8000\ кгсм.$$

У фюзеляжа $M_{1-0} = 105 \cdot 33{,}4 = 3520\ кгсм.$

Определение суммарного изгибающего момента в лонжеронах от вертикальной силы и от кручения

Сечение 1

$$M_1 = 199\,500 + 3520 = 203\,020\ кгсм.$$

Сечение 5

$$M_1 = 74\,300 + 8000 = 82\,300\ кгсм.$$

Сечение 9

$$M_1 = 17\,600 + 3120 = 20\,720 \text{ кгсм.}$$

Для лонжерона в III в тех же сечениях получим:

Сечение 1

$$M_3 = 43\,400 + 3520 = 46\,920 \text{ кгсм.}$$

Сечение 5

$$M_3 = 14\,600 + 8000 = 22\,600 \text{ кгсм.}$$

Сечение 9

$$M_3 = 2870 + 3120 = 5990 \text{ кгсм.}$$

Подсчет коэфициента формы

Для подбора сечений лонжерона надо учитывать коэфициент формы.

Для деревянных стержней разрушающее напряжение при растяжении $K_р$, при сжатии — $K_{сж}$ и при изгибе — $K_{изг}$ занимает по величине среднее место между $K_р$ и $K_{сж}$.

Разрушающее напряжение в сжатой полке будет

$$K = K_{изг} \cdot Ф,$$

где $K_{изг}$ — разрушающее напряжение при изгибе балки сплошного сечения Ф — коэфициент формы, зависящий от относительной толщины $\frac{v}{H}$ сжатой полки и выражающийся так:

$$Ф = \frac{K_{сж}}{K_{изг}} + \left(1 - \frac{K_{сж}}{K_{изг}}\right) C.$$

На основании заводских данных принимают: $K_{изг}$=700 *кг/см²*;

$$K_{сж} = 400 \text{ кг/см}^2;$$

$$Ф = \frac{2}{3} + \frac{1}{3} C;\ Ф = 0{,}666 + \frac{C}{3};$$

$$K = 400 + 200\,C.$$

Составляем табл. 6_6 размера полок.

ТАБЛИЦА $6_б$

Неврюры / Лонжероны	1		5		9		13	
	$\frac{h}{H}$	C	$\frac{h}{H}$	C	$\frac{h}{H}$	C	$\frac{h}{H}$	C
I	0,0932	0,08	0,1325	0,140	0,159	0,1565	0,224	0,272
II	0,154	0,155	0,134	0,145	0,1405	0,140	0,2225	0,270
III	0,263	0,330	0,1565	0,160	0,225	0,270	0,300	0,400

Вычислим Ф для каждого лонжерона в сечениях 1, 5, 9 и 13:

$$Ф = 0{,}666 + \frac{C}{3}.$$

Сечение 1

$$\text{I. } \Phi = 0{,}666 = \frac{0{,}08}{3} = 0{,}666 + 0{,}02665 = 0{,}693.$$

$$\text{II. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}155}{3} = 0{,}666 + 0{,}0517 = 0{,}7177.$$

$$\text{III. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}330}{3} = 0{,}666 + 0{,}11 = 0{,}776.$$

Сечение 5

$$\text{I. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}140}{3} = 0{,}666 + 0{,}04675 = 0{,}7135.$$

$$\text{II. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}145}{3} = 0{,}666 + 0{,}0485 = 0{,}7145,$$

$$\text{III. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}160}{3} = 0{,}666 + 0{,}0534 = 0{,}7294.$$

Сечение 9

$$\text{I. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}1565}{3} = 0{,}666 + 0{,}0522 = 0{,}7182.$$

$$\text{II. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}140}{3} = 0{,}666 + 0{,}3467 = 1{,}0127.$$

$$\text{III. } \Phi = 0{,}666 = \frac{0{,}270}{3} = 0{,}666 + 0{,}0902 = 0{,}7562.$$

Сечение 13

$$\text{I. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}272}{3} = 0{,}666 + 0{,}0908 = 0{,}7568.$$

$$\text{II. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}270}{3} = 0{,}666 + 0{,}09 = 0{,}756\ .$$

$$\text{III. } \Phi = 0{,}666 + \frac{0{,}400}{3} = 0{,}666 + 0{,}1333 = 0{,}7993.$$

Влияние фактора формы на напряжение в лонжеронах:

$$\sigma_p = \sigma_{\text{изг}} \cdot \Phi.$$

Найдем для первого лонжерона:

Сечение 1

$$\text{I. } \sigma_p = 700 \cdot 0{,}693 = 483\ кг/см^2.$$

Сечение 5

$$\text{I. } \sigma_p = 700 \cdot 0{,}712 = 498\ кг/см^2.$$

Сечение 9

$$\text{I. } \sigma_p = 700 \cdot 0{,}7182 = 502\ кг/см^2$$

Определение напряжения в лонжеронах от действия суммарного момента кручения и изгиба[1]

$$\sigma_{\text{расч}} = \frac{M_{\text{изг}} + M_{\text{кр}}}{W} = \frac{M_{\text{сумм}}}{W}.$$

[1] В окончательном расчете следует присоединить и напряжение от горизонтального изгиба.

Напряжения суммарные

Лонжерон I

1. $\sigma_c = \frac{203\,020}{524} = 390$ *кг/см²*

5. $\sigma_c = \frac{81\,300}{262} = 311$ „

9. $\sigma_c = \frac{20\,720}{149{,}2} = 139$ „

Лонжерон III

1. $\sigma_c = \frac{46\,920}{236{,}8} = 196$ *кг/см²*

5. $\sigma_c = \frac{22\,600}{93{,}4} = 243$ „

9. $\sigma_c = \frac{5920}{38{,}2} = 156$ „

Сравнивая полученные напряжения с разрушающими, в зависимости от коэфициента Ф, найдем, что конструкцию крыла можно облегчить.

Действительно запас прочности будет:

в первом сечении

$$\frac{483}{390} = 1{,}23;$$

в пятом сечении

$$\frac{498}{311} = 1{,}6;$$

в девятом сечении

$$\frac{502}{139} = 3{,}6.$$

Пример 2. Расчет трехлонжеронного крыла самолета АТ-1, второго варианта с увеличенными сечениями полок лонжеронов на случай В.

Положение и направление равнодействующей получаем из аэродинамического расчета для такого угла атаки, при котором коэфициент подъемной силы C_y составляет 0,2 $C_{y\,max}$, соответствующего случаю *А*.

Вес самолета $G = 950$ *кг*.

Вес конструкции крыльев $g_{кр} = 224$ *кг*.

Наполненные баки с агрегатами 82 *кг*.

Разгрузка в полете 306 *кг*.

Размах $l = 12$ *м*.

Размах центроплана 2,2 *м*.

Площадь крыльев $S_{кр} = 18{,}64$ *м²*.

Хорда разъема $t_{раз} = 2{,}2$ *м*.

Хорда концевая 1,09 *м*.

Для 8-й группы по нормали перегрузка $n_в = 5$.

Нагрузка на крыло:

$$R = n_в (G - G_{кр}).$$

$R = 5\,(950 - 306) = 3220$ *кг*, где $306 = 224 + 82$ *кг*.

Угол наклона равнодействующей с нормалью хорды найден из аэродинамического расчета равным 2°47′.

$$\cos\alpha = 0{,}996; \quad \sin\alpha = 0{,}049.$$

Вертикальная составляющая

$$P = R \cdot \cos\alpha = 3220 \cdot 0{,}996 = 3207 \text{ кг}.$$

Горизонтальная составляющая

$$Q = R \cdot \sin\alpha = 3220 \cdot 0{,}049 = 158 \text{ кг}.$$

Нагрузку по размаху распределяем согласно „нормам прочности" пропорционально хорде крыла $h = p't$.

h — погонная нагрузка; p' — средняя удельная нагрузка.

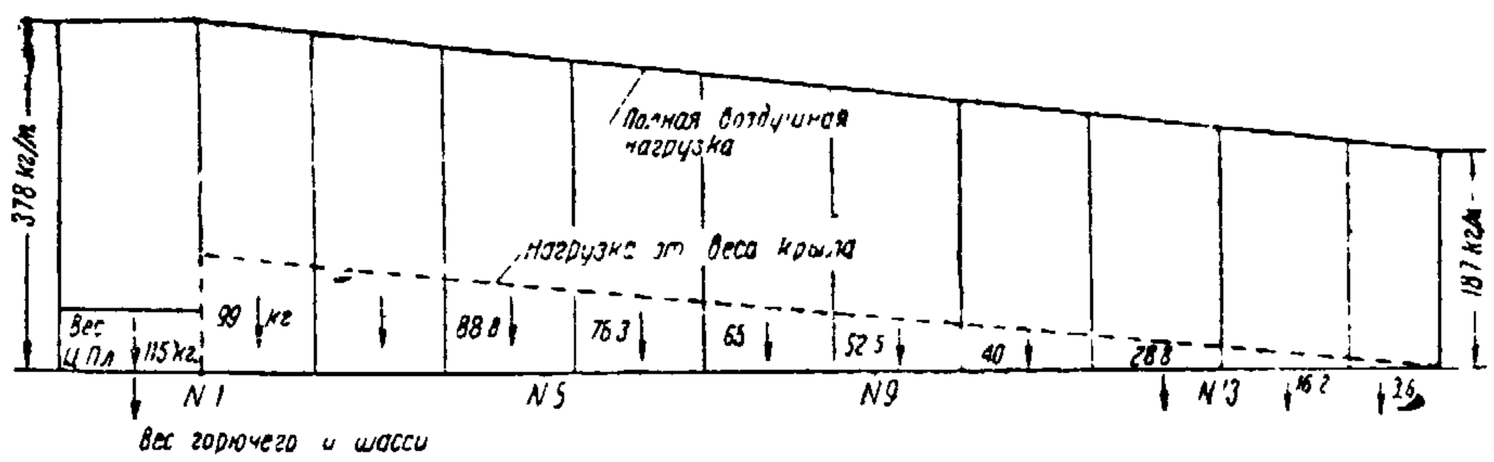
Удельная нагрузка на 1 $м^2$ крыла

$$p' = \frac{G}{S} = \frac{3207}{18{,}64} = 172 \text{ кг/м}^2.$$

Погонная нагрузка у корня $h = 172 \cdot 2{,}2 = 378$ *кгм*.

„ „ у 13-й нервюры $h_1 = 172 \cdot 1{,}5 = 258$ *кгм*.

„ „ у концевой $h_2 = 172 \cdot 1{,}09 = 187$ *кгм*.



Фиг. 40_6.

Распределение нагрузки по размаху крыла производим согласно § 2_6 (фиг. 40_6) на основании следующих вычислений:

Для определения изгибающих моментов в сечениях 1, 5, 9, 13, 15 находим нагрузку по отсекам:

$$P_1 = \frac{187 \cdot 0{,}44}{2} = 41 \text{ кг}; \quad X_1 = 14{,}7 \text{ см}; \qquad l_1 = 47 \text{ см}.$$

$$P_2 = \frac{258 + 187}{2} \cdot 0{,}47 = 105; \quad X_2 = 22 \text{ см}; \qquad l_2 = 100 \text{ см}.$$

$$P_3 = \frac{280 + 258}{2} = 269 \text{ кг}; \quad X_3 = 50 \text{ см}; \qquad l_3 = 132 \text{ см}.$$

$$P_4 = \frac{320 + 280}{2} \cdot 1{,}32 = 396 \text{ кг}; \quad X_4 = 64 \text{ см}; \qquad l_4 = 168 \text{ см}.$$

$$P_5 = \frac{380 + 320}{2} \cdot 1{,}68 = 587 \text{ кг}; \quad X_5 = 85 \text{ см}.$$

Здесь X — расстояние центра тяжести участка до сечения.
Тогда моменты определяются так:

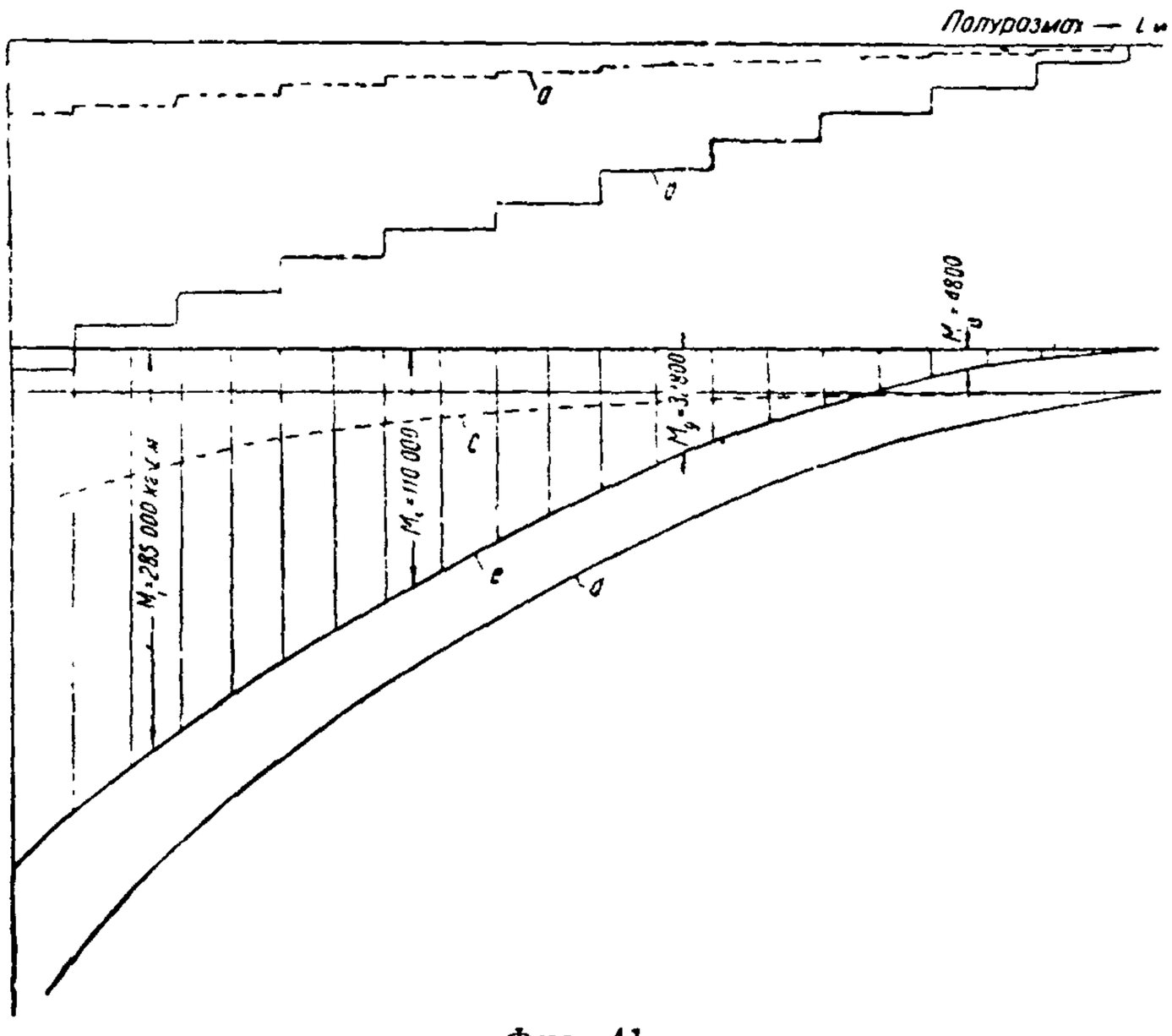
$$M_{15} = P_1 \cdot x_1 = 41 \cdot 14{,}7 = 602 \text{ кгсм.}$$

$$M_{13} = P_1 (x_1 + l_1) + P_2 x_2 = 41 (14{,}7 + 47) \cdot 105 \cdot 22 = 4800 \text{ кгсм.}$$

$$M_9 = P_1 (x_1 + l + l_2) + P_2 (x_2 + l_2) + P_3 x_3 = 41 (14{,}7 + 47 + 100) + \\ + 105 \cdot (22 + 100) + 269 + 50 = 32\,800 \text{ кгсм.}$$

$$M_5 = P_1 (x_1 + l + l_2 + l_3) + P_2 (x_2 + l_2 + l_3) + P_3 (x_3 + l_3 + P_4 x_4) = \\ = 41 \cdot (14{,}7 + 47 + 100 + 132) + 105 (22 + 100 + 132) + 269 (50 + 132 + 396 + 64) = \\ = 110\,000 \text{ кгсм.}$$

$$M_1 = P_1 (x_1 + l_1 + l_2 + l_3 + l_4) + P_2 (x_2 + l_2 + l_3 + l_4) + P_3 (x_3 + l_3 + l_4) + \\ + P_4 (x_4 + l_4) + P_5 x_5 = 41 (14{,}7 + 47 + 100 + 132 + 168) + \\ + 105 (22 + 100 + 132 + 168) + 269 (50 + 132 + 168) + 396 (64 + 168) + \\ + 587 \cdot 85 = 285\,000 \text{ кгсм.}$$



Фиг. 41_6.

Результаты подсчета моментов даны на фиг. 41_6 с указанием моментов разгрузки от веса крыла.

Полный момент инерции определяется по формуле:

$$\Sigma I = I_{\text{в.п}} + I_{\text{н.п}} + I_{\text{ст}} + I_{\text{общ}}$$

Обозначим площадь полок через $F_{\text{в.п}}$, $F_{\text{н.п}}$; I для обшивки принимается по американским нормам на длине $15\delta + B$; тогда

$$\Sigma I = F_{\text{в.п}} (y_1 - y)^2 + F_{\text{н.п}} (y - y_2)^2 + \frac{\delta H^3}{12} + 2\left[\frac{H^2}{4}\delta (15\delta + B)\right],$$

где y — расстояние нейтральной оси от наиболее удаленного слоя.

Определение центра тяжести сечений лонжерона и моментов инерции ведется в табл. 1_6, 2_6, 3_6, 4_6, 5_6.

ТАБЛИЦА 7₆

Подсчет моментов инерции лонжеронов

№ нервюры	№ лонжерона	Высота H см	B см	Средняя высота полок см		Площадь полок $см^2$	
				верхняя полка	нижняя полка	верхняя полка	нижняя полка
1	I	31,6	4	3,1	2,5	12,4	10
	II	31,3	4	2,85	2,45	11,4	9,8
	III	17,9	4,5	2	2	9	9
		25,0	3,5	2,7	2,32	9,43	8,1
5	II	24,9	3,5	2,25	2,3	7,85	8,05
	III	13,7	3,9	2,25	1,9	8,8	7,4
	I	18,4	3	2,25	2,17	6,75	6,51
9	II	18,3	3	2,25	2	6,75	6
	III	9,5	3.25	2,25	1,9	7,3	6,15
	I	11,8	2,5	18,5	2,0	4,62	5
13	II	11,8	2,5	1,75	1,95	4,37	4,87
	III	7,3	2,5	1,6	1,18	4	2,92

№ нервюры	№ лонжерона	$F_{в.п}$ $см^2$	$F_{н.п}$ $см^2$	y_1 см	y_2 см	$F_{в.п}\,y_1$	$F_{н.п}\,y_2$	ΣFy	ΣF	y см
1	I	12,4	10	30,1	1,25	373	12,5	385,5	22,4	17,2
	II	11,4	9,8	29,9	1,22	342	11	353	21,2	16,65
	III	9	9	16,9	1	152	9	161	13	8,95
5	I	9,43	8,1	23,5	1,15	222	9,32	231,3	17,53	13,2
	II	7,85	8,05	23,8	1,15	187,5	9,25	197	15,9	12,4
	III	8,8	7,4	12,6	0,95	111	7,03	118	16,2	7,3
9	I	6,75	6,51	17,3	1,05	116,5	6,82	123,3	13,26	9,3
	II	6,75	6	17,2	1	116	6 •	122	12,75	9,56
	III	7,3	6,17	8,4	0,95	61,5	5,85	67,3	13,47	5,01
13	I	4,62	5	10,9	0,1	49,8	0,5	50,3	9,62	5,2
	II	4,37	4,87	10,8	0,97	47,7	4,7	52,4	9,24	5,7
	III	4	2,92	6,5	0,59	(	1,7	27,7	6,92	4,1

Для I лонжерона

В 1-й нервюре $M_1^1 = \frac{MI_0}{\Sigma I_0} = \frac{5410}{11\,523} \cdot 285\,000 = 135\,500$ *кгсм.*

„ 5-й „ $M_1^5 = \frac{2558}{5692} \cdot 110\,000 = 49\,500$ *кгсм.*

„ 9-й „ $M_1^9 = \frac{1012}{2136} \cdot 32\,800 = 15\,600$ *кгсм.*

„ 13-й „ $M_1^{13} = \frac{302}{621} \cdot 4800 = 2330$ *кгсм.*

Для II лонжерона

В 1-й нервюре $M_2^1 = \frac{MI_0}{\Sigma I_0} = \frac{4812}{11\,523} \cdot 285\,000 = 118\,800$ *кгсм.*

„ 5-й „ $M_2^5 = \frac{2300}{5692} \cdot 110\,000 = 44\,500$ *кг.*

„ 9-й „ $M_2^9 = \frac{909}{2136} \cdot 32\,800 = 13\,880$ *кгсм.*

„ 13-й „ $M_2^{13} = \frac{252}{621} \cdot 4800 = 1950$ *кгсм.*

ТАБЛИЦА 8$_6$

y_1-y	$(y_1-y)^2 F_{в.п}$	$y-y_2$	$(y-y_2)^2 F_{н.п}$	$\frac{\delta_{ст.} \cdot H^3}{12}$	$15\delta + B = a$	$a \cdot \frac{\delta \cdot H^2}{2}$	ΣI $см^4$	W $см^3$
12,9	2070	15,95	2550	790	7	700	6110	355
13,25	2000	15,33	2300	512	7	683	5495	330
8	576	7,95	550	85,2 2—170,4	7,5	241	1542	172
10,3	1001	12,05	1165	392	6,5	405	2963	224
11,4	1020	11,25	1020	260	6,5	400	2700	218
5,3	248	6,35	300	42,7 2—85	6,5	130	962	132
8	432	8,3	450	180	4,5	152	1164	126
7,64	393	8,56	440	76,2	4,5	150	1059	111
3,39	84	4,06	101,5	14,3 2—28,6	4,5	40,5	255	51
5,6	145	5,1	130	27,2	4,7	49	3512	67,6
5,2	118	4,73	107	27,2	4,7	49	301,2	53
2,4	22,8	3,5	35	4,86 2—9,72	4,7	18,8	86,3	21

ТАБЛИЦА 9$_б$

Распределение изгибающих вертикальных моментов по лонжеронам

№ сечения		1	5	9	13
M, кгсм		285 000	110 000	32 800	4 800
ΣI *см*^{4}	I	6 110	2 963	1 164	351
	II	5 495	2 700	1 059	301
	III	1 542	964	255	86
I_0 *см*^{4}	I	5 410	2 558	1 012	302
	II	4 812	2 300	909	252
	III	1 301	834	215	67
ΣI_0		11 523	5 692	2 136	621

Примечания: 1. Момент взят на основании диаграммы.

2. $I_0 = 2I$ минус момент обшивки, равный $a\frac{\delta H^2}{2}$.

Для III лонжерона

В 1-й нервюре $M_3^1 = \frac{MI_0}{\Sigma I_0} - \frac{1301}{11\,523} \cdot 285\,000 = 32\,200$ *кгсм.*

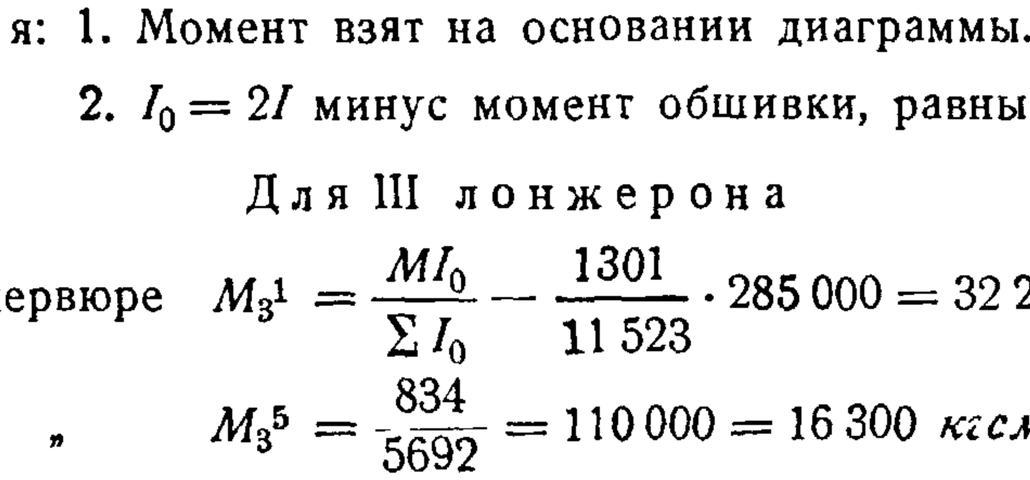
„ 5-й „ $M_3^5 = \frac{834}{5692} = 110\,000 = 16\,300$ *кгсм.*

„ 9-й „ $M_3^9 = \frac{215}{2136} \cdot 32\,800 = 3300$ *кгсм.*

„ 13-й „ $M_3^{13} = \frac{67}{621} \cdot 4\,800 = 517$ *кгсм.*

Для расчета крыла на кручение находим положение центра жесткости (фиг. 42$_б$)

$$x_{ц.ж} = \frac{I_1 l + I_2 l_2 + I_3 l_3}{I_1 + I_2 + I_3}.$$



Фиг. 42$_б$.

Определение положения центра давления на основании аэродинамического расчета 1-го приближения.

Для случая В $C_y = 0{,}2$ от $C_{y_{max}}$ для случая А, т. е. $C_y = 0{,}145$. Для этого же угла атаки $C_m = 0{,}069$.

Глубина хорды, *мм*		Положение центра давления, *мм*
Нервюра 1	2200	$l = 1047$
„ 5	1960	$l = 931$
„ 9	1720	$l = 813$
„ 13	1450	$l = 690$

$$l = \frac{C_m}{C_y} t$$

Определение центра жесткости

ТАБЛИЦА 10$_6$

№ сечения	№ лонжерона	Расстояние до носка *см*	*I*, *см*^{4}	ΣI	*Il*	ΣIl	$x_{ц.ж}$ *см*
1	I II III	35 92,5 153,5	5 410 4 812 1 301	11 523	189 400 435 000 200 000	834 000	72,5
5	I II III	29,2 85,1 140	2 558 2 300 834	5 692	15 000 195 000 116 500	386 500	67,9
9	I II III	23,65 77,85 127,3	1 012 909 215	2 136	23 900 70 900 27 200	122 000	57,0
13		18 70,5 67	302 252 —	621	5 440 17 750 7 640	30 830	49,7

Определяем расстояние центра давления от центра жесткости по формуле $a = l - x$ и потом находим a для участков I, II, III и IV:

$a_{IV} = 287$ *мм*
$a_{III} = 248$ „
$a_{II} = 213$ „
$a_I = 193$ „

Расчет на кручение

Средний лонжерон отбрасывается из-за близости с центром жесткости и расчет ведем по схеме (фиг. 43$_6$). Вводим следующее упрощение:

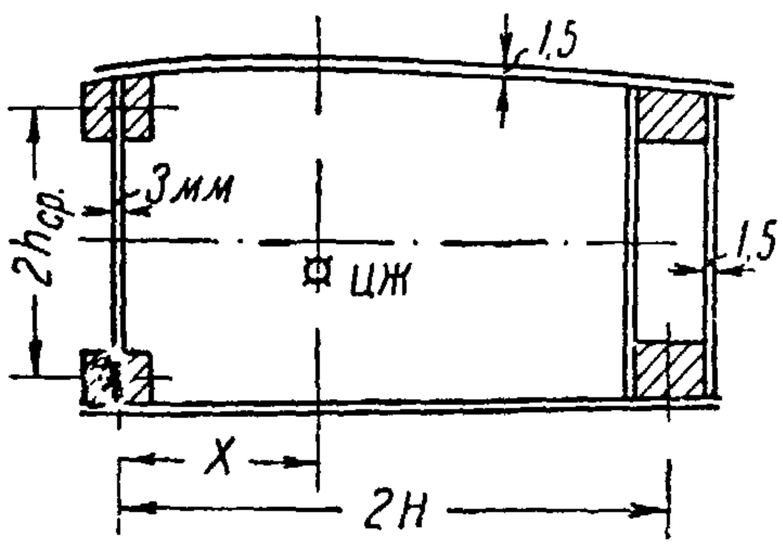
1. Кручение воспринимается прямоугольной коробкой размером $2h_{ср} \cdot 2H$.
2. Обшивку носовую и хвостовую отбрасываем в сторону прочности.

Крутящий момент

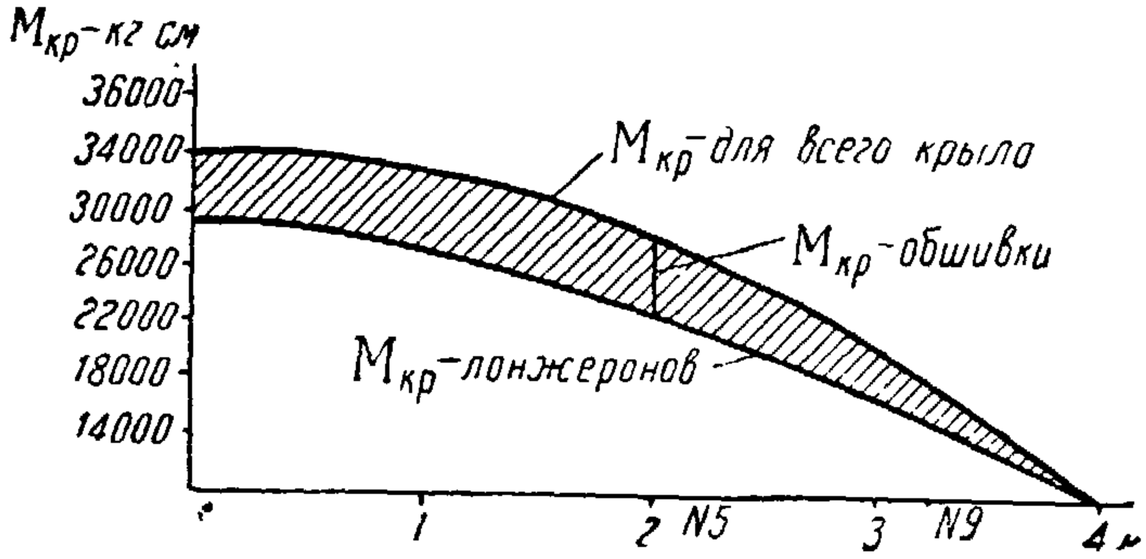
$$M = a \cdot P.$$

Предварительно определяем нагрузку P, приходящуюся на каждое сечение, если распределение нагрузки по отсекам крыла найдено:

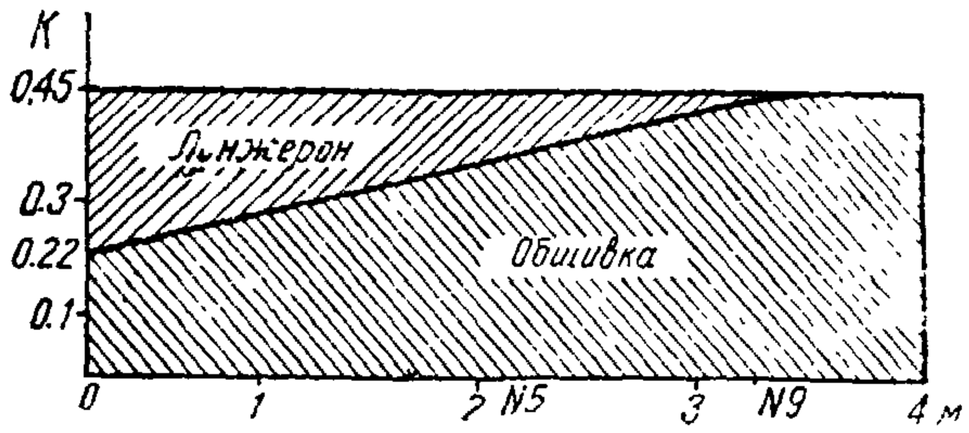
$$P_{\text{I}} = 105 \text{ кг}$$
$$P_{\text{II}} = 269 \text{ „}$$
$$P_{\text{III}} = 396 \text{ „}$$
$$P_{\text{IV}} = 587 \text{ „}$$



Фиг. 43$_6$.



Фиг. 44$_6$.



Фиг. 45$_6$.

Определение крутящего момента крыла

$$M_{\text{кр}_{\text{I}}} = 19{,}3 \cdot 105 = 2026 \text{ кгсм}$$
$$M_{\text{кр}_{\text{II}}} = 21{,}8 \cdot 269 = 5864 \text{ „}$$
$$M_{\text{кр}_{\text{III}}} = 24{,}8 \cdot 396 = 9821 \text{ „}$$
$$M_{\text{кр}_{\text{IV}}} = 28{,}7 \cdot 587 = 16\,847 \text{ „}$$

Полный крутящий момент (фиг. 44$_6$):

$$M_{\text{кр}} = 34\,540 \text{ кгсм.}$$

Подсчет коэфициента распределения крутящего момента между лонжероном и обшивкой

Подсчет ведется по формулам инж. Беляева (журнал „Т. В. Ф." № 7 за 1932 г.) и согласно примеру I.

$$K = \frac{1 + 3\beta}{2 + 3(\alpha + \beta)},$$

где

$$\alpha = \frac{H^2}{l^2} \cdot \frac{E_{\text{л}} \cdot F_{\text{л}}}{G_{\text{обш}} \cdot F_{\text{обш}}},$$

$$\beta = \frac{h^2}{l^2} \cdot \frac{E_{\text{л}} \cdot F_{\text{л}}}{G_{\text{ст}} \cdot F_{\text{ст}}}.$$

ТАБЛИЦА 11$_6$

Коэфициент распределения крутящих моментов (фиг. 55$_6$)

№ сечения	$h_{ср}$ *см*	$h^2_{ср}$ *см*	*см*	l^2 *см*	$F_{лонж}$	$F_{стен}$	β	$H_{ст}$	$H^2_{ст}$	$F_{общ}$	α	K
1	11,3	127,6	168	28 224	40,4	10,35	0,068	118,5	12 950	47,5	2	0,14
5	8,4	70,5	300	90 000	33,7	9,78	0,013	111,1	12 321	44	0,52	0,29
9	5,9	34,8	400	160 000	26,7	5,66	0,052	103,7	10 609	41	0,21	0,40
13	4,9	24	447	199 809	16,5	2,98	0,037	96	9 216	29	0,11	0,45

Модуль упругости для сосны $E = 100\,000$ *кг/см*^{2}

Ввиду того что обшивка ставится под $\angle$ 45°, модуль на сдвиг берется равным $G_{II} = 20\,000$ *кг/см*^{2}.

Распределение моментов кручения по лонжеронам в сечениях

Для 1-й нервюры $M_1 = (1 - k_1) \cdot 34\,500 = 29\,700$ *кгсм*

„ 5-й „ $M_5 = (1 - K_5) \cdot 17\,690 = 13\,500$ „

„ 9-й „ $M_9 = (1 - K_9) \cdot 7\,860 = 4\,710$ „

„ 13-й „ $M_{13} = (1 - K_{13}) \cdot 2\,010 = 1\,100$ „

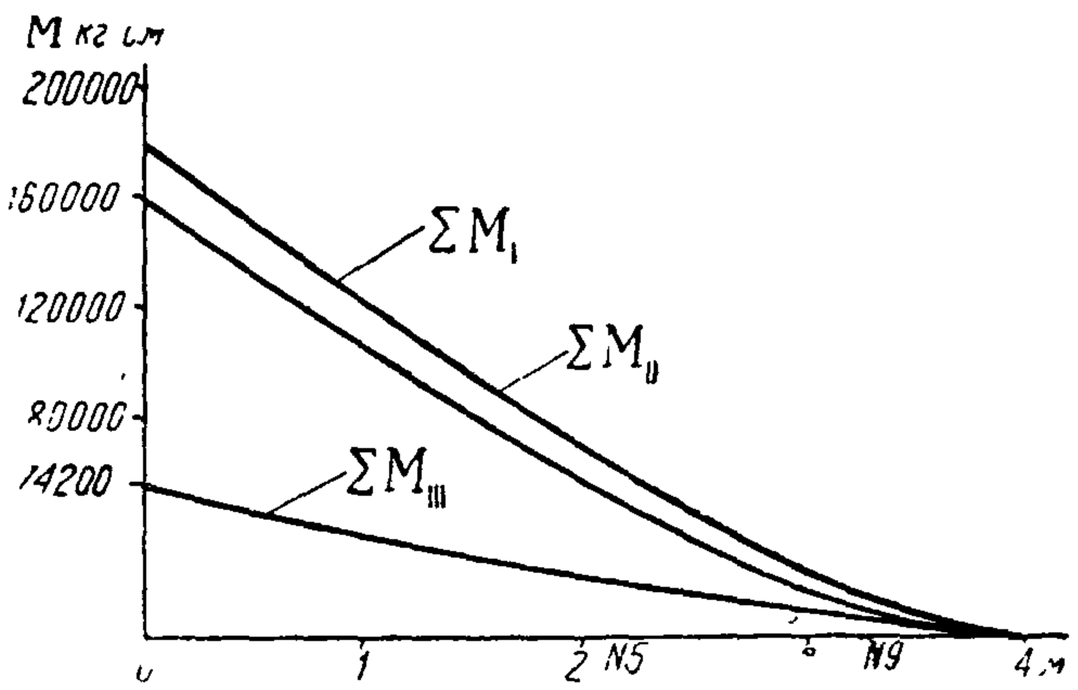
Определение перерезывающих сил Q для лонжеронов от крутящих моментов

$$Q_1 = \frac{M}{2H} = \frac{29\,700}{118{,}5} = 250 \text{ кг}$$

$$Q_5 = \frac{13\,500}{111} = 113 \text{ кг}$$

$$Q_9 = \frac{4700}{103{,}4} = 45{,}7 \text{ кг}$$

$$Q_{13} = \frac{1100}{96} = 11{,}45 \text{ кг}$$



Фиг. 46$_6$.

Так как кручение лонжеронов переходит в изгиб, подсчитываются дополнительно изгибающие моменты; имея в виду, что перерезывающие силы были получены по суммарным моментам, подсчет изгибающих моментов в каждом сечении будет окончательный и даст эпюру моментов:

$M_{1-5} = 250 \cdot 169 = 42\,000$ *кгсм* $\qquad$ $M_{5-9} = 113 \cdot 132 = 14\,916$ *кгсм*

$M_{9-13} = 47{,}5 \cdot 100 = 4\,750$ „ $\qquad$ $M_{13-15} = 11{,}45 \cdot 47 = 538$ „

Суммарный изгибающий момент в лонжеронах от вертикальных сил и кручения дан в табл. 11$_6$ и на фиг. 46$_6$.

ТАБЛИЦА 12б

I лонжерон

№ сечения / M	$M_{вер. изг}$	$M_{доп}$	$\Sigma M = M_в + M_{доп}$
1	133 500	42 000	175 500
5	49 500	14 900	64 400
9	15 600	4 750	20 350
13	2 330	537	2 867

На втором лонжероне остаются те же моменты, которые были от вертикального изгиба.

ТАБЛИЦА 13а

III лонжерон

№ сечения / M	$M_{вер. изг}$	$M_{доп}$	ΣM
1	32 200	42 000	75 200
5	16 300	14 900	31 200
9	3 300	4 750	8 050
13	517	537	1 054

ТАБЛИЦА 14б

I лонжерон

№ сечения / M	M, кгсм	W, $см^3$	σ, $кг/см^2$
1	175 500	355	494
5	64 400	224	288
9	20 350	126	161
13	2 867	67,6	42,5

ТАБЛИЦА 15б

III лонжерон

№ сечения / M	M, кгсм	W, $см^3$	σ, $кг/см^2$
1	74 200	172	431
5	31 200	132	236
9	8 050	51	158
13	1 054	21	50

ТАБЛИЦА 16₆

Лонжерон	Нервюра / σ кг/см²	1	5	9	13
I	σ_p	424	430	435	445
	$\sigma_{расч}$	377	222	124	34
II	σ_p	426	420	436	449
	$\sigma_{расч}$	360	204	122	30
III	σ_p	435	446	470	490
	$\sigma_{расч}$	188	127	65	25

Определение коэфициента формы

Сжатые волокна изгибаемого бруска работают в условиях, схожих с положением сжатого волокна при продольном изгибе.

Так как напряжения по сечению распределяются неравномерно, то менее напряженные волокна оказывают поддерживающее влияние на более напряженные.

Коэфициент формы можно находить по кривой в зависимости от $\frac{T}{H}$, где T — — толщина сжатой полки, H — высота сечения.

Пользуясь такой кривой [1], находим коэфициент формы для каждого лонжерона

I лонжерон

1-я нервюра	$\Phi = 0{,}705$	9-я нервюра	$\Phi = 0{,}726$
5-я „	$\Phi = 0{,}716$	13-я „	$\Phi = 0{,}75$

II лонжерон

1-я нервюра	$\Phi = 0{,}71$	9-я нервюра	$\Phi = 0{,}727$
5-я „	$\Phi = 0{,}717$	13-я „	$\Phi = 0{,}749$

III лонжерон

1-я нервюра	$\Phi = 0{,}724$	9-я нервюра	$\Phi = 0{,}788$
5-я „	$\Phi = 0{,}744$	13-я „	$\Phi = 0{,}818$

Разрушающие и расчетные напряжения найдем по формулам:

$$\sigma_p = \sigma_{изг}\ \Phi;$$

$$\sigma_{расч} = \frac{M}{W};$$

$$\sigma_{изг} = 600\ кг/см^2.$$

[1] См. „Справочная книга по расчету на прочность самолетов"

Крутящие моменты, воспринимаемые обшивкой

1-я нервюра $M_{общ} = M_{кр} = M_{л} = 34\,500 - 29\,700 = 4800$ *кгсм*
5-я „ $M_{общ} = 17\,690 - 13\,500 = 4190$ *кгсм*
9-я „ $M_{общ} = 7\,860 - 4\,710 = 3150$ „
13-я „ $M_{общ} = 2\,010 - 1\,100 = 910$ „

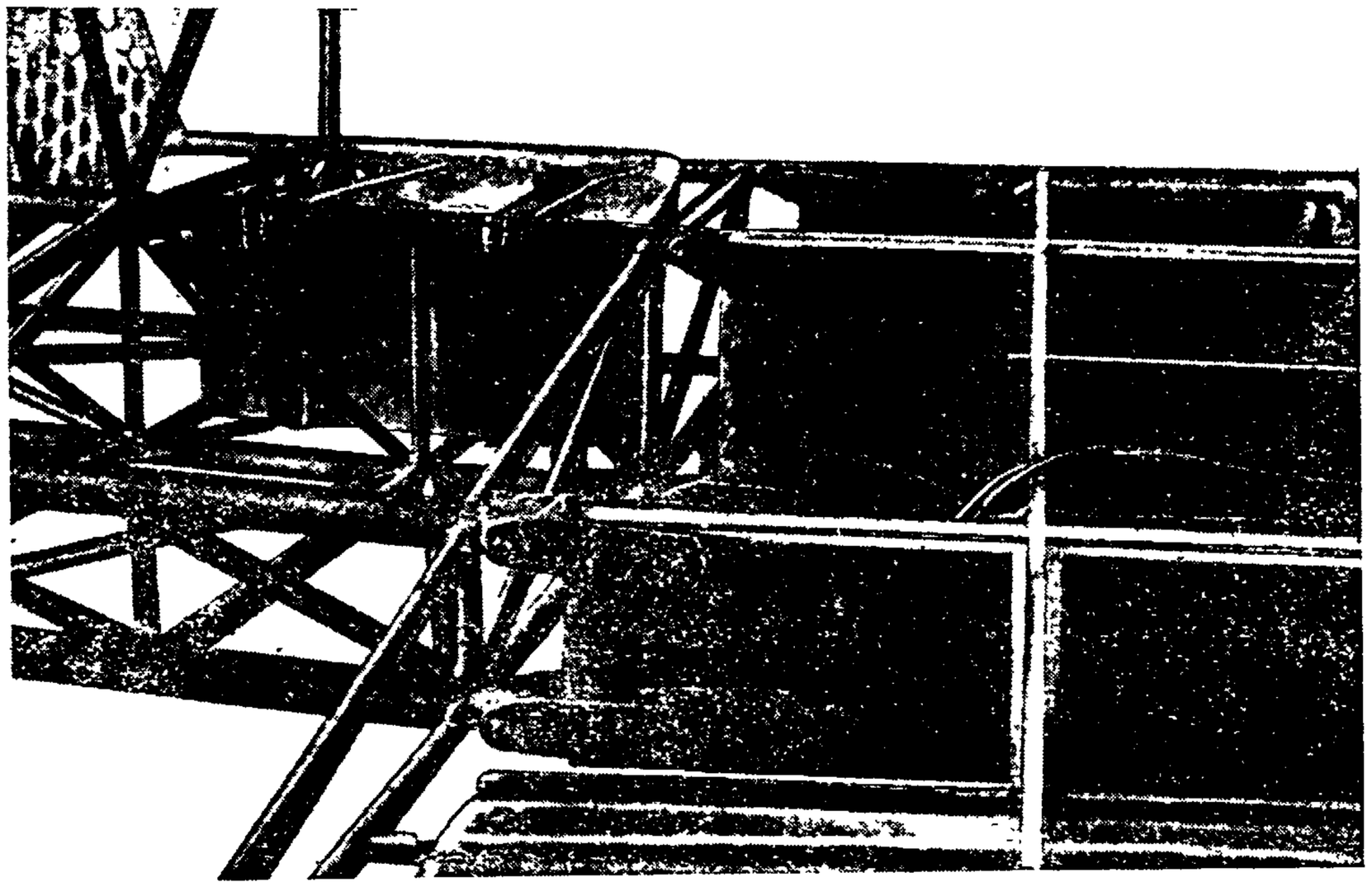
Перерезывающие силы в обшивке

1-я нервюра $Q = \frac{M}{h_{ср}} = \frac{4800}{25} = 192$ *кг*
5-я „ $Q = \frac{4190}{19{,}4} = 216$ *кг*
9-я „ $Q = \frac{3150}{19{,}9} = 226$ „
13-я „ $Q = \frac{910}{9{,}5} = 96$ „

Напряжение в обшивке по сечениям 1, 5, 9 и 13

$\sigma_1 = \frac{Q}{2F} = \frac{192}{47{,}4} = 4{,}06$ *кг/см²* $\sigma_9 = \frac{226}{41} = 5{,}5$ *кг/см²*

$\sigma_5 = \frac{216}{44} = 4{,}8$ *кг/см²* $\sigma_{13} = \frac{96}{29} = 3{,}3$ „



Фиг. 47_6.

Вывод. Полученные напряжения показывают, что сечения I и III лонжеронов условиям прочности удовлетворяют; II лонжерон на кручение не работает, вертикальный изгиб он держит. На фиг. 47_6 показаны узлы крепления крыльев АТ-I с центропланом; расчет их выполняется от осевых усилий и срезающих по случаю *A* и *B*.

РАСЧЕТ КРЫЛА САМОЛЕТА АТ-1 НА СЛУЧАЙ С

Пример 1. Общий крутящий момент на крыльях по формуле:

$$M_{кр} = f \frac{C_m}{C_{xc} + C_{xв}} \cdot G_c \cdot t_{кр},$$

где f — коэфициент безопасности, равный 2;
C_m — коэфициент момента, равный 0,016;
$C_{xв}$ — коэфициент сопротивления винта, равный 0,0056;
C_{xc} — коэфициент сопротивления самолета, равный 0,0277;
$t_{кр}$ — средняя аэродинамическая хорда крыла, равная 1,85 *м*.

$$M_{кр} = 2 \cdot \frac{0{,}016}{0{,}0277 + 0{,}0056} \cdot 950 \cdot t_{ср} = 1690 \text{ кгм}.$$

Погонные моменты в сечениях (1, 5, 9, 13) определяются по формулам (12_2—13_2)

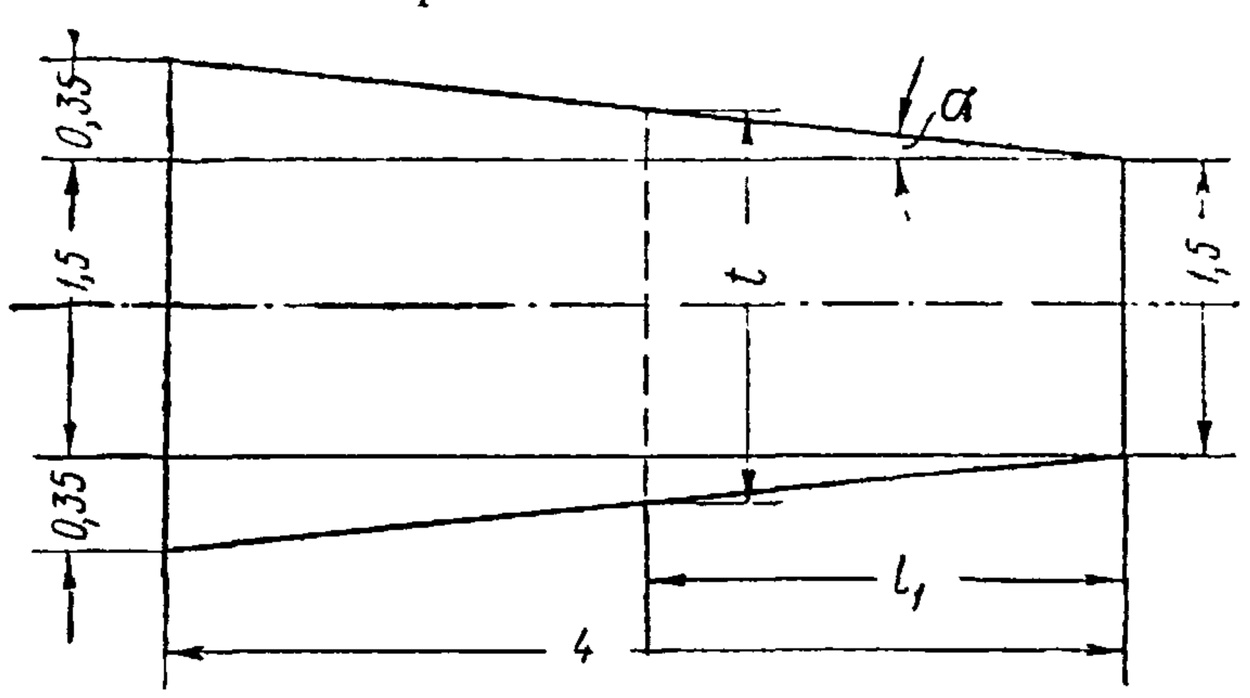
$$m = \frac{M}{C} \cdot t^2,$$

где $C = \int_0^l t^2 dl$.

Определим величину C.

По фиг. 48_6

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{0.35}{4} = 0{,}0875; \quad 2 \operatorname{tg} \alpha = 0{,}175.$$



Фиг. 48_6.

Хорда крыла в каждом данном сечении будет выражаться через

$$t_1 = 1{,}5 + 0{,}175\, l_1,$$

где l — расстояние от фюзеляжа до конца крыла, равное 5,56 *м*.

Подставив в выражение для C, получим:

$$C = \int_0^l (1{,}5 + 0{,}175 l_1^2)\, dl = \frac{1}{0{,}175} \left[\frac{(1{,}5 + 0{,}175\, l_1)^3}{3} - \frac{1{,}5^3}{3} \right]_0^{5{,}56} = 22{,}5.$$

Здесь предел интегрирования взят на полуразмахе крыла. Тогда постоянная формулы (12_2) будет:

$$\frac{M}{C} = \frac{845}{22{,}5} = 37{,}6.$$

Погонные моменты распределяются по крылу пропорционально квадрату хорд. Обозначив сечение соответствующим индексом, получим:

$$m_{13} = 37{,}6 \cdot 1{,}5^2 = 85 \text{ кгм}$$
$$m_9 = 37{,}6 \cdot 1{,}73^2 = 113 \text{ „}$$
$$m_5 = 37{,}6 \cdot 1{,}96^2 = 144 \text{ „}$$
$$m_1 = 37{,}6 \cdot 2{,}2^2 = 182 \text{ „}$$
$$m_0 = 37{,}6 \cdot 2{,}8^2 = 295 \text{ „}$$

Хорда 2,8 *м* взята в стыке центроплана с фюзеляжем.

Построив эпюру погонных моментов (фиг. 39_6), находим местные и суммарные крутящие моменты в тех же сечениях:

$$M_{13} = 36{,}5 \text{ кгм}; \qquad M_{13} = \frac{85 \cdot 0{,}86}{2} = 36{,}5 \text{ кгм}$$

$$M_9 = 131{,}5 \text{ „} \qquad \sum M_9 = \frac{85 + 113}{2} \cdot 1{,}33 + 36{,}5 = 168 \text{ кгм}$$

$$M_5 = 171 \text{ „} \qquad \sum M_5 = \frac{113 + 144}{2} \cdot 1{,}33 + 168 = 339 \text{ „}$$

$$M_1 = 217 \text{ „} \qquad \sum M_1 = \frac{144 + 182}{2} \cdot 1{,}33 + 339 = 556 \text{ „}$$

$$M_0 = 167 \text{ „} \qquad \sum M_0 = \frac{182 + 295}{2} \cdot 0{,}7 + 556 = 723 \text{ „}$$

$$M_0' = 133 \text{ „} \qquad \sum M_{\text{фюз}} = 295 \cdot 0{,}45 + 723 = 856 \text{ кгм},$$

где $M_{\text{фюз}}$ — момент крыла на половине подфюзеляжной части.

Сложив все моменты, получим

$$\sum M = 856 \text{ кгм}.$$

Контрольное уравнение дает:

$$\sum M - 845 = 11 \text{ кгм},$$

т. е. неточность в распределении моменга составит $1{,}3\%$.

Так как центроплан представляет абсолютно жесткую конструкцию, в дальнейшем ограничиваемся расчетом консольной части крыла.

Общий крутящий момент в каждом данном сечении надо распределить между лонжеронами и обшивкой.

Для этого находим относительный угол закручивания в сечениях 1, 5, 9, 13 по формуле Грасгофа:

$$\alpha = \frac{M_{\text{кр}}}{4} \left(\frac{1}{I_{x\text{л}} \cdot G_{\text{л}} + I_{x_0} \cdot G_0} + \frac{1}{I_{y\text{л}} \cdot G_{\text{л}} + I_{y_0} \cdot G_0} \right) \cdot r,$$

где $I_{x\text{л}}$ — момент инерции лонжеронов относительно оси $X - X$,
$I_{y\text{л}}$ — момент инерции лонжеронов относительно оси $Y - Y$,
I_{x_0} — момент инерции обшивки относительно оси $X - X$,
I_{y_0} — момент инерции обшивки относительно оси $Y - Y$,
G_0 — модуль упругости обшивки
$G_{\text{л}}$ — модуль упругости лонжеронов } 8000 кг/см² [1].
$M_{\text{кр}}$ — общий крутящий момент в каждом данном сечении,
r — эмпирический поправочный коэфициент, у корня равный 3 и у конца — 1 (зависит от сечения крыла).

---

[1] Для фанеры можно принять 12 000 кг/см².

Эпюру погонных крутящих моментов можно получить по формуле: $\Delta_m = f\rho C_m t^2 V^2_{\text{пик}}$; где: f — коэфициент безопасности, $V^2_{\text{пик}}$ — скорость пикирования *м/сек*, $V^2_{\text{пик}} = \frac{G}{C_{xc}\rho S}$.

$$\alpha_1 = \frac{21\,700}{4 \cdot 8000}\left(\frac{1}{11\,523+7\,400} + \frac{1}{157\,000+55\,800}\right)\cdot 3 = 0{,}000113 \text{ радиан}$$

$$\alpha_5 = \frac{17\,100}{4 \cdot 8000}\left(\frac{1}{2\,150+4\,900} + \frac{1}{104\,000+45\,000}\right)\cdot 2 = 0{,}000163$$

$$\alpha_9 = \frac{13\,150}{4 \cdot 8000}\left(\frac{1}{2\,136+2\,030} + \frac{1}{74\,600+36\,700}\right)\cdot 2 = 0{,}000205$$

и т. д.

Зная относительный угол закручивания, можно определить величину крутящего момента, приходящегося на обшивку, по формуле:

$$M_0 = \alpha \cdot I_{xo} \cdot G_0,$$

где α — относительный угол закручивания для каждого сечения на *пог. см*;

M — момент, приходящийся на обшивку;

I_{xo} — момент инерции обшивки;

G_0 — модуль упругости.

Моменты, приходящиеся на обшивку, будут равны:

Сечение 1

$$M_0 = 0{,}000113 \cdot 7400 \cdot 8000 = 6680 \text{ кгсм.}$$

Сечение 5

$$M_0 = 0{,}000163 \cdot 4900 \cdot 8000 = 6400 \text{ кгсм.}$$

Сечение 9

$$M_0 = 0{,}000205 \cdot 2030 \cdot 8000 = 3330 \text{ кгсм.}$$

Экстраполируя кривую моментов обшивки, найдем для сечения 13—2720 *кгсм*

Находим моменты, приходящиеся на лонжероны:

$$M_л = M_{общ} - M_{общ}.$$

Сечение 1

$$M_{л_1} = 55\,600 - 6680 = 48\,920 \text{ кгсм}$$

Сечение 5

$$M_{л_5} = 33\,900 - 6400 = 27\,500 \text{ кгсм}$$

Сечение 9

$$M_{л_9} = 16\,800 - 3330 = 13\,470 \text{ кгсм}$$

Сечение 13

$$M_{л_{13}} = 3650 - 2720 = 3930 \text{ кгсм}$$

Определяем коэфициент k, характеризующий распределение момента между обшивкой и лонжеронами консольной части крыла:

$$k = \frac{M_{\text{общ}}}{M_{\text{общ}}} \qquad k_9 = \frac{3330}{16\,800} = 0{,}20$$

$$k_1 = \frac{6680}{55\,600} = 0{,}12$$

$$k_5 = \frac{6400}{33\,9} = 0{,}189$$

Примечание. Следует отметить, что девиации α_1, α_5, α_9, α_{13} в каждом сечении зависят от местных моментов кручения, а коэфициент распределения k от суммарных.

Перерезывающие силы на обшивку:

$$Q = \frac{M_{\text{общ}}}{h_{\text{ср}}},$$

где $h_{\text{ср}}$ — средняя высота по обшивке.

Тогда

$$Q_{1\ \text{общ}} = \frac{66{,}80}{0{,}25} = 267\ кг$$

$$Q_{5\ \text{общ}} = \frac{64{,}00}{0{,}194} = 325\ \text{„}$$

$$Q_{9\ \text{общ}} = \frac{33{,}30}{0{,}104} = 320\ \text{„}$$

$$Q_{13\ \text{общ}} = \frac{27{,}20}{0{,}0875} = 310\ \text{„}$$

Имея общий момент, приходящийся на лонжероны в каждом данном сечении, необходимо распределить его между лонжеронами; для этого находим по формуле

$$r = \frac{M_{\text{кр}}}{\sum I x^2},$$

причем $r = \text{const}$ для каждого сечения и x — расстояние каждого лонжерона до центра жесткости сечения.

Координаты центра жесткости сечений x в $см$ даны в таблице:

Сечение	x_1	x_2	x_3
1	38,5	19	80
5	36	19,8	75
9	32,5	21,5	70,9
13	29,9	22,6	66,1

$$r_1 = \frac{55\,600}{6110 \cdot 38{,}5^2 + 5496 \cdot 19^2 + 1542 \cdot 80^2} = \frac{55\,600}{2\,093\,000} = 0{,}0265$$

$$r_5 = \frac{33\,900}{2953 \cdot 36^2 - 2700 \cdot 19{,}8^2 + 962 \cdot 75^2} = \frac{33\,900}{1\,030\,000} = 0{,}033$$

$$r_9 = \frac{16\,800}{1164 \cdot 32{,}5^2 + 1059 \cdot 21{,}5^2 + 255 \cdot 70{,}9^2} = \frac{16\,800}{2\,994\,000} = 0{,}0056$$

$$r_{13} = \frac{3650}{271 \cdot 29{,}9^2 + 282 \cdot 22{,}6^2 + 32 \cdot 66{,}1^2} = \frac{3650}{523\,500} = 0{,}0070$$

Определяем перерезывающие силы по лонжеронам (в каждом данном сечении):

$$Q = rIx.$$

Сечение 1

$$Q_1 = r_1 I_1 x_1 = 0{,}00265 \cdot 6110 \cdot 38{,}5 = 622 \text{ кг}$$
$$Q_2 = r_1 I_2 x_2 = 0{,}00265 \cdot 5496 \cdot 19 = 275 \text{ „}$$
$$Q_3 = r_1 I_3 x_3 = 0{,}00265 \cdot 1542 \cdot 80 = 328 \text{ „}$$

Сечение 5

$$Q_1 = 2963 \cdot 36 \cdot 0{,}0033 = 354 \text{ кг}$$
$$Q_2 = 2700 \cdot 19{,}8 \cdot 0{,}0033 = 177 \text{ „}$$
$$Q_3 = 962 \cdot 75 \cdot 0{,}0033 = 238 \text{ „}$$

Сечение 9

$$Q_1 = 1164 \cdot 32{,}5 \cdot 0{,}0056 = 212 \text{ кг}$$
$$Q_2 = 1059 \cdot 21{,}5 \cdot 0{,}0056 = 128 \text{ „}$$
$$Q_3 = 255 \cdot 70{,}9 \cdot 0{,}0056 = 101 \text{ „}$$

Сечение 13

$$Q_1 = 271 \cdot 29{,}9 \cdot 0{,}0075 = 56 \text{ кг}$$
$$Q_2 = 282 \cdot 22{,}6 \cdot 0{,}0075 = 45 \text{ „}$$
$$Q_3 = 32 \cdot 66{,}1 \cdot 0{,}0075 = 15 \text{ „}$$

Зная перерезывающую силу в каждом данном сечении, строим эпюры перерезывающих сил и по ним—эпюры моментов лонжеронов

Моменты изгиба лонжеронов

Первого лонжерона

$$M_{13} = 0$$
$$M_9 = 60{,}7 \cdot 1{,}33 = 81 \text{ кгм}$$
$$M_5 = M_9 + 212 \cdot 1{,}33 = 363 \text{ кгм}$$
$$M_1 = M_5 + 354 \cdot 1{,}33 = 834 \text{ „}$$
$$M_0 = M_1 + 622 \cdot 0{,}7 = 1270 \text{ „}$$

Второго лонжерона

$$M_{13} = 0$$
$$M_9 = 47.7 \cdot 1{,}33 = 63{,}4 \text{ кгм}$$
$$M_5 = M_9 + 128 \cdot 1{,}33 = 233{,}4 \text{ кгм}$$
$$M_1 = M_5 + 177 \cdot 1{,}33 = 468{,}4 \text{ „}$$
$$M_0 = M_1 + 275 \cdot 0{,}7 = 660{,}9 \text{ „}$$

Третьего лонжерона

$$M_{13} = 0$$
$$M_9 = 16 \cdot 1{,}33 = 21{,}3 \text{ кгм}$$
$$M_5 = {}_9M + 101 \cdot 1{,}33 = 156{,}3 \text{ кгм}$$
$$M_1 = M_5 + 238 \cdot 1{,}33 = 473 \text{ „}$$
$$M_0 = M_1 + 328 \cdot 0{,}7 = 702{,}6 \text{ „}$$

Усилия в поясах лонжеронов

$$M = S \cdot h_{ср}; \quad S = \frac{M}{h_{ср}},$$

где $h_{ср}$ — средняя высота.

На I лонжерон

$$S_0 = \frac{127000}{27,8} = 4550 \text{ кг} \qquad S_5 = \frac{36\,300}{22,3} = 1630 \text{ кг}$$

$$S_1 = \frac{83\,400}{27,8} = 3000 \text{ „} \qquad S_9 = \frac{8100}{16,2} = 500 \text{ „}$$

На II лонжерон

$$S_0 = \frac{66\,090}{28,5} = 2320 \text{ кг} \qquad S_5 = \frac{23\,340}{22,7} = 1030 \text{ „}$$

$$S_1 = \frac{46\,840}{28,5} = 1640 \text{ „} \qquad S_9 = \frac{6340}{16,1} = 395 \text{ „}$$

На III лонжерон

$$S_0 = \frac{70\,260}{15,9} = 4430 \text{ кг} \qquad S_5 = \frac{15\,630}{11,5} = 1360 \text{ кг}$$

$$S_1 = \frac{47\,300}{15,9} = 2970 \text{ „} \qquad S_9 = \frac{2130,0}{8,4} = 254,0 \text{ „}$$

Напряжения в полках лонжерона (нижняя полка сжата, верхняя—растянута) найдем по формуле:

$$K = \frac{S}{F}.$$

Лонжерон 1

$$K_1 = \frac{3000}{12,4} = 242 \text{ кг/см}^2$$

$$K_5 = \frac{1630}{9,43} = 162 \text{ „}$$

$$K_9 = \frac{500}{6,75} = 74 \text{ „}$$

и т. д.

Так как разрушающее напряжение сжатия для сосны 400 *кг/см*², то данный случай С ввиду малости полученных напряжений не является расчетным, что и видно из сравнения результатов по случаям А и В.

Напряжение в обшивке

$$t_1 = \frac{Q}{F_{\text{общ}}} = \frac{Q}{a \cdot \delta} = \frac{267}{118,7 \cdot 0,15} = 15 \text{ кг/см}^2$$

$$t_5 = \frac{325}{110,7 \cdot 0,15} = 19,9 \text{ кг/см}^2$$

$$t_9 = \frac{320}{103,2 \cdot 0,15} = 20,7 \text{ „}$$

$$t_{13} = \frac{310}{96 \cdot 0,15} = 21,5 \text{ „}$$

Критическое напряжение высокосортной березовой фанеры для листа с отношением сторон 1 : 2 по опытам ЦАГИ можно принять равным 32 *кг/см*². Следовательно, условиям прочности обшивка удовлетворяет.

Пример 2. Рассчитать крыло АТ-1 от лобовой нагрузки.

Указание.

Величина лобовой силы определяется по нормам за вычетом собственного веса крыльев:

$$X_{\text{расч}} = X_{\text{норм}} - f \cdot G_{\text{кр}};$$

$$X_{\text{норм}} = f \frac{C_{x_{\text{кр}}}}{C_{xc} + C_{xв}} \cdot G_{\text{сам}}.$$

Вес крыльев $G_{\text{кр}} = 163$ *кг*, значения остальных величин те же, что и в примере 1.

Подставив все значения, получим:

$$X_{\text{норм}} = 2 \frac{0{,}00715}{0{,}0277 + 0{,}0056} \cdot 950 = 407 \text{ кг};$$

$$X_{\text{расч}} = 407 - 2 \cdot 163 = 81 \text{ кг}.$$

Ввиду малости расчетной силы вычислений производить не будем; укажем только примерный порядок расчета:

1. Определяется средняя удельная нагрузка

$$p = \frac{X_{\text{расч}}}{S_{\text{кр}}} \text{ кг/м}^2.$$

2. Нагрузка по размаху крыла распределяется пропорционально хордам $q = pt$ *кг/м*.

3. Зная величину погонных нагрузок в сечениях, строим эпюру перерезывающих сил Q.

4. По эпюре сил Q строим эпюру изгибающих моментов M.

5. Распределение моментов между лонжеронами производится по формуле:

$$M_{\text{л}} = \frac{I_{\text{л}}}{\sum I} M_{\text{общ}}.$$

6. Напряжения в полках лонжеронов находятся по обычной формуле:

$$R_{\text{изг}} = \frac{M}{W},$$

где W — модуль относительной оси $y - y$.

7. Составляется таблица суммарных напряжений от кручения (приведенного к изгибу) и изгиба (от лобовой нагрузки).

8. Вводится поправка на „коэфициент формы".

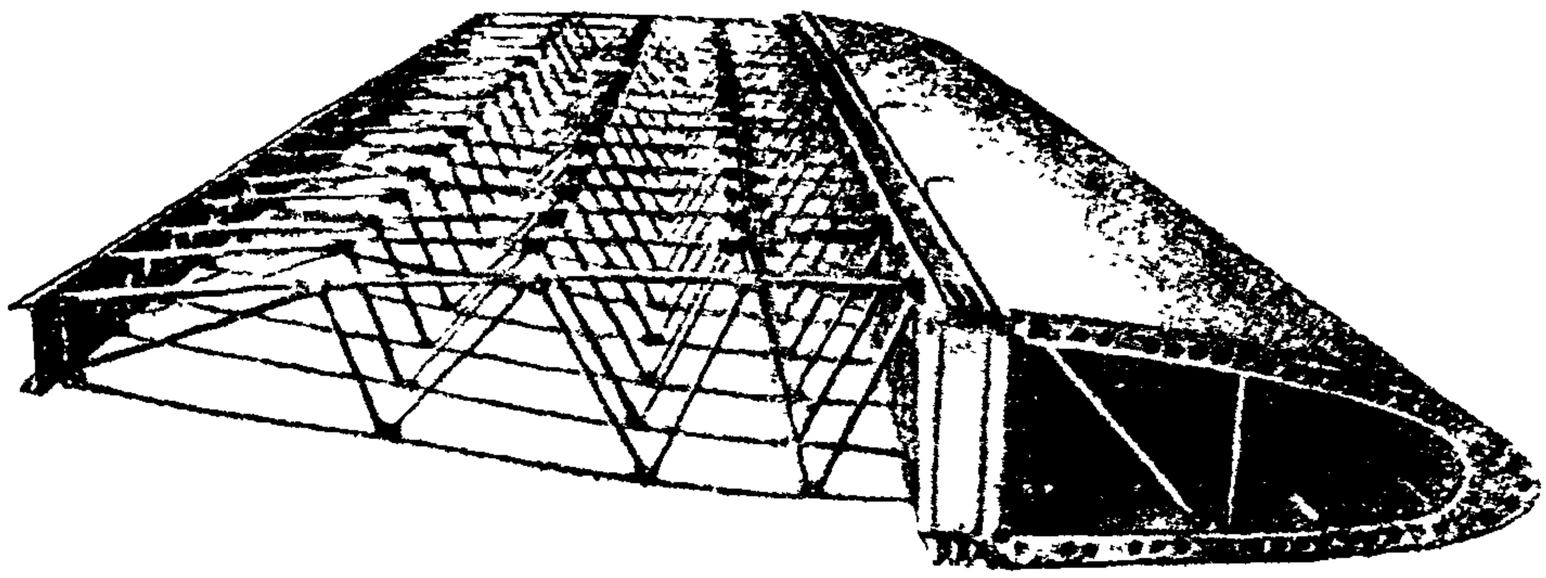
ГЛАВА 7

ОДНОЛОНЖЕРОННЫЕ КРЫЛЬЯ

§ 1$_7$. ОДНОЛОНЖЕРОННОЕ КРЫЛО ФРАНЦУЗСКОГО САМОЛЕТА „ДЕВУАТИН-332"

Однолонжеронные крылья бывают: 1) трубчатой конструкции, 2) коробчатой, 3) решетчатой — типа „Девуатин", 4) типа „Моноспар", 5) кессонные — типа „Рорбах" или „Бешеро".

В работу первых трех включается носовая часть нервюр; расчет их ведется на вертикальный и горизонтальный изгиб и на кручение — по Бредту. Расчеты последних групп представляют некоторые особенности.



Фиг. 1$_7$.

Примером крыла однолонжеронной конструкции, достигшей высокой степени производственного совершенства, является крыло самолета „Девуатин-332" (фиг. 1$_7$). Решетчатый со штампованными стенками лонжерон его расположен на одной трети хорды сечения.

В целях более удобного транспорта крыло сконструировано из пяти частей; части лонжерона соединены вместе при помощи стальных шарниров в верхней и нижней частях полок.

Вся система сконструирована так, что лонжерон воспринимает только изгибающие напряжения крыла, нагрузки же, дающие скручивание, воспринимаются работающим носком. Системе придают жесткость коробчатые стержни как продольные, так и боковые, причем крыло покрыто тонким дюралюминовым листом. Лист прикреплен к краям лонжерона вверху

и внизу при помощи двух длинных шарниров, через которые проходит стальная проволока диаметром 2 *мм*. Передняя кромка, таким образом, может отделяться в сечениях, соответствующих сечениям лонжерона, что облегчает сборку.

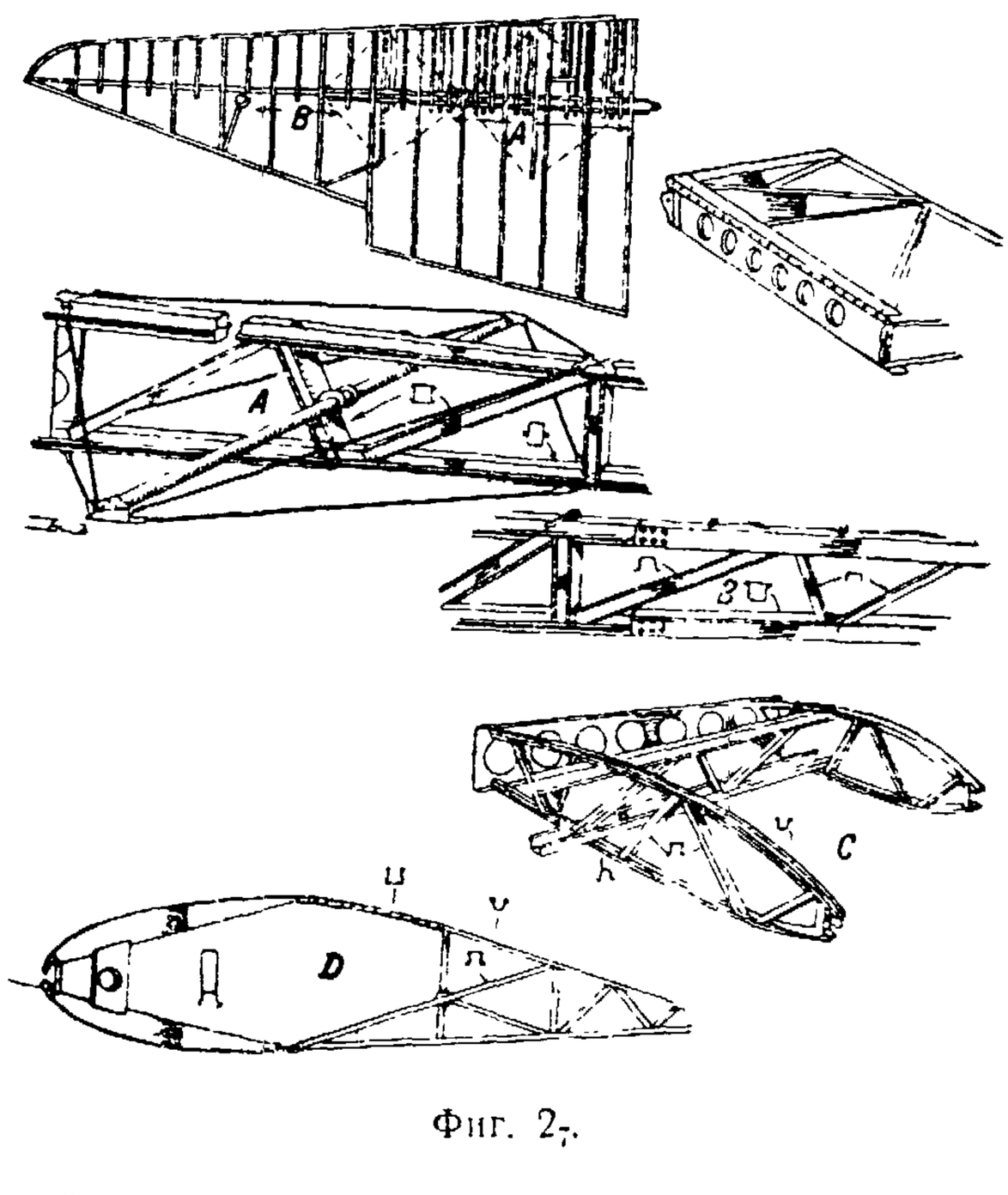
Нервюры нормальной трубчатой конструкции отходят назад от лонжерона к ложному лонжерону элерона. Эта часть крыла также покрыта тонким дюралевым листом.

Соотношения веса в коммерческих самолетах „Девуатин-332“ таковы, что он подымает полезный груз, вес которого больше собственного веса самолета, что указывает на чрезвычайно легкую конструкцию.

Однако наибольший весовой эффект был достигнут в конструкции однолонжеронного крыла английского инженера Стигера, известной под названием системы „Моноспар“.

§ 2_7. КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛЬЕВ ТИПА „МОНОСПАР“

Эта система состоит из одного лонжерона, помещенного на 0,3 хорды, и пирамидальных расчалок, воспринимающих нагрузки лобового сопротивления и скручивание (фиг. 2_7). Вершины пирамид (*A*) удерживаются на расстоянии распорками, параллельными хорде, и тягами.



Фиг. 2_7.

B изображает фермен-ный дюралевый лонжерон; в *C* дан отсек крыла с нервюрами; в *D* — усиленная нервюра с пространством для размещения бака.

Вес 1 $м^2$ опытного крыла „Моноспар“ в конструкции Фоккера F-VII оказался равным 6,35 *кг* вместо 10,5 *кг* для обыкновенного двухлонжеронного, покрытого фанерой.

Замечательной особенностью крыльев „Моноспар“ является то обстоятельство, что жесткость их достигается при обычной полотняной обшивке.

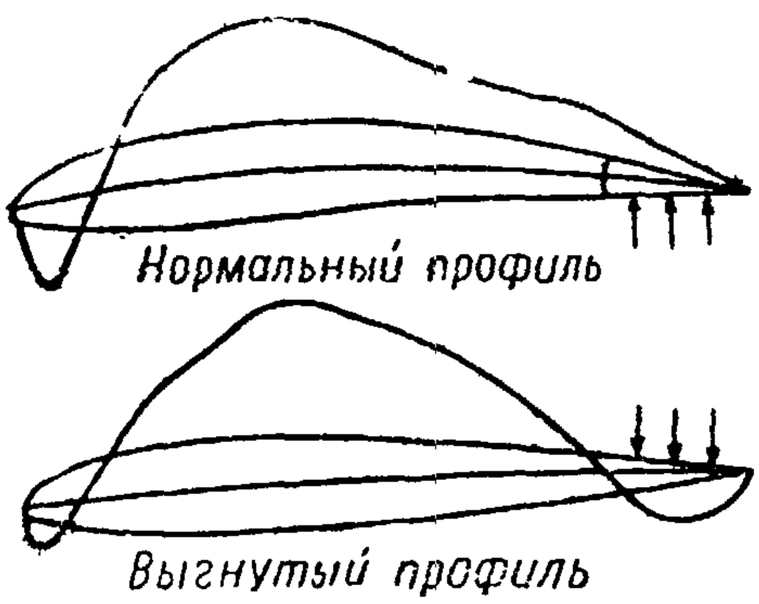
Основным преимуществом однолонжеронной конструкции является меньший вес по сравнению с другими системами крыла.

Если обычно для самолета с полным весом от 3600 до 9000 *кг* вес крыла составляет 13 — 18% от веса конструкции, то в однолонжеронном крыле эта цифра снижается до 10%, т. е. получается экономия веса около 6%. Платная нагрузка приблизительно составляет около 20% всего веса при продолжительности полета 4—5 час. Экономия в весе крыла в 6% означает увеличение платной нагрузки до 26%. Другими словами, вес

самолета можно уменьшить на 23% и снабдить его менее мощными моторами, конструкция и эксплоатация которых обойдется дешевле, или увеличить дальность полета на 40%.

Предел сокращения веса в однолонжеронных системах еще не достигнут, и возможно, что в будущем вес крыла не будет превышать 7—5% всего веса самолета [1].

Следует отметить, что для однолонжеронных крыльев следует применять профиля с малым перемещением центра давления, малым коэфициентом C_x и небольшим C_m при нулевой подъемной силе. Этим условиям удовлетворяет профиль с обратным выгибом ребра схода по фиг. 3_7.

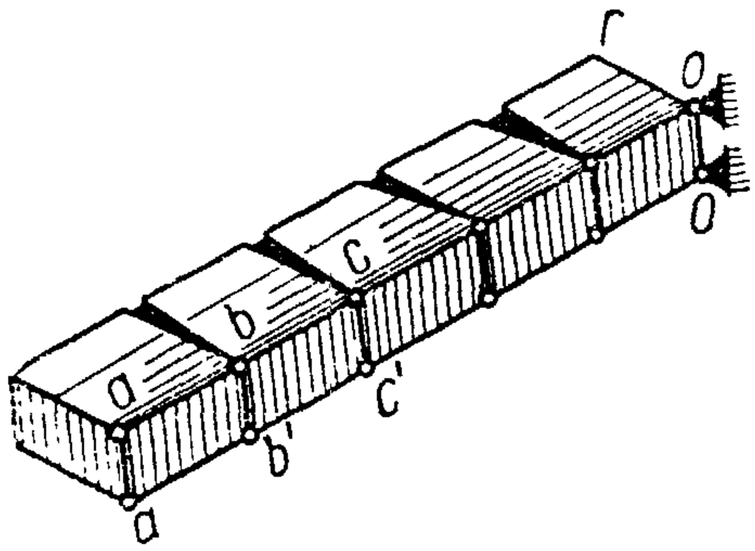


Фиг. 3_7.

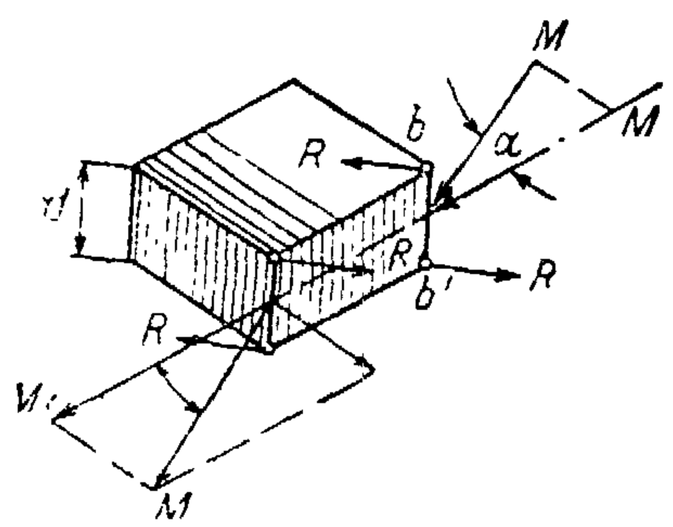
§ 3_7. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ФЕРМЫ „МОНОСПАР"

Принципы работы ферм типа „Моноспар" легко понять из фиг. 4_7, которая изображает ряд тяжелых плиток, связанных в точках a, a', b, b' и т. д. шарнирами; вес плиток в данном случае может быть представлен, как некоторая распределенная внешняя нагрузка (например, от аэродинамических сил). Нетрудно видеть, что если крайние точки o, o' соединить с жесткими опорами, то вся система будет хорошо работать на изгиб и на кручение[2].

В самом деле, в силу того, что равнодействующая веса не проходит через плоскость $oaa'o'$ (которую мы назовем плоскостью лонжерона),



Фиг. 4_7



Фиг. 5_7.

в каждом шарнире, кроме реактивной пары $M_1 = Pd$, в плоскости лонжерона возникает еще пара $M_2 = Qd$, перпендикулярная к первой. В однолонжеронных конструкциях обычного типа эта пара вызывает кручение лонжерона. В рассматриваемом случае кручение воспринимает сама плитка.

Выделим для ясности одну плитку (фиг. 5_7) и нагрузим ее ребро bb' активной парой $M = Rd$, вектор которой составляет угол α с осью лонжерона.

Предполагая, как и ранее, что реакции воспринимаются только шарнирами, получим на ребре aa' реактивную пару той же величины, вектор

---

[1] „Т. В. Ф.", № 1, 1933.
[2] Т. В. Ф., № 3, 1932, реферат С. Я. Макарова.

которой будет, очевидно, направлен в противоположную сторону под тем же углом к оси лонжерона. Производя разложение векторов на плоскость лонжерона и на нормаль к последней, получим на каждой стороне плитки:

$$M_{II} = M\cos\alpha; \quad M_{I} = M\sin\alpha.$$

Так как эти моменты попарно равны и равнозначны, то система будет находиться в равновесии.

Остается только заменить систему прямоугольных плиток системой пирамидок, которая удобно укладывается в габарит дужки. Пирамидки могут быть также образованы из системы жестких стержней или (по той же схеме) из расчалок с распорками.

Одностороннее подкрепление лонжерона, уменьшая число элементов, вызывает, однако, добавочные усилия в лонжероне и может оказаться поэтому менее выгодным на практике.

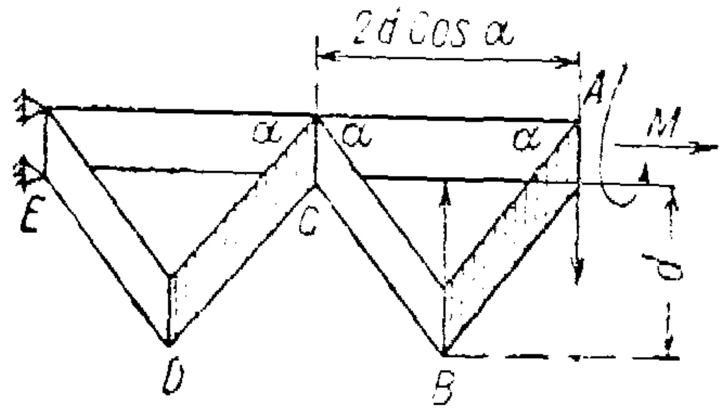
Основным преимуществом фермы Стигера является ее легко достижимая на практике равнопрочность на изгиб и на кручение. Получается она от разделения работы: лонжерон работает только на изгиб, а каркас — только на кручение. В этом отношении крыло „Моноспар" аналогично крылу „Мессершмидт", реализованному на французском самолете Вейман-Лепер.

Здесь плоский лонжерон помещается внутри замкнутого контура, работающего на кручение. Если лонжерон поместить в центре кручения, то он, обладая весьма небольшим полярным моментом инерции, почти совершенно разгрузится от напряжений сдвига, но при этом, понятно, хорошо будет работать на изгиб, не теряя своей устойчивости благодаря поддерживающему действию контура.

§ 4. РАСЧЕТ ФЕРМ СТИГЕРА

Расчет на прочность фермы Стигера, таким образом, распадается на три части: 1) расчет лонжерона на изгиб, 2) подбор раскосов (или расчалки) по усилиям, полученным от момента кручения, и 3) определение величины угла закручивания фермы.

Возьмем ферму с односторонним подкреплением (фиг. 6). Пусть к ребру A первого отсека фермы приложен некоторый момент кручения M, действующий в плоскости, нормальной к оси лонжерона (т. е. его вектор направлен по оси лонжерона). Обозначая через α угол между лонжероном и раскосом и предполагая, что элементы фермы способны воспринимать моменты только в их плоскости, получаем:



Фиг. 6

$$\left.\begin{aligned} M_{AC} &= \frac{M}{\operatorname{tg}\alpha} \\ M_{AB} &= \frac{M}{\sin\alpha} \end{aligned}\right\} \qquad (1_7)$$

Первый момент, действуя на конце лонжерона как консольной балки, даст обычную эпюру, параллельную оси лонжерона, которая пойдет до точки защемления O.

Второй момент нагрузит раскос AB как балку на двух опорах, лежащую на лонжероне (точка A) и на следующем раскосе (точка B), т. е. даст в A и B две реакции:

$$N_A = N_B = \frac{\frac{M_{AB}}{d}}{\sin\alpha} = \frac{M}{d}.$$

Реакция N_A в точке A относительно следующего узла C даст момент

$$M_{CA} = N_A 2d \operatorname{ctg}\alpha = \frac{M}{d} \cdot \frac{2d}{\operatorname{tg}\alpha} = \frac{2M}{\operatorname{tg}\alpha}. \qquad (2_7)$$

Реакция N_B в точке B относительно того же узла C даст момент обратного знака:

$$M_{CB} = -N_B \frac{d}{\sin\alpha} = -\frac{Md}{d\sin\alpha} = -\frac{M}{\sin\alpha},$$

который при разложении на плоскость следующего участка CE лонжерона и на плоскость следующего раскоса CD даст:

$$M_{CE} = -2M_{CB}\cos\alpha = -\frac{2M\cos\alpha}{\sin\alpha} = -\frac{2M}{\operatorname{tg}\alpha}, \qquad (3_7)$$

$$M_{CO} = M_{CB} = \frac{M}{\sin\alpha}.$$

Таким образом в узле C в плоскости лонжерона будут действовать три момента. Складывая их с учетом направления векторов (знаков), получим суммарный вектор:

$$M_R = \frac{M}{\operatorname{tg}\alpha} - \frac{2M}{\operatorname{tg}\alpha} + \frac{2M}{\operatorname{tg}\alpha} = \frac{M}{\operatorname{tg}\alpha}.$$

Эпюра изгибающих моментов в лонжероне и в раскосах дана на фиг. 7

Нетрудно видеть, что если кроме момента кручения ферма нагружена еще изгибающим моментом, то эпюра изгибающих моментов лонжерона вместо кривой обычного вида (фиг. $8_7 a$) будет ступенчатой кривой (фиг. $8_7 b$).

Так, для случая равномерно распределенной нагрузки $Q = pb$, плоскость действия которой отстоит от лонжеронной плоскости на величину a, имеем у корня:

$$M_{\text{изг. сумм}} = M_{\text{изг}} + \frac{M_{\text{кр}}}{\operatorname{tg}\alpha} = \frac{pl^2}{2} + \frac{Qa}{\operatorname{tg}\alpha} = \frac{pl^2}{2}\left(1 + \frac{a}{l\operatorname{tg}\alpha}\right)$$

Если угол $\alpha = 45^\circ$, то отсюда получается весьма удобная формула:

$$_{\text{изг. сумм}} = \frac{p \cdot l^2}{2}\left(1 + \frac{a}{l}\right)$$

Переходим к рассмотрению угла кручения фермы.

В данном случае угол кручения фермы удобнее получить, приравнивая работу внешних сил от момента кручения $M_{\text{кр}}$ работе сил внутренних.

Для фермы любого типа имеем:

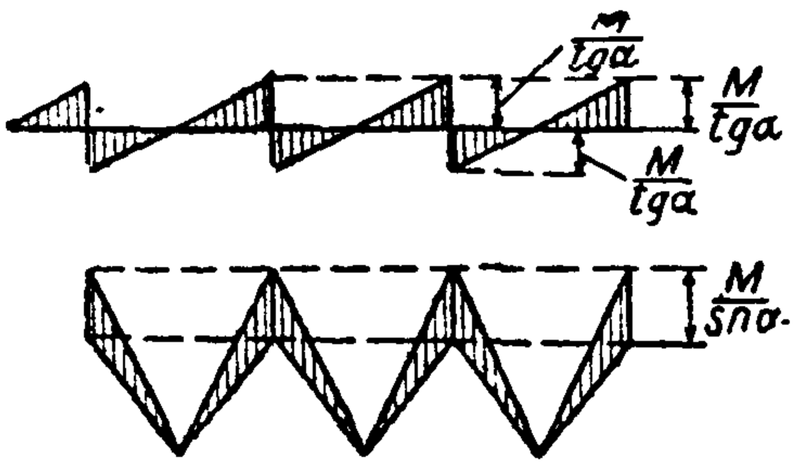
$$\frac{M_{\text{кр}}\Theta}{2} - \left[\sum \frac{s^2 l}{2EF} + \sum \frac{M_{\text{изг}}{}^2 l}{2EI} + \sum \frac{Q^2 l}{2GF}\right] = 0,$$

откуда

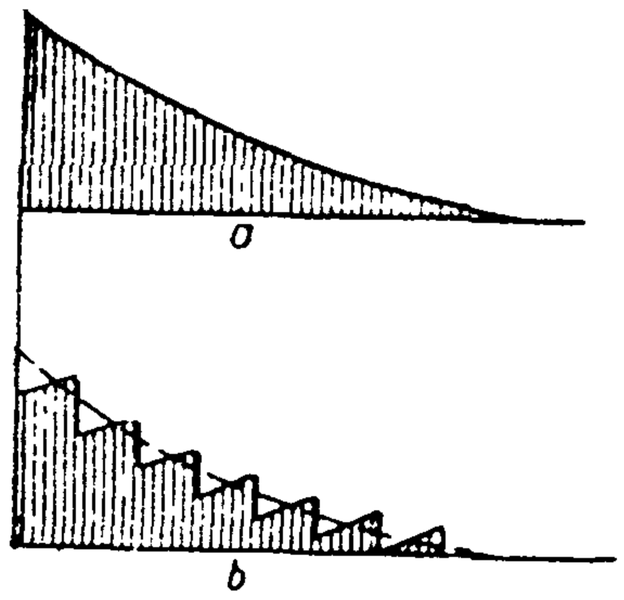
$$\Theta = \frac{\sum \frac{s^2 l}{EF} + \sum \frac{M_{изг}{}^2 l}{EI} + \sum \frac{Q^2 l}{GF}}{M_{кр}}, \qquad (4_7)$$

где $M_{изг}$, Q, S — изгибающие моменты, перерезывающие силы и осевые усилия в элементах каждого отсека; EI — их жесткости на изгиб, GF — на кручение и l — длина.

В только что рассмотренной системе первым членом числителя формулы (4_7), очевидно, можно пренебречь. Напротив, для стержневых систем



Фиг. 7_7.



Фиг. 8_7.

можно пренебречь вторым и третьим членами, вводя в работу лишь энергию растяжения или сжатия элементов фермы. Наконец, ввиду того что лонжерон почти не нагружается напряжениями кручения (особенно, если ферма имеет двустороннее подкрепление), можно с достаточной для практики точностью пренебречь его работой при кручении, и тогда в числитель формулы (4_7) войдет лишь Σ работ одних раскосов.

§ 5_7. НАИВЫГОДНЕЙШИЙ УГОЛ РАСКОСА

Переходим к определению наивыгоднейших значений для угла α между раскосами и лонжероном фермы.

Рассмотрим сначала простейшую схему. Предполагая пока раскосы достаточно гибкими [1], мы можем пренебречь третьим членом в числителе формулы (4_7). Первый член в данном случае отсутствует, и следовательно, наша формула примет вид:

$$\Theta = \frac{\sum \frac{M^2_{из} l}{EI}}{M_{кр}} \qquad (5_7)$$

Так как $M_{изг} = \frac{M_{кр}}{\sin \alpha}$, то для каждого отсека можно написать, что угол его кручения

$$\Theta = \frac{M_{кр} \cdot l}{EI \sin^2 \alpha} = \frac{M_{кр} d}{EI \sin^2 \alpha}. \qquad (6_7)$$

---

[1] Т. е. имеющими отношение $\frac{l}{\rho} > 20$.

Из формулы (6_7) видно, что угол кручения будет равен нулю, если угол $\alpha = 90°$ или если $d = 0$. Первое условие означает получение монолита, подобного изображенному на фиг. (1_7), который имеет $EI = \infty$ (бесконечно большая сумма конечных жесткостей бесконечно большого числа раскосов). Второе условие показывает, что с уменьшением d усилие в вершине раскоса, а следовательно, и местный момент стремятся к бесконечности.

Понятно, что практически приемлемые пределы угла кручения лежат внутри только что рассмотренных условий. Положив в формуле (5_7) $M_{кр} = \text{const}$, нетрудно найти наивыгоднейший угол α, при котором отсек данного веса имеет наименьший угол кручения.

Значение Θ_{min} при данных α, EI и GF получится, если взять от Θ производную по d и приравнять ее нулю:

$$\frac{d\Theta}{d(d)} = \frac{M_{кр}}{3\sin^3\alpha EI} - \frac{kM_{кр}}{GFd^2\sin\alpha} = 0,$$

или, сокращая на $\frac{M_{кр}}{\sin\alpha}$ и преобразуя полученную пропорцию, получим:

$$GFd^2 = 3k\sin^2\alpha EI,$$

откуда

$$d = \sqrt{\frac{3k\sin^2\alpha EI}{GF}} = \rho\sqrt{3k\sin^2\alpha\frac{E}{G}},$$

где $\rho^2 = \frac{I}{F}$.

Так как у нас $\alpha = 45°$, $\sin\alpha = 0{,}707$, $\sin^2\alpha = 0{,}5$, то, полагая отношение модулей $\frac{E}{G} = 2{,}5 - 2{,}6$ и коэфициент среза $k = 2 - 6$, получим:

$$\left(\frac{d}{\rho}\right) \approx 3 - 4 \quad \text{или} \quad \left(\frac{l}{\rho}\right) \approx 4 - 5.$$

Это отношение показывает, что для получения Θ_{min} раскос должен быть относительно очень коротким. Если h — высота раскоса (или, точнее, лонжерона), то для сечений, у которых момент инерции вида $2a^2F$, отношение $\frac{l}{h}$ в таком случае будет близко отношению $\frac{l}{\rho}$, т. е. к $4 - 5$.

Все эти выводы приложимы и к фермам Стигера с двухсторонним подкреплением. Отличие будет заключаться лишь в том, что (при симметричных подкреплениях) лонжерон никакой добавки момента не получит, а отношение $\sqrt{\frac{l}{\rho}}$ будет вдвое меньше.

§ 6_7. ВЫИГРЫШ В ВЕСЕ ФЕРМЫ „МОНОСПАР"

Если рассматривать вопрос о выигрыше в весе фермы „Монаспар" по сравнению с нормальными двухлонжеронными крыльями, то он получается довольно значительным.

В самом деле, веса лонжеронов и раскосов будут примерно относиться как площади их эпюр изгибающих моментов.

Площадь эпюры лонжерона (при равномерно распределенной нагрузке):

$$F_л = \frac{1}{3} Ml;$$

если принять, что расчетный крутящий момент составляет 10% от изгибающего, то сумма площадей эпюр раскосов

$$\Sigma F_р = \frac{1}{2}\left(0{,}1 \frac{M}{\sin\alpha} \cdot \frac{l}{\cos\alpha}\right) \approx 0{,}025 Ml,$$

и отношение

$$\frac{\Sigma F_р}{F_л} = \frac{0{,}025}{0{,}333} \approx 0{,}07 - 0{,}08 \approx 7 - 8\%.$$

Полагая еще 2—3% на вес башмаков и неравнопрочность, имеем примерно 10%.

Для двухлонжеронного крыла перемещение центра давления по хорде дает (даже по новым нормам) на каждый лонжерон около 90% изгибающего момента в случаях А или В. Таким образом коэфициент облегчения (если считать вес покрытия и нервюр 50% от веса крыла) при переходе от двухлонжеронной фермы к ферме Стигера

$$k = \frac{(100 + 10) + 90}{2\,(90) + 90} = 0{,}7 - 0{,}75,$$

т. е. облегчение порядка 25—30%.

ГЛАВА 8

РАСЧЕТ СТЕРЖНЕЙ НА ПРОДОЛЬНЫЙ ИЗГИБ

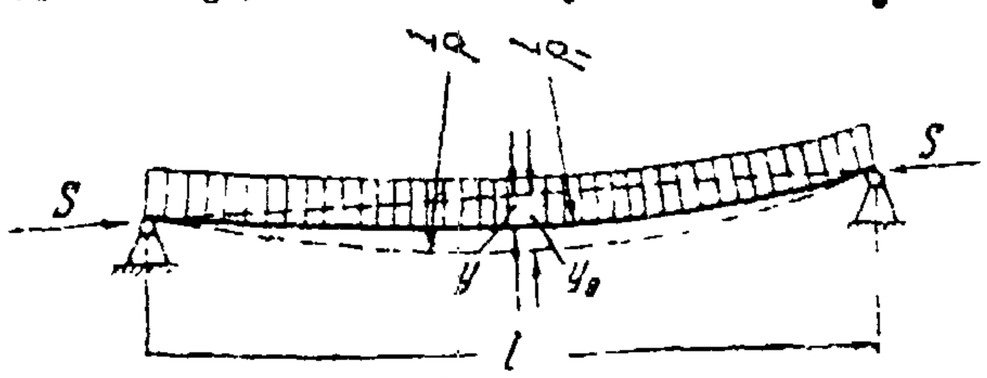
Обычные решения задачи о совместном действии изгиба и сжатия выражаются диференциальными уравнениями второго порядка, решения которых позволяют вести лишь поверочный расчет лонжерона, когда размеры его уже известны. Для предварительных же прикидок назначают размеры на-глаз, причем по изгибу — без учета сжатия и по сжатию — без учета изгибающих сил. И тот и другой расчеты дают преуменьшенные размеры лонжерона, которые на-глаз увеличиваются.

Для первоначального определения размеров однопролетных лонжеронов и стоек, для пересчета их на новые условия работы удобно пользоваться методом Погоржельского-Ветчинкина, который базируется на обычных уравнениях сопротивления материалов (изгиб со сжатием), не прибегая к математическим сложным приемам интегрирования диференциальных уравнений или отыскания минимума потенциальной энергии.

Этот метод учитывает не только моменты от поперечных сил, но также и моменты от поперечного изгиба силами сжатия, причем результаты расчета получаются с запасом в сторону прочности.

§ 1_8. МЕТОД ПОГОРЖЕЛЬСКОГО-ВЕТЧИНКИНА ПО РАСЧЕТУ СЖАТО-ИЗОГНУТЫХ СТЕРЖНЕЙ

Предполагая, что стержень (или балка) под нагрузкой изогнулся (фиг. 1_8), задают ему наибольшую деформацию, которую он способен выдержать, не переходя за допустимые напряжения, иначе говоря, в каждом сечении стержню придается вызванная изгибом дополнительная кривизна $\frac{1}{\rho_1}$ (в дополнение к первоначальной кривизне $\frac{1}{\rho_0}$, если стержень не был прямолинейным), определяемая предельным напряжением σ_0:



Фиг. 1_8.

$$M = W\sigma_0 = \frac{EI}{\rho_1},$$

откуда

$$\frac{1}{\rho_1} = \frac{W\sigma_0}{EI} = \frac{\sigma_0}{Ea}, \qquad (1_8)$$

где a — расстояние наиболее удаленного волокна от нейтральной линии.

Очевидно, что при соблюдении такого условия во всех сечениях ординаты упругой линии везде будут больше истинных [1], если стержень не имеет точек перегиба. Моменты сжимающих сил, пропорциональные ординатам упругой линии, также будут во всех сечениях больше истинных. Изгибающие моменты от поперечных сил и пар и напряжения сжатия считаются независящими от деформации стержня и остаются такими же, как и при отсутствии изгиба.

Поперечные силы и пары считаются заданными; также считаются заданными эксцентриситет приложения продольных сил и первоначальная кривизна стержня, если она имеется.

Отыскивается величина продольных сил S, при которых стержень (балка) при наперед заданной наибольшей деформации (которая по условию больше истинной) получит наибольшее суммарное напряжение, равное предельному допустимому σ_0.

На самом деле, при равновесии стержня деформации и пропорциональные им моменты продольных сил будут меньше предположенных при расчете; следовательно, наибольшее напряжение в стержне σ_{max} будет меньше предельного σ_0; чтобы достигнуть его, нужно несколько увеличить сжимающие силы. Таким образом расчетная нагрузка получается с запасом прочности.

Этот метод расчета аналогичен методу Релея, легко поддается систематическому уточнению при помощи последовательных приближений, весьма быстро приводящих к пределу — к точному решению — и обладающих замечательным свойством всегда давать нагрузку с запасом в сторону прочности.

Этим свойством не обладает ни один из ранее известных приближенных методов расчета сжато-изогнутых стержней и балок, которые всегда дают расчетную нагрузку с ошибкой в сторону недоучета прочности.

С математической точки зрения метод Погоржельского-Ветчинкина представляет применение пикаровского метода последовательных интегрирований, которыми заменяется решение диференциального уравнения.

Покажем теперь, что применение этого метода всегда дает решения с запасом в сторону прочности.

Исходная кривая (обозначим ее ординаты через y_0) была взята в предположении наибольшей допустимой по условиям прочности кривизны стержня в каждой точке его оси (фиг. 1_8). Так как стержень по условию не имеет точек перегиба, то очевидно, что ординаты y_0 во всех точках больше истинных ординат y. Изгибающие моменты M_{S_0} от сжимающих сил, вычисленные по ординатам y_0, также будут больше истинных во всех сечениях стержня.

---

[1] Только в исключительных случаях специально подобранных нагрузок или сечений стержня эти деформации могут совпадать с истинными (стержни и балки равного сопротивления).

Чтобы перейти ко второму приближению, примем моменты M_{S_0} за действующие в нашем стержне; по ним вычислим кривизну стержня:

$$\frac{1}{\rho_2} = \frac{M_0 + M_{S_0}}{EI}, \qquad (2_8)$$

а по найденной кривизне — деформацию y_1; для (почти) прямолинейного стержня будем иметь:

$$y_1 = \int_0^l ds \int_0^S \frac{1}{\rho_2}\, ds. \qquad (3_8)$$

Эти ординаты, как полученные от преувеличенных изгибающих моментов $M_{S_0} > M_S$, снова будут больше истинных.

Для третьего приближения найдем моменты M_S, вызванные сжимающими силами S при ординатах y_1; опять-таки они будут больше истинных и по ним найдем исправленную кривизну

$$\frac{1}{\rho_3} = \frac{M_0 + M_{S_1}}{EI},$$

и новые ординаты упругой линии

$$y_2 = \int_0^l ds \int_0^S \frac{1}{\rho_3}\, ds,$$

которые также будут больше истинных, и т. д. — до полного совпадения между y_{n+1} и y_n в пределах точности вычислений.

Совершенно так же, если бы мы в качестве исходного приближения взяли упругую линию, ординаты которой везде были бы меньше истинных, то и во всех последующих приближениях получили бы ординаты упругой линии и изгибающие моменты от продольных сил, меньшие истинных (т. е. с ошибкой в сторону непрочности), пока в пределе не подошли бы к точному решению [1].

Таким образом можно получить вилку, внутри которой лежит истинное решение.

Поясним сказанное на примерах.

Сжатая стойка постоянного сечения. Первое приближение.

Уравнение изгиба дает

$$M = \frac{EI}{\rho} = W\sigma = \frac{2I}{h}\sigma, \qquad (4_8)$$

[1] Так, именно, решают задачу на сжато-изогнутые лонжероны поперечного сечения авиационные инженеры, исходя из преуменьшенной деформации, вычисленной в предположении, что сжимающие силы отсутствуют.

В этом случае последовательные приближения сходятся значительно медленнее (а могут и вовсе не сходиться, если размеры лонжерона заданы неправильно и сжимающие силы больше критической), и легко сделать ошибку в сторону непрочности.

где h — толщина стержня и $\frac{h}{2}$ — расстояние крайнего волокна от нейтральной линии.

Наибольшая кривизна будет при наибольшем напряжении изгиба σ_0; тогда

$$\frac{EI}{\rho_{\min}} = EI\left(\frac{d^2y}{dx^2}\right)_{\max}, \qquad (5_8)$$

откуда

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d^2y}{dx^2} = \text{const.}$$

Располагая начало координат на середине оси стержня до деформации и обозначая длину стержня через l, найдем после двукратного интегрирования упругую линию первого (исходного) приближения:

$$y_1 = f_1\left(1 - \frac{4x^2}{l^2}\right) \qquad (6_8)$$

где стрелка прогиба

$$f_1 = \frac{W\sigma_0 l^2}{8EI}\ ^1$$

Наибольший изгибающий момент от сжимающей силы S при этой стреле прогиба будет Sf, и расчетное уравнение напишется в виде:

$$\sigma = \frac{M}{W} + \frac{S}{F} = \frac{Sf_1}{W} + \frac{S}{F} = \sigma_0. \qquad (7_8)$$

Подставляем значение

$$f_1 = \frac{W\sigma_0 l^2}{8EI};$$

найдем:

$$\sigma_0 = S\left(\frac{1}{F} + \frac{\sigma_0 l^2}{8EI}\right) = S\left(\frac{1}{F} + \frac{\sigma_0}{P_1}\right), \qquad (8_8)$$

где $P_1 = \frac{8EI}{l^2}$ — критическая сила исходного приближения (взамен истинной критической силы $P = \pi^2 \frac{EI}{l^2}$).

---

[1] Вывод формулы основан на уравнении параболы, которую принимает изогнутая ось сжатого стержня.

Ветвь этой параболы можно рассматривать, как дугу окружности некоторого радиуса. Обозначив стрелку через f и помещая начало координат так, как указано на фиг. 2_8, получим уравнение:

$$y = f\left(1 - \frac{4x^2}{l^2}\right).$$

Берем первую и вторую производные по x:

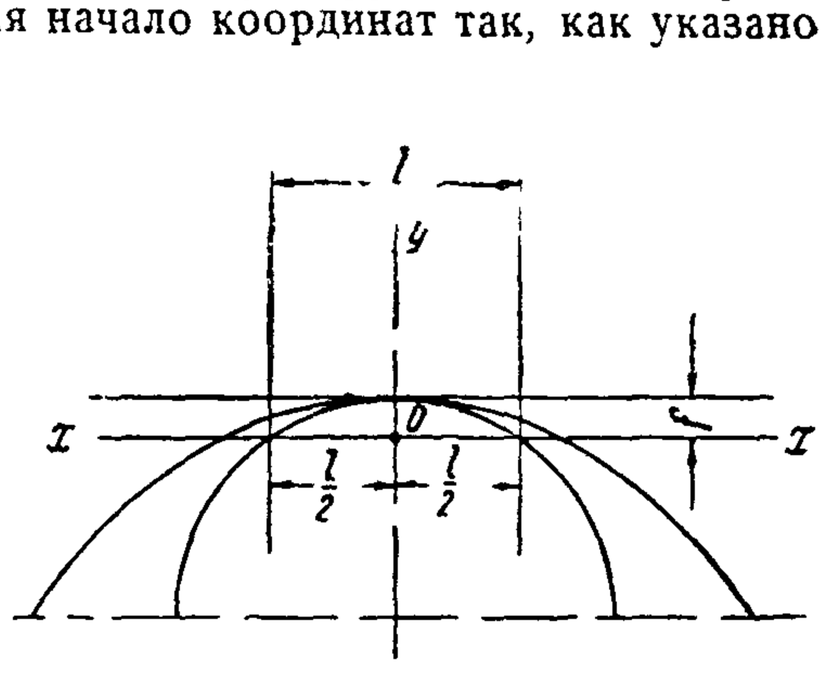
$$y' = -8f\frac{x}{l^2}; \quad y'' = -8\frac{f}{l^2}.$$

По формуле Навье уравнение упругой линии примет вид:

$$y'' = \frac{M}{EI} = \frac{\sigma_0 \cdot W}{E \cdot I}; \quad M = \sigma_0 W.$$

Произведя подстановку, получим:

$$f = \frac{\sigma_0 W l^2}{8EI}.$$



Фиг. 2_8.

Окончательно находим наибольшую допустимую сжимающую силу первого приближения:

$$S_{\max} = \frac{P_1 F\sigma_0}{P_1 + F\sigma_0} = \frac{P_1 D}{P_1 + D} = S_1, \qquad (9_8)$$

где $D = F\sigma_0$.

Эта формула аналогична давно известной формуле Ранкина и отличается от нее тем, что вместо критической силы $P = \pi^2 \frac{EI}{l^2}$ у Погоржельского фигурирует критическая сила первого приближения

$$P_1 = \frac{8EI}{l^2}.$$

Представив формулу (9_8) в виде

$$S_{\max} = \frac{P_1}{\frac{P_1}{D} + 1} = \frac{D}{1 + \frac{D}{P_1}}, \qquad (9'_8)$$

мы видим, что при $P_1 \to \infty$ (очень короткая стойка) $S_{\max} \to F\sigma_0$, при $P_1 \to 0$ (очень длинная стойка) $S_{\max} \to P_1$.

Снижение мажорации[1] первого приближения.

Задавая упругую линию уравнением (5_8), мы задали изгибающий момент, во всех сечениях постоянный и вызывающий напряжение изгиба, равное предельному допустимому σ_0. На самом деле имеет место также напряжение сжатия $\frac{S}{F}$, и на изгиб остается напряжение $\sigma_0 - \frac{S}{F}$. Задавая кривизну

$$\frac{1}{\rho} = \frac{d^2y}{dx^2} = \frac{W\left(\sigma_0 - \frac{S}{F}\right)}{EI}, \qquad (5'_8)$$

мы все же будем иметь преувеличенную деформацию, так как на самом деле стойка может иметь такую кривизну лишь в одной (средней) точке, где изгибающий момент становится максимальным.

Подставляя найденную кривизну в выражение упругой линии и в расчетное уравнение, получим:

$$f_0' = \frac{Wl^2}{8EI}\left(\sigma_0 - \frac{S}{F}\right), \qquad (6''_8)$$

$$\sigma_0 = S\left(\frac{1}{F} + \frac{\sigma_0 - \frac{S}{F}}{P_1}\right) = S\left[\frac{\sigma_0}{P_1} + \frac{\sigma_0}{D}\left(1 - \frac{S}{P_1}\right)\right], \qquad (8'_8)$$

$$S_{\max} = \frac{P_1 D}{D + P_1 - S_{\max}}, \qquad (9''_8)$$

---

[1] Под термином „мажорация" мы предполагаем то преувеличение деформаций или напряжений, которое происходит от замены точного решения более простым, приближенным.

или

$$S^2 - S(D + P_1) + P_1 D = 0.$$

Решая квадратное уравнение ($8'_8$), найдем:

$$S = \frac{(D + P_1) \pm \sqrt{(D+P_1)^2 - 4D \cdot P_1}}{2}$$

или

$$S = \frac{D + P_1}{2} \pm \frac{D - P_1}{2},$$

что дает

$$\left.\begin{aligned} S = D &= F\sigma_0 \quad \text{при знаке } (+) \\ S &= P_1 \quad \text{при знаке } (-) \end{aligned}\right\}. \qquad (10_8)$$

Таким образом мы попадаем либо на кривую Эйлера с пониженным коэфициентом 8 вместо π^2, либо на сжатие короткой стойки.

Снижение мажорации второго приближения.

Возьмем упругую линию первого приближения и найдем изгибающий момент

$$M_1 = -Sy_1 = -S\frac{W\sigma_0 l^2}{8EI}\left(1 - 4\frac{x^2}{l^2}\right) = EIy_2''. \qquad (11_8)$$

Это уравнение дает нам величину изгибающего момента с точностью до постоянного множителя, которым является величина сжимающей силы S. Определим ее так, чтобы наибольшее напряжение изгиба было равно наибольшему допустимому $\sigma_0 - \frac{S_1}{F}$, причем величина силы S_1 взята из первого приближения, т. е. несколько преуменьшена против предельной (допустимой) и дается уравнением (9_8); найдем

$$M_1 = EIy_2'' = -W\left(\sigma_0 - \frac{S_1}{F}\right)\left(1 - \frac{4x^2}{l^2}\right)$$

Обозначая $F\sigma_0 = D$, получим:

$$W\left(\sigma_0 - \frac{S_1}{F}\right) = W\sigma_0\left(1 - \frac{S_1}{D}\right) = W\sigma_0\left(1 - \frac{P_1}{P_1 + D}\right) = W\sigma_0\frac{D}{D + P_1},$$

и окончательно

$$EIy_2'' = W\sigma_0\frac{D}{D + P_1}\left(1 - 4\frac{x^2}{l^2}\right) \qquad (11'_8)$$

Двукратное интегрирование дает:

$$\left.\begin{aligned} EIy'_2 &= \frac{W\sigma_0 D}{D + P_1} l\left(\frac{x}{l} - \frac{1}{6}\frac{8x^3}{l^3}\right), \\ EIy_2 &= \frac{W\sigma_0 D}{D + P_1} l^2\left(\frac{5}{48} - \frac{1}{8}\cdot\frac{4x^2}{l^2} + \frac{1}{48}\cdot\frac{16x^2}{l^2}\right) \end{aligned}\right\} \qquad (12_8)$$

Наибольшая ордината при $x = 0$ будет

$$f_2 = \frac{5}{48}\cdot\frac{W\cdot\sigma_0\cdot l^2}{EI}\cdot\frac{D}{D + P_1}.$$

Наибольшая стрела прогиба при $x = 0$ будет

$$f_2 = \frac{5}{48} \frac{W \cdot \sigma_0 \cdot l_2}{EI} \cdot \frac{D}{D + P_1}.$$

Отсюда получаем расчетное уравнение

$$\sigma_0 = \frac{M}{W} + \frac{S}{F} = \frac{5}{48} \cdot \frac{\sigma_0 l^2}{EI} \cdot S \frac{D}{D + P_1} + \frac{S\sigma_0}{F \cdot \sigma_0},$$

или

$$\sigma_0 = \left(\frac{5}{48} \frac{l^2}{EI} \cdot \frac{D}{D + P_1} + \frac{1}{D} \right) S\sigma_0. \qquad (13_8)$$

Обозначая через

$$P_2 = \frac{48}{5} \frac{EI}{l^2} = 9{,}6 \frac{EI}{l^2}$$

критическую силу второго приближения, можем написать:

$$S_{\max} = \frac{P_2 \cdot F\sigma_0}{P_2 + F\sigma_0} = \frac{P_2 \cdot D}{P_2 + \frac{D^2}{D + P_1}} = \frac{P_2 \cdot D}{P_2 + D_1} = S_2, \qquad (14_8)$$

где

$$D_1 = \frac{D^2}{D + P_1}.$$

Применяя способ снижения мажораций, найдем:

$$S_1 = D; \quad S_2 = P_2,$$

т. е. либо сжатие короткой стойки, либо эйлерову силу при коэфициенте 9,6 вместо π^2.

Произведя подобным методом пересчеты в третьем и четвертом приближениях, определим следующие ошибки вычислений по сравнению с точным решением, т. е. при $\pi^2 = 9{,}8696044$, а именно:

ошибка первого приближения	. . . . .	1,8696	= 19%
„ второго „	. . . . .	0,2696	= 2,73%
„ третьего „	. . . . .	0,03354	= 0,340%
„ четвертого „	. . . . .	0,003904	= 0,0396%

Таким образом ошибка уменьшается приблизительно по закону геометрической прогрессии, что характерно для метода Пикара. Знаменатель этой прогрессии в данном случае близок к 8 и растет с повышением порядка приближения.

Большим достоинством метода Погоржельского-Ветчинкина в применении к однопролетным стержням и балкам является то обстоятельство, что исходные кривые упругой линии с самого начала связаны с законом изменения жесткости стержня вдоль его длины.

§ 2_8. ПОНЯТИЕ О КОЭФИЦИЕНТЕ ОПАСНОСТИ

Для прочности частей машин и зданий наибольшее нормальное напряжение в работе этих частей не должно превышать установленного теорией и практикой так называемого допускаемого нормального напряжения,

которое в свою очередь должно быть в несколько раз менее временного сопротивления, при котором материал разрушается.

Отношение временного сопротивления R_1 к полученному наибольшему напряжению $R = \frac{P}{F}$ или $R = \frac{M}{W}$ называется коэфициентом безопасности.

$$n = \frac{R_1}{\frac{P}{F}}, \qquad (15_8)$$

или

$$n = \frac{R_1}{\frac{M}{W}}, \qquad (15'_8)$$

т. е.

$$n = \frac{R_1 \cdot F}{P}, \qquad (15''_8)$$

или

$$n = \frac{R_1 \cdot W}{M_{\max}}, \qquad (15'''_8)$$

где P — продольная сила (центрально приложенная к прямому призматическому брусу),

F — площадь поперечного сечения,

W — момент сопротивления (геометрический),

$M_{\max}$ — наибольший изгибающий момент внешних сил, который может быть определен по уравнению:

$$M_{\max} \leqq \frac{M_0}{1 - \frac{P}{P_{кр}'}}. \qquad (16_8)$$

Примечание. Здесь

$$P_{кр}' = u^2 \frac{EI}{l^2} = \beta \cdot P_{кр}$$

зависит от формы упругой линии, вызванной одними лишь поперечными силами. Так, для случая чистого изгиба имеем

$$u^2 = 8, \quad \beta = \frac{8}{\pi^2} = 0{,}811. \qquad (f')^1$$

Для случая изгиба равномерной нагрузкой

$$u^2 = 9{,}6; \quad \beta = \frac{9{,}6}{\pi^2}. \qquad (q')^1$$

Наконец, для случая изгиба сосредоточенной силой

$$u^2 = 12; \quad \beta = \frac{12}{\pi^2}. \qquad (h')^1$$

Для обеспечения надежности принимаем значение

$$\beta \leqq 1; \quad 8 \leqq u^2 \leqq \pi^2.$$

В расчетах удобно пользоваться наименьшим значением $u^2 = 8$; $u^2 = \pi^2$, что ближе к истине, когда сжимающая нагрузка является главной; если же главной является изгибающая пара, то сжимающая нагрузка вообще будет невелика.

---

[1] См. работу Н. В. Погоржельского, Продольный изгиб и расчет сжатых стержней, Гостехиздат, 1923, стр. 6, 7, 10.

Если возьмем величину

$$\frac{1}{n} = \frac{P}{R_1 \cdot F}$$

или

$$\frac{1}{n} = \frac{M}{R_1 \cdot W},$$

то величина эта, обратная n, также отвлеченная, может быть названа коэфициентом опасности по разрушающей назрузке; если же вместо R_1 подставим R_2 (допускаемое напряжение), то

$$\frac{1}{n} = \frac{P}{R_2 \cdot F}$$

или

$$\frac{1}{n} = \frac{M}{R_2 \cdot W}$$

может быть названа коэфициентом опасности по допускаемой нагрузке: $\frac{P}{R \cdot F} = \frac{1}{n}$ — коэфициент опасности на сжатие (или растяжение), $\frac{M}{RW} = \frac{1}{n}$ — коэфициент опасности на поперечный изгиб (от поперечной нагрузки).

Очевидно, что коэфициент опасности по допускаемой нагрузке должен быть равен или менее единицы.

Введение понятия о коэфициенте опасности представляет значительное удобство при разного рода исследованиях и дает отчетливый ответ в решении вопроса о расчете сжатых стержней.

Если мы имеем призматический стержень с моментом сопротивления площади W из материала с допускаемым напряжением R_2, то при поперечной нагрузке, дающей в сечении момент M, коэфициент опасности будет

$$\frac{1}{n_1} = \frac{M_1}{R_2 \cdot W};$$

при прибавлении новой поперечной нагрузки, дающей в том же сечении дополнительный момент M_2, коэфициент опасности увеличится на

$$\frac{M_2}{R_2 \cdot W} = \frac{1}{n_2},$$

а общий коэфициент опасности будет

$$\frac{1}{n} = \frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2} = \frac{M_1}{R_2 \cdot W} + \frac{M_2}{R_2 \cdot W} = \frac{M_1 + M_2}{R_2 \cdot W}.$$

При прибавлении к призматическому стержню, уже согнутому под действием изгибающего момента, продольной силы P, к прежнему нормальному напряжению $\frac{M}{W}$ прибавляется два слагаемых на сжатие

$$\frac{P}{F}$$

и на изгиб

$$\frac{P(f+\beta \cdot f)}{W},$$

где f — бывшая стрела прогиба, а $\beta \cdot f$ — соответствующее увеличение бывшей стрелы прогиба после приложения продольной силы P.

Таким образом при поперечной нагрузке, дающей момент M, и при прибавлении продольной силы P общий коэфициент опасности увеличится на два слагаемых: $\frac{P}{R \cdot F}$ — коэфициент опасности на сжатие и $\frac{P(f+\beta f)}{R \cdot W}$ — коэфициент опасности на продольный изгиб под действием продольной силы.

Так как f зависит от длины свободного стержня l, кривой момента и жесткости стержня EI, то выражение момента от продольной силы выразится функцией этих величин, т. е.

$$P(f+\beta f) = \varphi(M,\ EI,\ P,\ l).$$

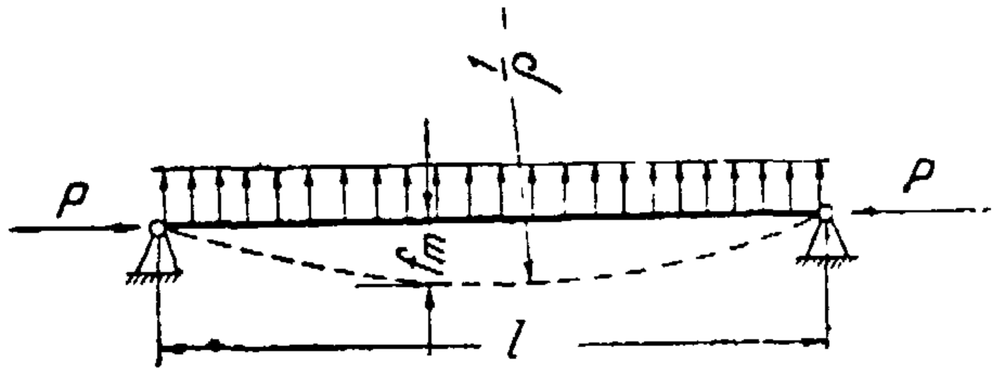
§ 3_8. ВЫВОД ФОРМУЛЫ ПОГОРЖЕЛЬСКОГО

Предположим, что брусок, находящийся под действием поперечных и продольных сил (фиг. 3_8), имеет во всех сечениях наибольшую допустимую для него деформацию, т. е. наибольшую кривизну

$$\frac{1}{\rho} = \frac{\sigma_M \cdot W}{EI}, \qquad (17_8)$$

которой будет соответствовать момент внутренних сил:

$$M_M = \sigma_M \cdot W, \qquad (18_8)$$



Фиг. 3_8.

также предположенный одинаковым по всей длине бруска.

Здесь σ_M — наибольшее допускаемое напряжение в материале бруска (в одних случаях временное сопротивление, в других — предел текучести, упругости, усталости и т. п.).

Стрелка прогиба такого бруска будет

$$f_M = \frac{l_2}{8 \cdot \rho\left(1 - \frac{f_M}{2\rho}\right)} = \frac{l^2}{8\rho} = \frac{l^2 \cdot W}{8EI} \cdot \sigma_M. \qquad (19_8)$$

Если мы нагрузим изогнутый таким образом брусок продольными и поперечными силами, то будем иметь наибольший момент внешних сил

$$M_2 \leqq M_1 + Pf_M, \qquad (20_8)$$

где M_1 — наибольшее значение момента от поперечных сил и момента, вызванного эксцентриситетом приложения сжимающей силы P и первоначальной кривизной бруска.

Таким образом под f_M подразумевается лишь дополнительная (вызванная деформацией изгиба) стрелка прогиба, первоначальная же стрелка f_0 зависит от величины момента M_1.

В других сечениях бруска будем иметь изгибающий момент

$$M = M_{\text{попер}} + Pf_M \cdot 4\frac{x}{l}\left(1 - \frac{x}{l}\right) \leqq M_2 \qquad (21_8)$$

во всех случаях, кроме одного: изгиб чистой парой сил при отсутствии сжатия. Вследствие этого во всех случаях, кроме одного указанного, действительная стрелка прогиба f будет меньше f_M, выведенной по формуле (19_8).

Напряжение в бруске от изгиба и сжатия будет

$$\sigma = \frac{M_1}{W} + \frac{P \cdot f_M}{W} + \frac{P}{F}, \qquad (22_8)$$

причем истинное напряжение во всех случаях (кроме одного вышеуказанного) будет меньше данного формулой (22_8).

Если мы предположим, что данное формулой (22_8) напряжение

$$\sigma = \sigma_M,$$

то найдем, что напряжение изгиба

$$\frac{M_1}{W} + \frac{P \cdot f_M}{W} = \sigma_M - \frac{P}{F} < \sigma_M;$$

отсюда следует, что при $P \neq 0$ кривизна во всех сечениях бруска будет меньше $\frac{W \cdot \sigma_M}{EI}$, стрелка прогиба $f < f_M$ и наибольшее значение истинного изгибающего момента

$$\frac{M_1}{W} + \frac{P}{W} f < \sigma_M - \frac{P}{F}.$$

Таким образом, написав

$$\frac{M}{W} + \frac{P}{F} + \frac{P \cdot f_M}{W} = \frac{M_1}{W} + \frac{P}{F} + \frac{Pl^2}{8EI}\sigma_M \leqq \sigma_M, \qquad (23_8)$$

мы будем уверены, что действительное напряжение σ будет меньше величины трехчлена, представляющего левую часть формулы (23_8), и тем более будет меньше предельного напряжения σ_M.

Разделив (23_8) на σ_M и обозначив

$$P_{\text{кр}}' = \frac{8EI}{l^2},$$

получим выражение трехчлена Погоржельского:

$$\Pi = \frac{M_1}{W \cdot \sigma_M} + \frac{P}{F \cdot \sigma_M} + \frac{P}{P_{\text{кр}}'} \leqq 1, \qquad (24_8)$$

указывающего, что сумма трех частных коэфициентов опасности: на поперечный изгиб $\frac{M}{W \cdot \sigma_M}$, на сжатие $\frac{P}{F \cdot \sigma_M}$ и на продольный изгиб $\frac{P}{P_{\text{кр}}'}$, должна быть меньше единицы.

Под σ_M можно понимать наибольшее напряжение материала бруска при пределе текучести для металла и разрушающее — для дерева. При этом первые два члена в полиноме Погоржельского меняют свое значение обратно пропорционально принятому значению σ_M, а последний член $\frac{P}{P'_{кр}}$ остается неизменным. Это дает широкую возможность назначать надлежащие значения допускаемым напряжениям на сжатие и на изгиб, учитывая особенности действия каждой нагрузки.

Можно, в одних случаях, для сжатия назначить предел упругости, а для изгиба предел усталости, в других — наоборот.

Ряд произведенных подсчетов показывают, что $P'_{кр} = 8\,\frac{EI}{l^2}$ можно ставить $P''_{кр} = 9\,\frac{EI}{l^2}$, не рискуя сделать ошибки в сторону непрочности. Если же вставить в формулу Погоржельского истинную величину $P_{кр} = \pi^2\,\frac{EI}{l^2}$, то для всех обычных случаев нагружения мы будем иметь запас в сторону прочности, и только для изгиба парой, приложенной к концам балки, будем иметь небольшую ошибку в сторону непрочности не превосходящую 4% [1].

Ниже будет показано, что для сжато-изогнутых стержней наступление критической (эйлеровой) силы хотя и может повести к разрушению бруска, но иначе, чем наступление временного сопротивления, и потому коэфициенты безопасности (или опасности) по отношению к временному сопротивлению и к критической силе должны быть существенно различны.

§ 4_8. О РАЗЛИЧИЯХ КОЭФИЦИЕНТОВ ОПАСНОСТИ НА СЖАТИЕ, ИЗГИБ И УСТОЙЧИВОСТЬ

За единицу для сравнения возьмем разрушающие усилия, найденные для изгиба, для разрыва и для простого сжатия (короткой стойки) по временному сопротивлению, а для продольного сжатия (устойчивости) — по критической силе, дающей начало выпучивания.

Уменьшив нагрузку, например, вдвое, мы придем для первых трех случаев к напряжениям, равным половине временного сопротивления, т. е. близким (для большинства материалов) к пределу упругости и превосходящим предел усталости.

В этих условиях повторные нагрузки могут вызвать разрушение. Уменьшив же вдвое критическую силу (для длинного стержня), мы получаем уменьшение изгибающего момента, вызванное сжатием, во много раз и даже десятков раз; чтобы уменьшить вдвое изгибающий момент от продольных сил, близких к критическим, достаточно уменьшить сжимающую нагрузку на $1—5\%$, так как при этом удваивается знаменатель $(P_{кр} — P)$.

Уменьшение нагрузки на $2—10\%$ уменьшает изгибающий момент и на-

---

[1] См. работу В. П. Ветчинкина о работах Н. В. Погоржельского по теории *продольного изгиба*.
Труды Моск. инст. инж. транспорта, 1935 г.

пряжение изгиба от продольных сил в пять раз, так как при этом увеличивается в пять раз знаменатель $(P_{кр} - P)$.

Таким образом, если мы имеем длинный сжатый стержень, слегка изогнутый и нагруженный слегка эксцентрично, то сила, равная критической эйлеровой, вызывает довольно большие прогибы, при которых стержень сильно выпучивается и неминуемо сломается. Сила, меньшая эйлеровой на 2—10% (в зависимости от длины стержня $\frac{l}{i}$ и от величины эксцентриситета), вызывает в нем напряжения, равные временному сопротивлению. Уменьшение сжимающей силы еще на 2—10% уменьшает напряжение до половины временного сопротивления; еще небольшое уменьшение силы уменьшает напряжение до $^1/_5$ временного сопротивления, т. е. до предела усталости.

Таким образом, *если при растяжении, чистом изгибе и простом сжатии (как короткой стойки, — при малых значениях) нужно уменьшить нагрузку приблизительно в пять раз, чтобы перейти от временного сопротивления к пределу усталости, то при продольном изгибе длинного стержня* $\left(при\ большом\ \frac{l}{i}\right)$ *достаточно для той же цели уменьшить нагрузку на 10—15%.*

Чтобы доказать это положение, обратимся к теории сжатых стоек. Предположив, что такая стойка слегка изогнута по полуволне синусоиды со стрелкой

$$f_0 = \frac{l}{600} + \frac{d}{40} \qquad (25_8)$$

(английские нормы для стальных авиационных труб), получаем следующую расчетную формулу.

Допустимая сжимающая сила

$$P = F \cdot \sigma_0 \cdot У, \qquad (25'_8)$$

где F — площадь поперечного сечения стойки,

σ_0 — наибольшее суммарное напряжение от изгиба и сжатия.

$$У = \frac{2}{\left[X^2 + 1 + f_0 \cdot \frac{h}{i^2}\right] + \sqrt{\left[X^2 + 1 + f_0 \cdot \frac{h}{i^2}\right]^2 - 4X^2}}, \qquad (26_8)$$

здесь h — половина толщины стойки,

i — радиус инерции поперечного сечения,

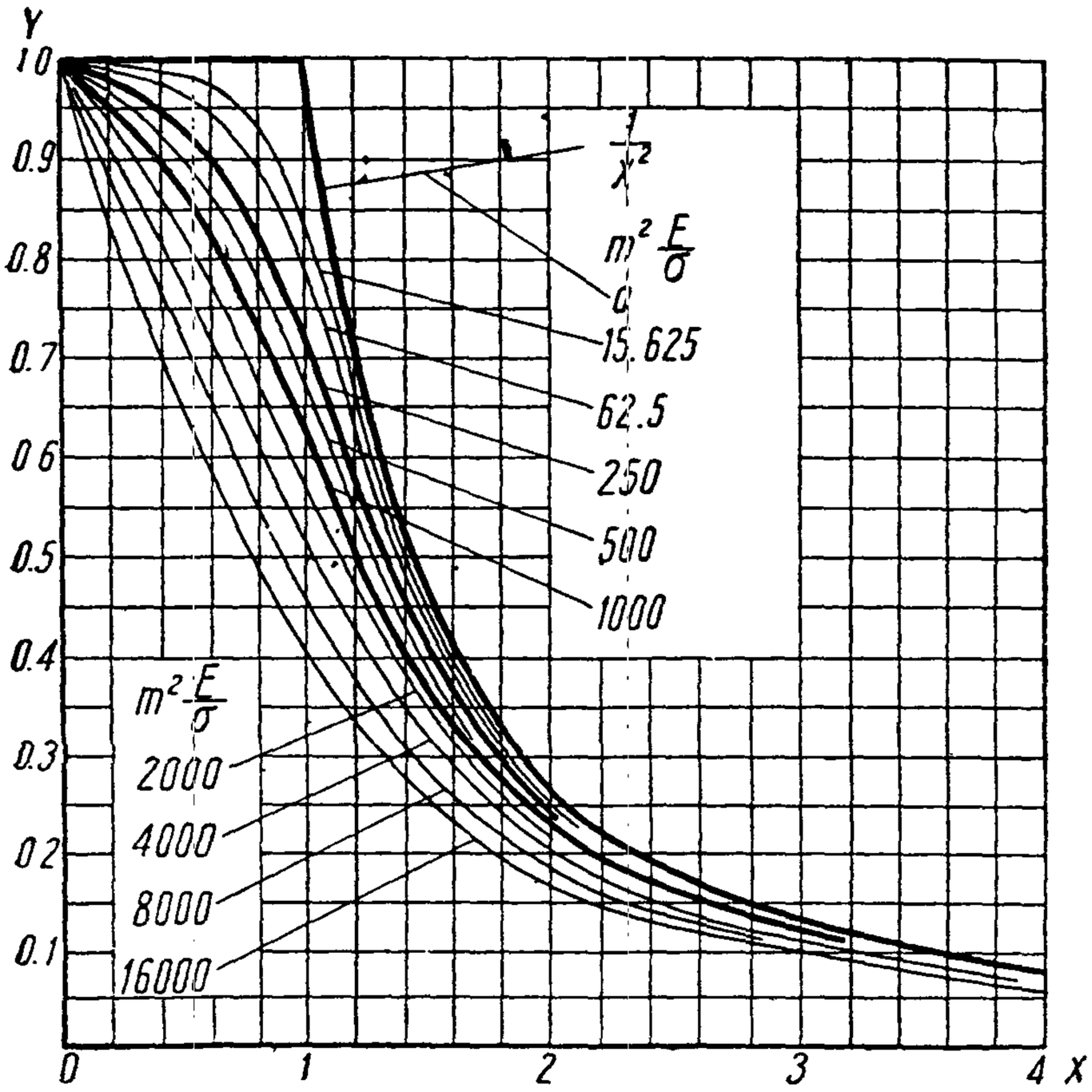
$$X = \frac{l}{i}\sqrt{\frac{\sigma_0}{\pi^2 \cdot E}}. \qquad (27_8)$$

Руководствуясь графиками проф. В. П. Ветчинкина (фиг. $4a_8$, $4b_8$) для решения уравнения (26_8), произведем по указанной формуле вычисления для следующих примеров.

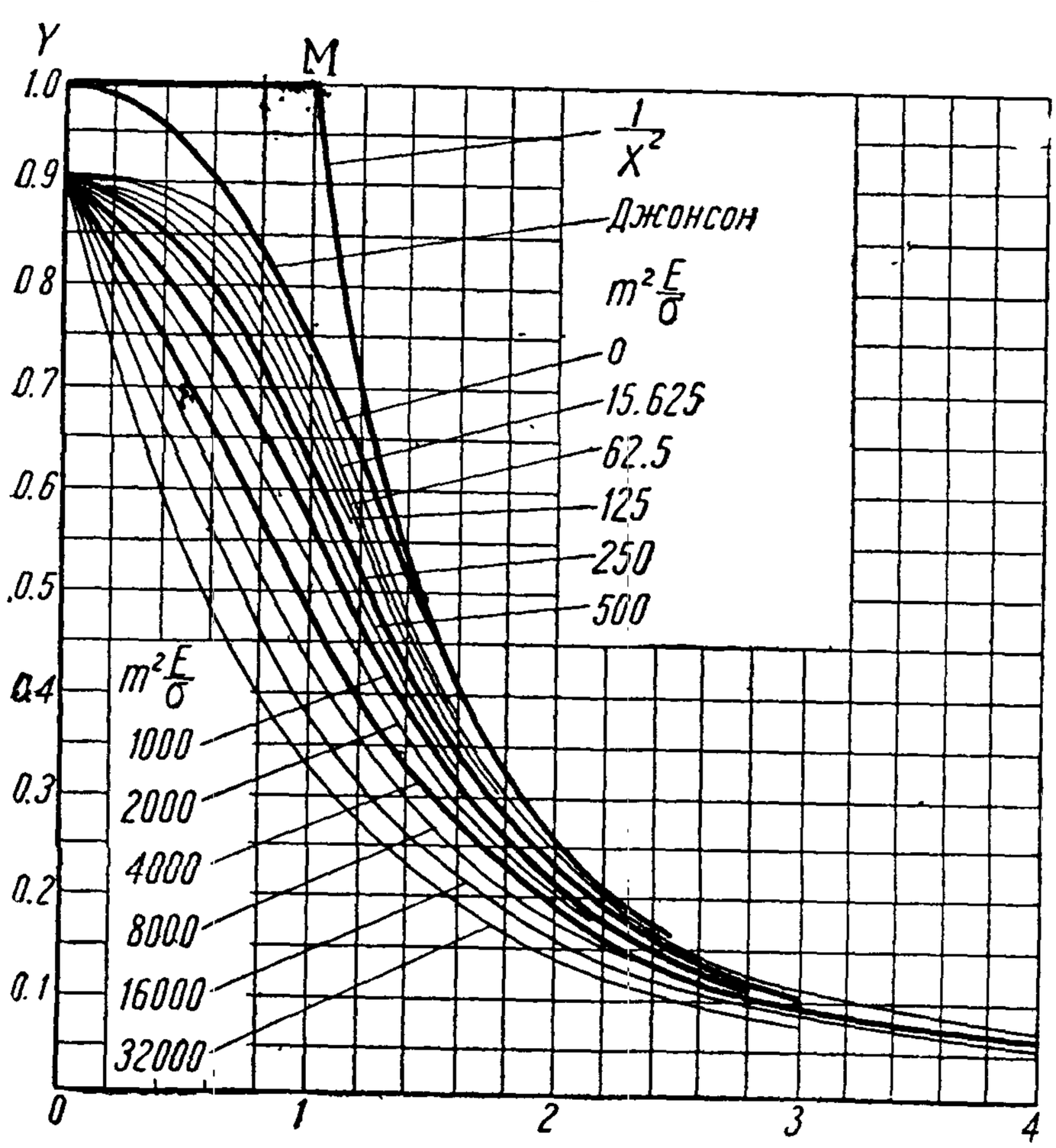
Пример 1. Длинная стойка

$$\frac{l}{i} = 212{,}5; \quad \frac{f_0 \cdot h}{i^2} = 0{,}6;$$

$$E = 2{,}027 \cdot 10^6\ кг/см^2; \quad \pi^2 \cdot E = 2 \cdot 10^7\ кг/см^2.$$



Фиг. $4a_8$.



Фиг. $4b_8$.

Критическое напряжение

$$\sigma_{кр} = 443 \ кг/см^2.$$

Допуская наибольшее напряжение

$$\sigma_0 = 7080 \ кг/см^2,$$

получаем $X_0 = 4$; $Y_0 = 0{,}0600$; среднее напряжение сжатия $\sigma_0' = 425 \ кг/см^2 = 0{,}960\sigma_{кр}$; напряжение от изгиба сжимающей силой $\sigma_0'' = 6655 \ кг/см^2$.

Допуская в той же стойке наибольшее напряжение

$$\sigma_1 = \frac{\sigma_0}{4} = 1770 \ кг/см^2,$$

найдем:

$$X_1 = 2; \quad Y_1 = 0{,}210; \quad \sigma_1' = 372 \ кг/см^2 = 0{,}857; \quad \sigma_0' = 0{,}840\sigma_{кр}.$$

$$\sigma_1'' = 1398 \ кг/см^2 = \frac{\sigma_0''}{477}.$$

Разность $1 - \frac{P}{P_{кр}}$ увеличилась от 0,040 до 0,160, т. е. ровно в четыре раза.

Назначая для этой же стойки другие предельные напряжения

$$\sigma_0 = 3980 \quad и \quad \sigma_1 = 995 \ кг/см^2,$$

найдем:

$$X_0 = 3; \quad Y_0 = 0{,}1034; \quad X_1 = 1{,}5; \quad Y_1 = 0{,}320;$$

$$\sigma_0' = 412 = 0{,}93\sigma_{кр}; \quad \sigma_1' = 318{,}5 = 0{,}77\sigma_0' = 0{,}72\sigma_{кр}.$$

$$1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}} = 0{,}07; \qquad 1 - \frac{\sigma_1'}{\sigma_{кр}} - 0{,}28 = 4 \cdot 0{,}07.$$

$$\sigma_0'' = 3568; \quad \sigma_1'' = 677 = \frac{\sigma_0''}{5{,}28}.$$

Пример 2. Стойка покороче.

$$\frac{l}{i} = 127{,}5; \quad \pi^2 E = 2 \cdot 10^7; \quad \frac{f_0 h}{i^2} = 0{,}4.$$

$$\sigma_{кр} = 1235 \ кг/см^2.$$

Назначая для этой стойки большие предельные напряжения

$$\sigma_0 = 5872 \ кг/см^2 \quad и \quad \sigma_1 = \frac{\sigma_0}{4} = 1968 \ кг/см^2,$$

найдем:

$$X = \sqrt{6{,}4} = 2{,}530; \quad X_1 = \sqrt{1{,}6} = 1{,}265;$$

$$Y_0 = 0{,}265; \quad Y_1 = 0{,}574.$$

$$\sigma_0' = 1144 = 0{,}925\sigma_{кр}; \quad \sigma_1' = 854 = 0{,}69\sigma_{кр} = 0{,}745\sigma_0'.$$

$$1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}} = 0{,}075; \quad 1 - \frac{\sigma_1'}{\sigma_{кр}} \approx 0{,}31 = 4 \cdot 0{,}075;$$

$$\sigma_0'' = 6728; \quad \sigma_1'' = 1114 = \frac{\sigma_0''}{6{,}05}.$$

При вдвое меньших предельных напряжениях

$$\sigma_0 = 4000 \quad и \quad \sigma_1 = 1000 \ кг/см^2,$$

получим:

$$X_0 = 1{,}\mathfrak{E}0; \quad X_1 = 0{,}90;$$

$$Y_0 = 0{,}146; \quad Y_1 = 0{,}435;$$

$$\sigma_0' = 1060 = 0{,}860\sigma_{кр}; \quad \sigma_1' = 574 = 0{,}541\sigma_0 = 0{,}465\sigma_{кр}$$

$$\sigma_0'' = 2940; \quad \sigma_1'' = 426 = \frac{\sigma_1''}{6{,}90};$$

$$1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}} = 0{,}140; \qquad 1 - \frac{\sigma_1'}{\sigma_{кр}} = 0{,}535 = 3{,}8 \cdot 0{,}140.$$

Пример 3. Довольно короткая стойка.

$$\frac{l}{i} = 106{,}25; \quad \frac{f_0 h}{i^2} = 0{,}35; \quad \pi^2 E = 2 \cdot 10^7 \ кг/см^2; \quad \sigma_{кр} = 1770 \ кг/см^2.$$

Большие напряжения

$X_0 = 2$; $X_1 = 1$;
$У_0 = 0{,}225$; $У_1 = 0{,}558$;
$\sigma_0 = 7080$; $\sigma_1 = 1770$;
$\sigma_0' = 1590 = 0{,}898$; $\sigma_1' = 988 = 0{,}620 \cdot \sigma_0'' = 0{,}558 \ \sigma_{кр}$,
$\sigma_0'' = 5490$; $\sigma_1'' = 702 = \frac{\sigma_0''}{702}$;
$1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}} = 0{,}102$; $1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}} = 0{,}442$.

Меньшие предельные напряжения

$X_0 = 1{,}5$; $X_1 = 0{,}75$;
$У_0 = 0{,}358$; $У_1 = 0{,}646$;
$\sigma_0 = 3980 \ кг/см^2$; $\sigma_1 = 995 \ кг/см^2$;
$\sigma_0' = 1422 = 0{,}805 \ \sigma_{кр}$, $\sigma_1' = 642 = 0{,}45 \ \sigma_0' = 0{,}363 \ \sigma_{кр}$,
$\sigma_0'' = 2560 \ кг/см^2$; $\sigma_1'' = 353 \ кг/см^2 = \frac{\sigma_0''}{7{,}25}$;
$1 - \frac{\sigma_0'}{\sigma_{кр}'} = 0{,}195$; $1 - \frac{\sigma_1''}{\sigma_{кр}} = 0{,}637$.

Таким образом, чтобы уменьшить напряжение материала в сжатой стойке в четыре раза, нужно уменьшить сжимающую силу соответственно:

в 1,14 и 1,30 раза — пример 1
„ 1,34 „ 1,85 „ „ 2
„ 1,61 „ 2,22 „ „ 3

Чтобы уменьшить напряжения в $\frac{16}{9} = 1{,}778$ раза (от 7080 до 3980 $кг/см^2$ или от 1770 до 995 $кг/см^2$), нужно уменьшить сжимающую силу

в 1,03 и 1,27 раза — пример 1
„ 1,12 „ 1,54 „ „ 3.

Чтобы уменьшить напряжение в $1{,}97 = \frac{78{,}7}{40}$ раза, нужно уменьшить сжимающую силу в 1,08 и в 1,49 раза (пример 3).

В этих сравнениях первая цифра относится к большим, а вторая — к малым суммарным напряжениям σ_0.

Разница в цифрах получается главным образом от значения X, которым определяется положение стойки на эйлеровой гиперболе (фиг. 4_8) по отношению к силе, допустимой для короткой стойки.

Как известно, критическое эйлерово напряжение

$$\sigma_{кр} = \frac{P_{кр}}{F} = \frac{\pi^2 E F i^2}{l^2 \cdot F} = \pi^2 \cdot E \left(\frac{l}{i}\right)^2 = \frac{\pi^2 \cdot E}{X} \qquad (28_8)$$

Обозначив через σ_0 наибольшее напряжение, допустимое (по каким-либо соображениям) для материала стойки, мы можем найти значение $\frac{l}{i}$, при котором $\sigma_{кр} = \sigma_0$. Это значение будет

$$\lambda = \left(\frac{l}{i}\right)_0 = \sqrt{\frac{\pi^2 E}{\sigma_0}}. \qquad (29_8)$$

Введенный проф. В. П. Ветчинкиным параметр X (см. уравнение 27_8), весьма удобный для расчетов сжато-изогнутых стоек, представляет отношение $\frac{\lambda}{\lambda_0}$:

$$X = \frac{\lambda}{\lambda_0} = \left(\frac{l}{i}\right) : \left(\frac{l}{i}\right)_0 = \frac{l}{i}\sqrt{\frac{\sigma_0}{\pi^2 \cdot E}}. \qquad (30_8)$$

При малых значениях λ и малых X имеем по всем формулам среднее напряжение сжатия

$$\sigma_0' = \frac{P}{F} \qquad (31_8)$$

близким к σ_0.

При промежуточных значениях λ, именно при X, близком к единице. получается обычно

$$\frac{1}{2}\sigma_0 < \sigma_0' < \frac{3}{4}\sigma_0,$$

или

$$\frac{1}{2}\sigma_{кр} < \sigma_0' < \frac{3}{4}\sigma_{кр},$$

так как в этом случае $\sigma_{кр}$ близко к σ_0.

Наконец, при больших значениях λ, при которых $X > 4$, по всем формулам получается σ_0' лишь немного меньше $\sigma_{кр} = \frac{\sigma_0}{X^2}$, либо просто равно $\sigma_{кр}$.

Сообразно с этим при малых значениях X преобладающее значение имеет простое сжатие: среднее напряжение σ_0' почти пропорционально сжимающему усилию, и член $\frac{P}{P_{кр}}$ в уравнении (24_8) становится малым благодаря большому значению $P_{кр}$.

Наоборот, при больших значениях X преобладающее значение принимает критическая сила, так как среднее напряжение сжатия $\sigma_0' < \sigma_{кр}$ будет очень мало, и все напряжение, согласно формуле (26_8), создается изгибающим моментом сжимающей силы. В этом случае ничтожное уменьшение сжимающей силы дает большое уменьшение стрелки прогиба и значительное (в несколько раз) уменьшение суммарного напряжения.

Из сказанного следует, что конструкцию, составленную из разнородных элементов:

а) растянутых, изогнутых и коротких сжато-изогнутых (с малым значением X),

б) длинных сжато-изогнутых и сжатых (с большими значениями X) нельзя ни рассчитывать, ни построить равнопрочной на все случаи жизни.

Если она рассчитывается равнопрочной на разрушающую нагрузку, т. е. разрушение должно начаться одновременно во всех частях, то на запасы надежности нужно смотреть с прежней точки зрения, приравнивая критическую силу к разрушающей при других случаях нагружения.

Если же конструкция рассчитывается как равнопрочная на максимальные действующие усилия (которые должны повторяться множество раз без вреда для конструкции и без опасности для ее разрушения, хотя бы в отдаленном будущем), то на запасы надежности следует смотреть с той точки зрения, на которой стоит Н. В. Погоржельский, т. е. при расчете по временному сопротивлению и критической силе придавать большее значение запасам надежности на простое сжатие и на изгиб и меньшее — на критическую силу.

Тогда трехчлен Погоржельского выразится в виде:

$$\text{П} = \frac{n_{\text{сж}} \cdot P}{F \cdot R_{\text{м}}} + \frac{n_{\text{изг}} \cdot M}{W \cdot R_{\text{м}}} + \frac{n_{\text{кр}} \cdot P}{P_{\text{кр}}} \leqq 1, \qquad (32_8)$$

где

$$n_{\text{кр}} < n_{\text{сж}} \text{ и } n_{\text{кр}} < n_{\text{изг}}.$$

Конструкция, рассчитанная таким образом, при испытании на разрушение окажется неравнопрочной: прежде всего разрушаются сжатые части, когда остальные еще могут держать нагрузку.

Но в нормальной работе, когда разрушению нет места, такая конструкция будет работать правильно, т. е. все части ее одновременно будут получать свои наибольшие допускаемые напряжения (определяемые, например, по пределу усталости), если расчет произведен правильно.

Конструкция же, рассчитанная по первому способу на разрушение будет прочнее второй, но будет и несколько тяжелее ее, и в условиях нормальных наибольших нагрузок будет работать неравномерно: сжатые элементы будут иметь напряжения значительно меньшие допускаемых.

В авиации, где экономия веса стоит на первом месте, расчет всегда ведется по возможно точным методам, так чтобы при нормальных нагрузках на самолет напряжения не превосходили допускаемых, устанавливаемых, как выше было указано, по пределу усталости с учетом влияния переменных и вибрационных нагрузок; при наибольших же нагрузках, возможных лишь в исключительных случаях, напряжения не должны превосходить предела текучести.

При таком способе расчета нет места расчету по временному сопротивлению и вместе с тем различным коэфициентам безопасности на разные случаи нагружения, так как действие всех нагрузок учитывается одновременно и совместно.

§ 5_8. РАСЧЕТ СЖАТО-ИЗОГНУТОЙ БАЛКИ С КОНСОЛЬЮ

Для сжато-изогнутого лонжерона переменного сечения трехчлен Погоржельского применять нельзя; но если сечение на данном пролете изменяется незначительно, то и ошибка от применения трехчлена будет мала и, принимая во внимание приближенность решения, им можно пользоваться.

При резком изменении сечений, например, когда момент инерции на данном пролете изменяется в 5 — 10 раз, пользоваться трехчленом Погоржельского нельзя.

При подборе стержней наименьшего веса значение $\frac{M}{W}$ надо искать для того места, где напряжение изгиба будет наибольшим, и $\frac{P}{F}$ нужно брать вблизи того места, где напряжение чистого изгиба от поперечных и сжимающих сил будет наибольшим.

Общий ход решения для сжато-изогнутого стержня

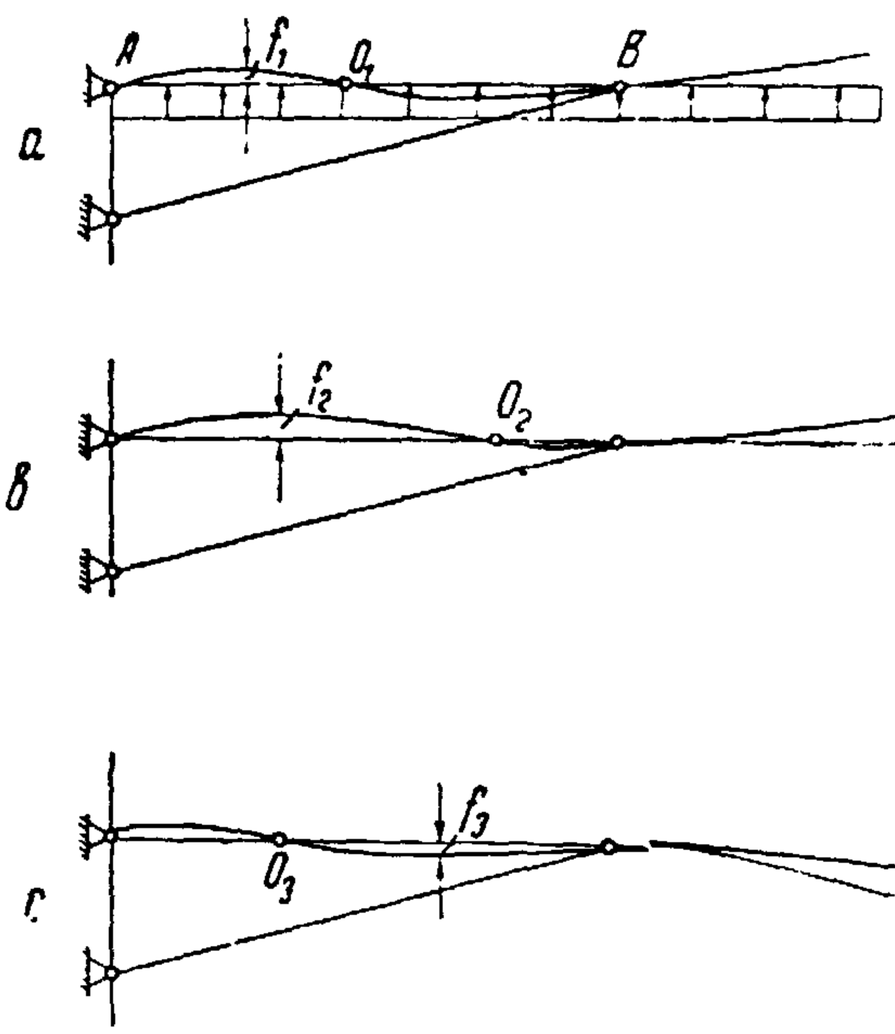
1. Задаются предельным напряжением σ_{max} и высотой лонжеронов и определяют кривизну изгиба балки по уравнению:

$$EIy'' = M = W\sigma_m \approx \frac{2I}{h}\,\sigma_{max},\quad y'' = \frac{2\sigma_{max}}{Eh}. \qquad (33_8)$$

2. Дважды интегрируя, получаем ординаты упругой линии, которые будут больше истинных, так как на самом деле напряжение изгиба и кривизна лонжерона будут меньше применяемых при этом вычислений.

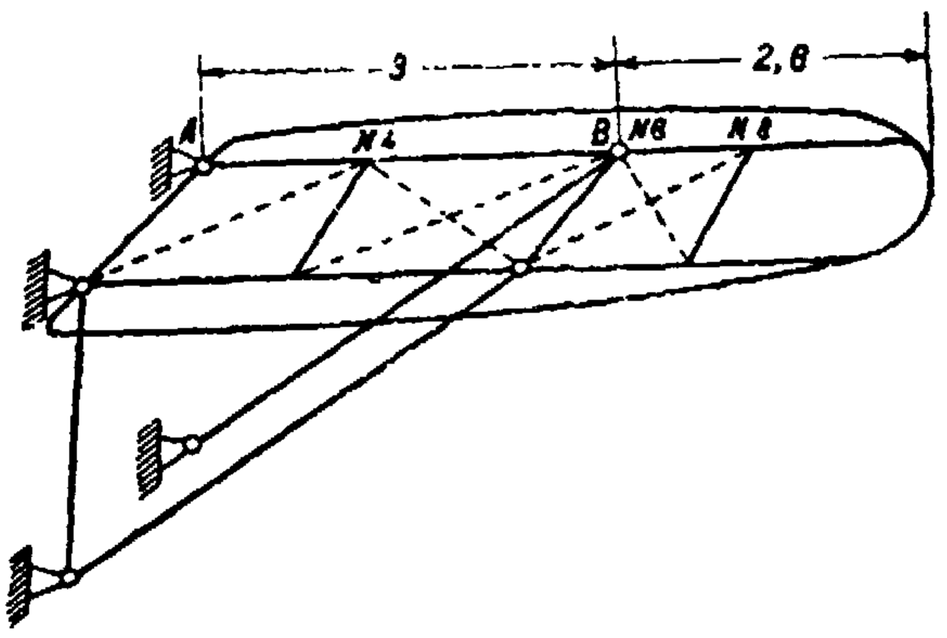
3. Зная момент от поперечных сил, определяем момент от сжимающих сил, и по сумме этих моментов рассчитаем размеры лонжерона:

$$\frac{M_{попереч}}{W} + \frac{M_{сж}}{W} + \frac{S}{F} \leqq \sigma_{max}.$$



Фиг. 5_8.

Если сжато-изогнутый стержень имеет точки перегиба, то метод Погоржельского следует применять с осторожностью, так как по одну сторону от точки перегиба он может дать увеличение изгибающего момента против истинного, а по другую сторону — уменьшение его.



Фиг. 6_8.

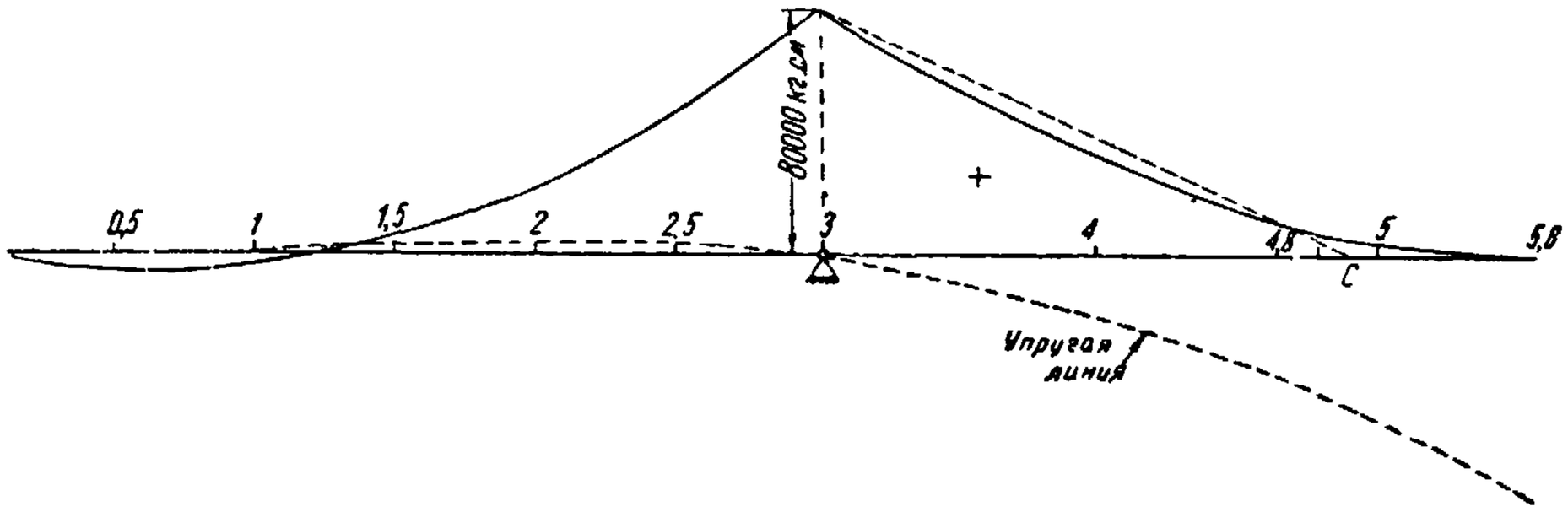
Пусть на участке AB (фиг. 5_8) лонжерон подкосного моноплана будет сжат и изогнут под действием воздушной нагрузки. Пусть в точке O_1 (фиг. $5a_8$) имеется перегиб от суммарного момента, консольного и параболического.

В этом случае, применяя расчет по методу Погоржельского-Ветчинкина, можно прибегнуть к такому приему:

1. Сначала по левую сторону от точки перегиба задать преувеличенную кривизну балки, а по правую — оставить ту же или даже несколько уменьшить, и по найденным моментам рассчитать левую половину лонжерона (фиг. $5в_8$).

2. Затем надо проделать расчет в обратном направлении, т. е. по правую сторону от перегиба задать кривизну преувеличенной, а по левую — оставить неизменной или взять преуменьшенную кривизну и по найденным моментам рассчитать правую половину лонжерона (фиг. $5c_8$).

3. В окончательном расчете берут размеры большие из двух найденных.



Фиг. 7_8.

Пример 1. Определить коэфициент опасности в пролете переднего лонжерона подкосного моноплана (фиг. 6_8), если для случая *A* были подсчитаны изгибающие моменты (фиг. 7_8) и заданы сечения согласно табл. 1_8.

ТАБЛИЦА 1_8

№ сечения	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Расстояние от корня, *см*	0	50	100	150	200	300	400	480	560
M, *кгсм*	0	−6100	−4350	+4800	21 500	79 000	31 100	6525	0
I, *см*	137	146	155	166	178	195	176	155	137
W, *см*³	19,5	20,7	22	23,6	25,4	27,8	25	22	195

Сжимающая сила *P* от подкоса равна 3480 *кг*; нагрузка направлена центрально. Лонжерон дюралюминовый коробчатого сечения.

Решение. Определяем упругую линию прогибов между опорами *A* и *B* на основании уравнения

$$\vartheta_n = \frac{M_{n-1} l_n}{6EI_n} + \frac{M_n l_n}{3EI_n} + \frac{M_n l_{n+1}}{3EI_{n+1}} + \frac{M_{n+1} l_{n+1}}{6EI_{n+1}} + \cdots$$

Допуская

$$\frac{M_n}{I_n} = \frac{M_{n+1}}{I_{n+1}} = \frac{M_{n-1}}{I_{n-1}} \text{ и } M_{n-1} = M \tilde{\tilde{n}} M = M_{n+1},$$

получим приближенную формулу:

$$\vartheta_n = \frac{M_n}{EI_n} \quad \frac{l_n + l_{n+1}}{2}$$

$$\vartheta_n = \theta_n + \theta_n'$$

на основании фиг. 8_8.

Расположим все вычисления в форме таблицы, взятой из книги инж. А. М. Черемухина [1].

[1] Черемухин. Расчет самолета, изд. 1925 г. Возможно и графическое определение упругой линии.

961

ТАБЛИЦА 28

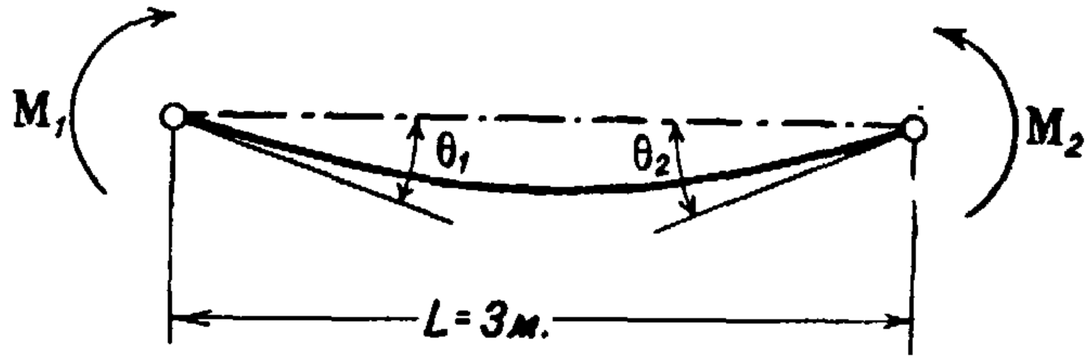
Стрела прогиба $\frac{1}{E} f_n$ см	№ нервюры	Среднее сечение l_n	Среднее сечение $k_n = \frac{l_n}{l}$	$k_n' = \frac{l_n + l_{n+1}}{2l}$	M_n, кгсм	I_n, см⁴	$\vartheta_n = \frac{M_n}{I_n} \cdot k_n'$	$\sum_0^{n-1} \vartheta = \sum \frac{M}{I} k'$	$y_n = \sum_0^{n-1} \vartheta \cdot k_n$	$f_n = f_{n+1} + k_n \sum_0^{n-1} \vartheta$
0	1	0	0	1	0	137	0		0	0
— 0,000 005 9	2	50	1	1	— 6 100	146	— 41,7	— 47,7	— 41,7	— 41,7
— 0,000 077	3	100	1	1	— 4 350	155	— 28,0	— 69,7	— 69,7	— 111,4
— 0,000 217	4	150	1	1	+ 4 800	166	+ 29,0	— 40,7	— 40,7	— 152,10
— 0,000 010 2	5	200	1	1	21 500	178	121	+ 10,3	+ 80,30	— 71,80
+ 0,000 198	6	300	0,5	0,75	79 000	195	342	422,3	+ 211,15	+ 139,35
0,001 055	7	400	1	1	31 100	176	177	599,3	599,3	+ 738,65
0,002 21	8	480	1,25	1,13	6 525	155	47,5	646,8	810	1548,65
0,003 95	9	560	1	1	0	137	1	646,8	810	2358,65

СКБ "Вулкан-Авиа"

Определим напряжение по формуле

$$\sigma_{max} \geqq \frac{M_{изг}}{W} + \frac{P \cdot f_n}{W} + \frac{P}{F};$$

$$П = \frac{M_{изг}}{W\sigma_m} + \frac{P}{F\sigma_m} + \frac{P}{P_{кр}'} \leqq 1.$$



Фиг. 8.

За максимальное напряжение принимаем для дуралюмина временное сопротивление 3600 $кг/см^2 = \sigma_m$. Проверим сечение 4 (фиг. 6) между опорами A и B, где найдено

$$M = +4800 \ кгсм,$$

$$I = 166 \ см^4,$$

$$W = 23{,}6 \ см^3,$$

$$f = 0{,}000\,217 \ см,$$

$$P = 3480 \ кг.$$

$$F = (0{,}2 \cdot 6{,}5 \cdot 2 + 0{,}1 \cdot 14{,}1 \cdot 2) = 2{,}88 \ см^2,$$

$$P_{кр} = \frac{8EI}{l^2} = \frac{8 \cdot 700\,000 \cdot 166}{300^2} \approx 10\,300 \ кг.$$

$$\frac{4800}{23{,}6 \cdot 3600} + \frac{3480}{2{,}88 \cdot 3600} + \frac{3480}{10\,300} =$$

$$= \frac{1}{17{,}7} + \frac{1}{6} + \frac{1}{2{,}95} = 0{,}056 + 0{,}166 + 0{,}340 = 0{,}562 .$$

Условие прочности удовлетворено, но конструкция получилась переупрочненной.

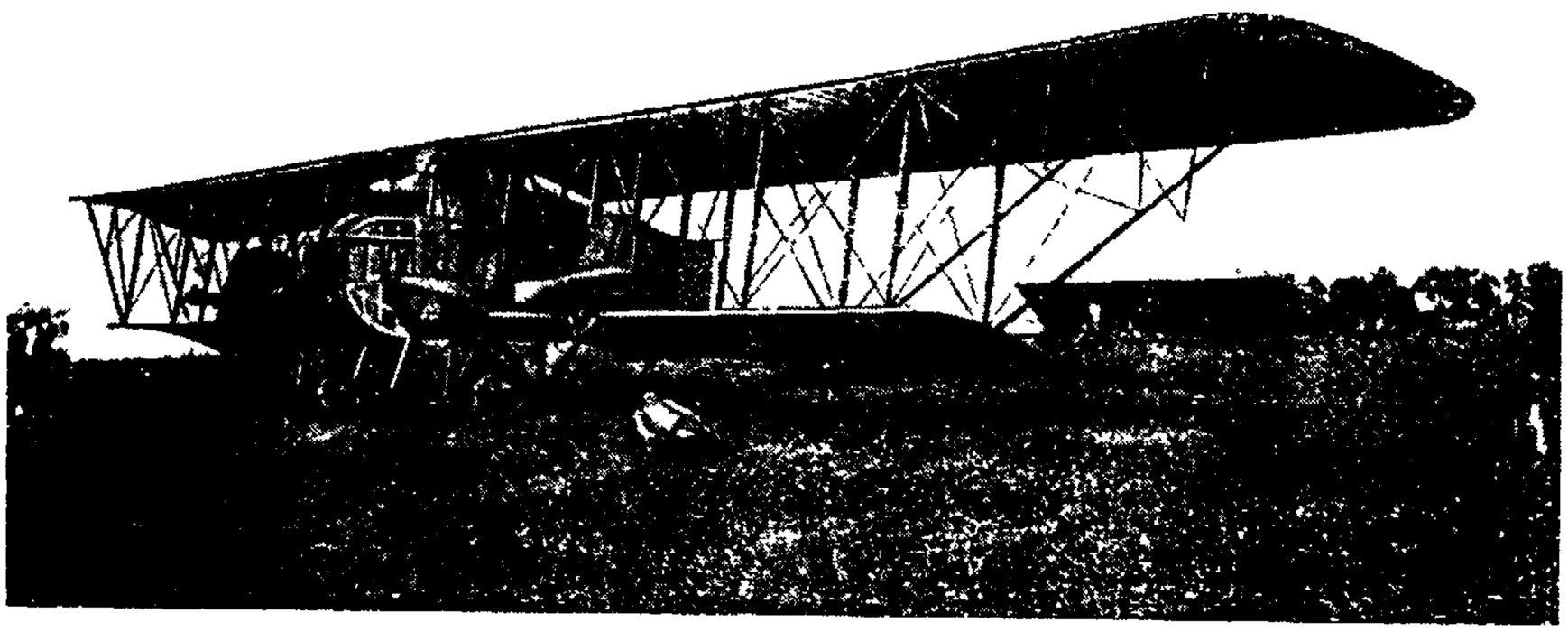
Сечение лонжерона можно взять более легким и путем последовательных приближений подобрать такое сечение, чтобы коэфициент опасности был близок к единице.

ГЛАВА 9

МЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ БИПЛАНА

§ 1_9. КОНСТРУКТИВНАЯ СХЕМА БИПЛАНА

В последовательности исторического развития форм аэроплана вначале наблюдалось преобладание многостоечной бипланной конструкции: „Илья Муромец" Сикорского (фиг. 1_9), конструкции Фармана, немецкие Сименс-Шуккерт, Цеппелин-Штакен, английский Н-9 (Хевилэнд), советский Р-1.

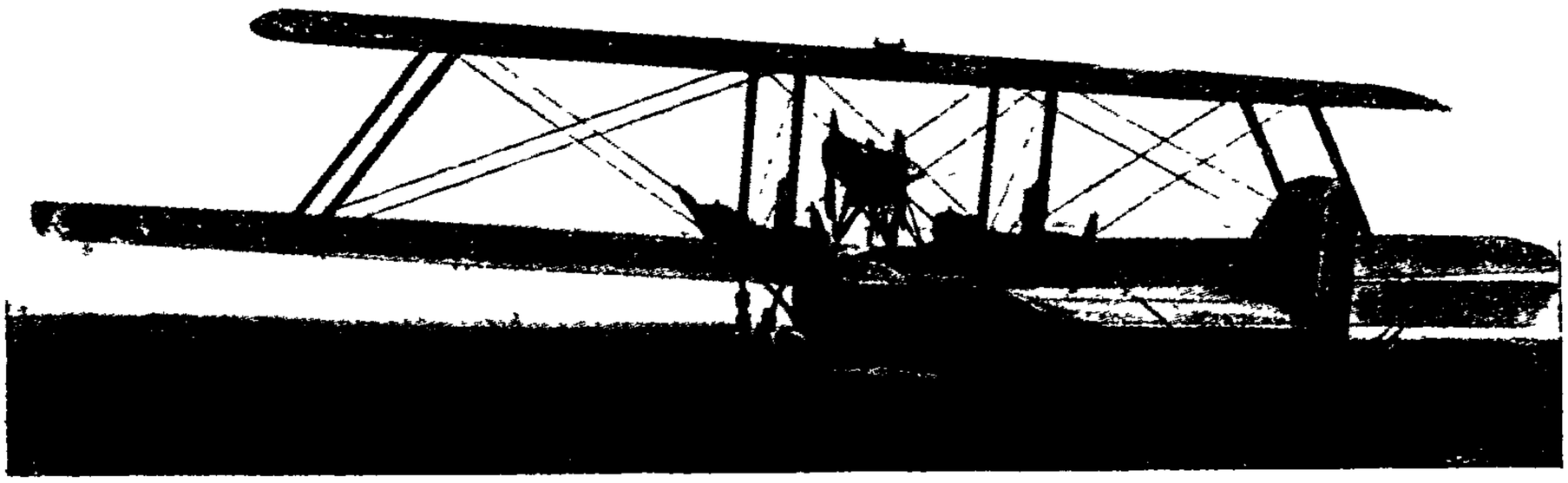


Фиг. 1_9.

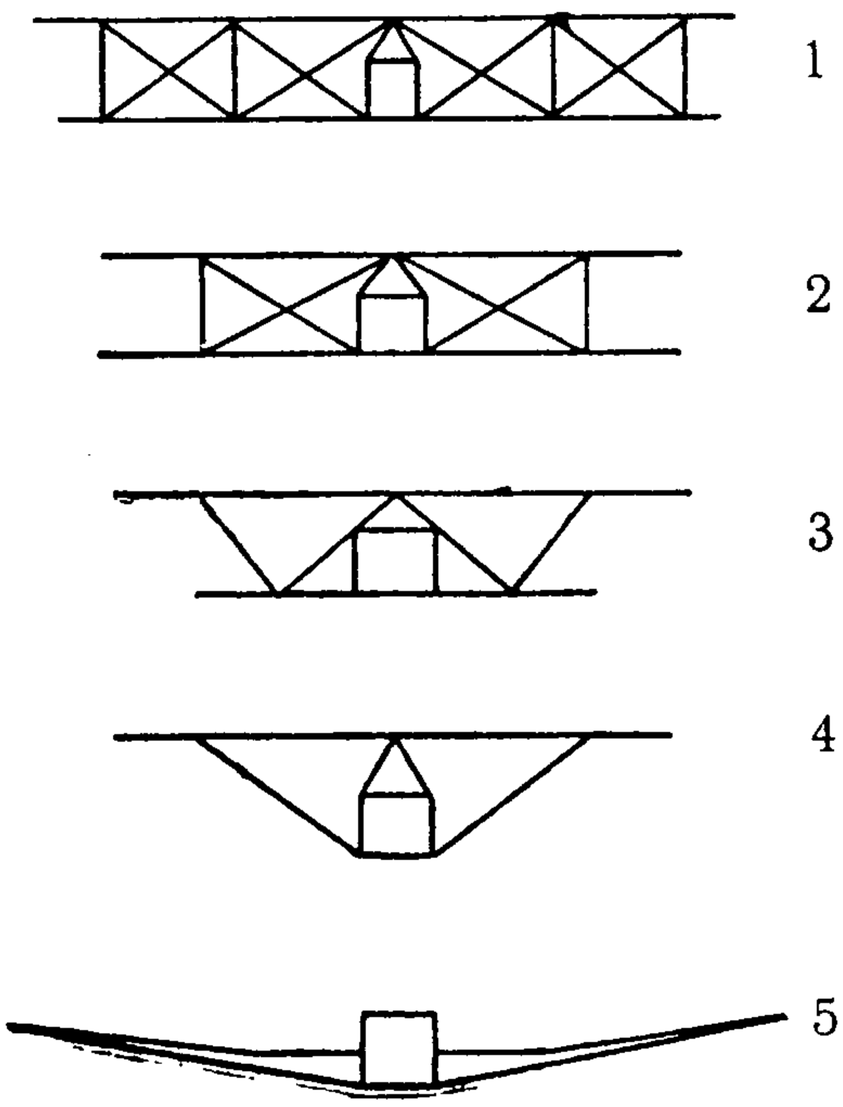
С развитием аэродинамики и внедрением более совершенных методов производства, с применением высокосортных материалов ферма биплана приходит к ее современному одностоечному виду даже в больших самолетах типа Капрони СА-90 (фиг. 2_9).

На фиг. 3_9 показан ряд крыльев, промежуточных между многостоечной бипланной коробкой и свободнонесущим крылом.

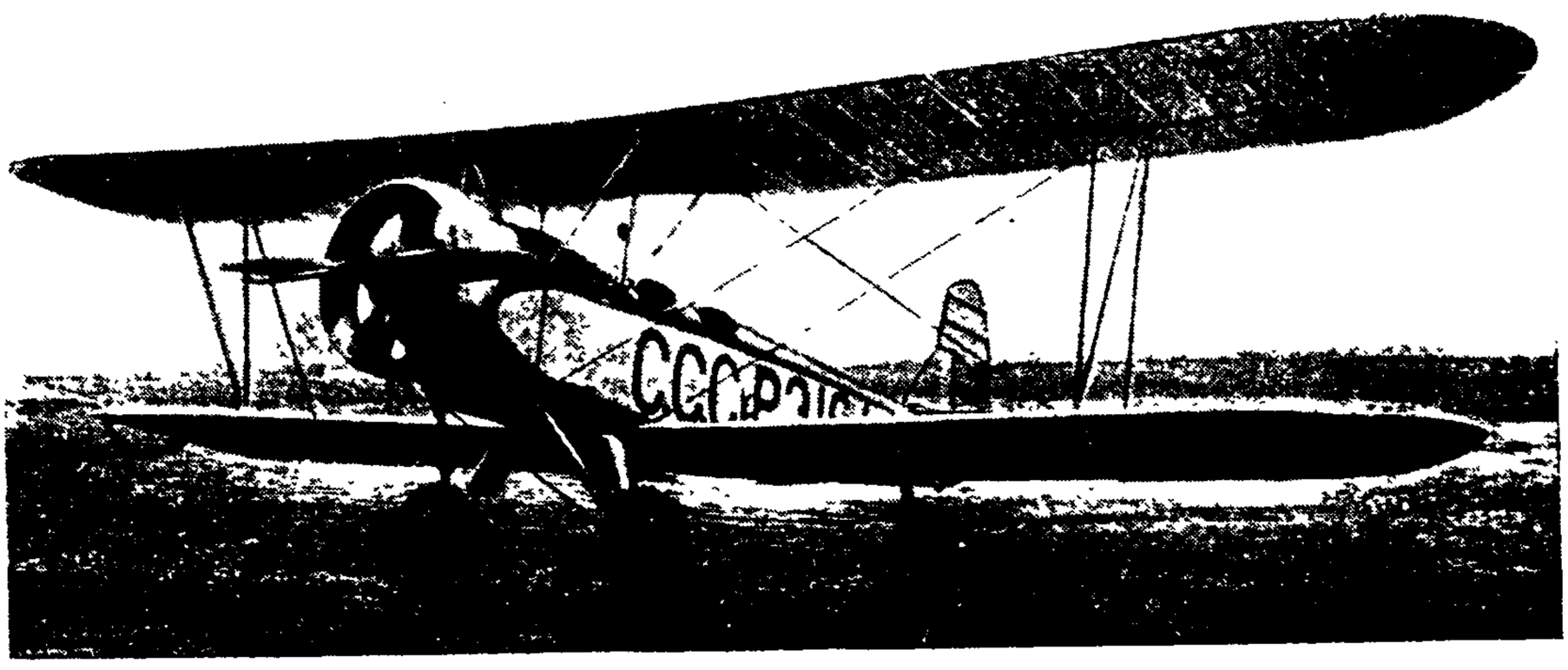
Если все крыло принять за балку и вспомнить, что с высотой балки вес ее падает, то ясно, что свободнонесущее крыло по весу занимает последнее место; в то же время по аэродинамическим качествам оно стоит впереди.



Фиг. 2₉.



Фиг. 3

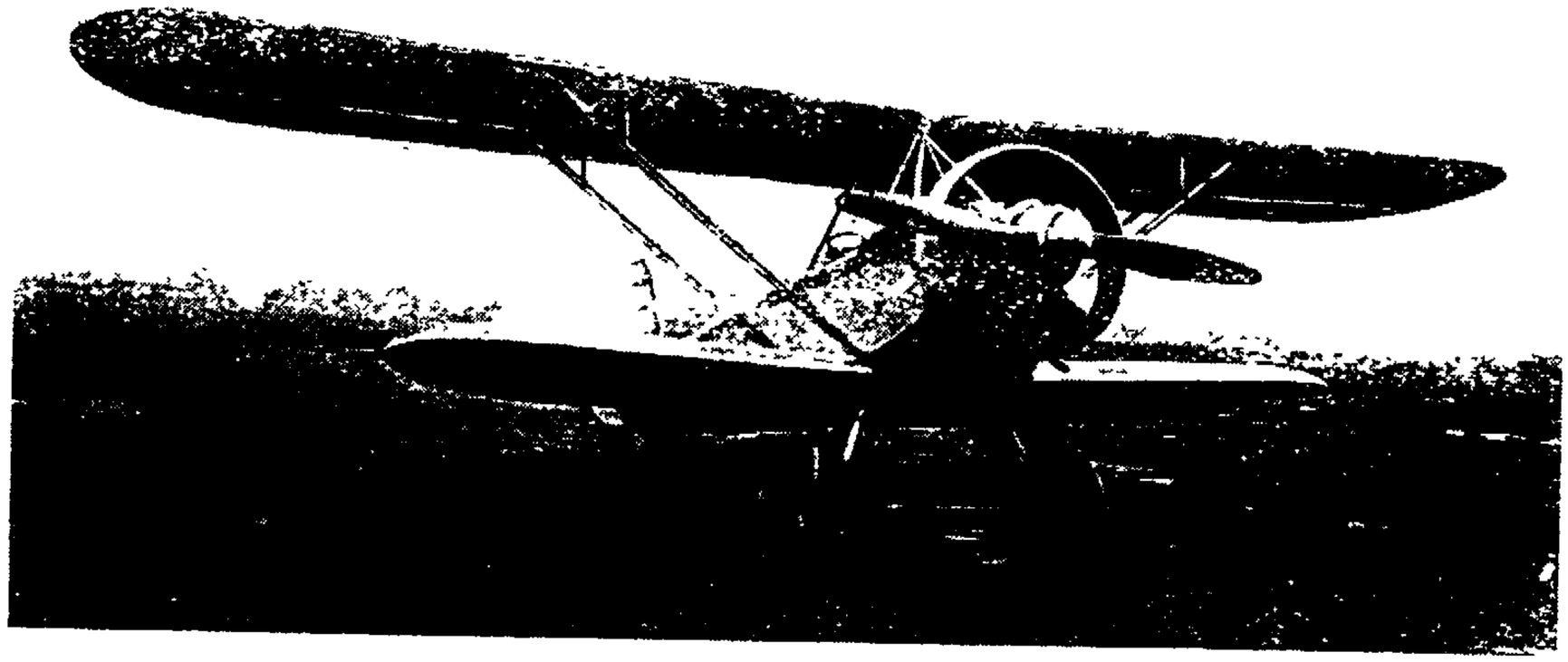


Фиг. 4₉.

По весу конструкции крыльев схемы самолетов грубо разбиваются следующим образом:

Тип самолета	Вес $кг/м^2$
Многостоечный биплан	7
Одностоечный „	8
Полутораплан	9
Подкосный моноплан	10
Свободнонесущий моноплан	12

Преимущество применения той или иной схемы — вопрос спорный; объясняется это тем, что область применения самолета очень широка и в зависимости от назначения его выбирается та или другая схема.



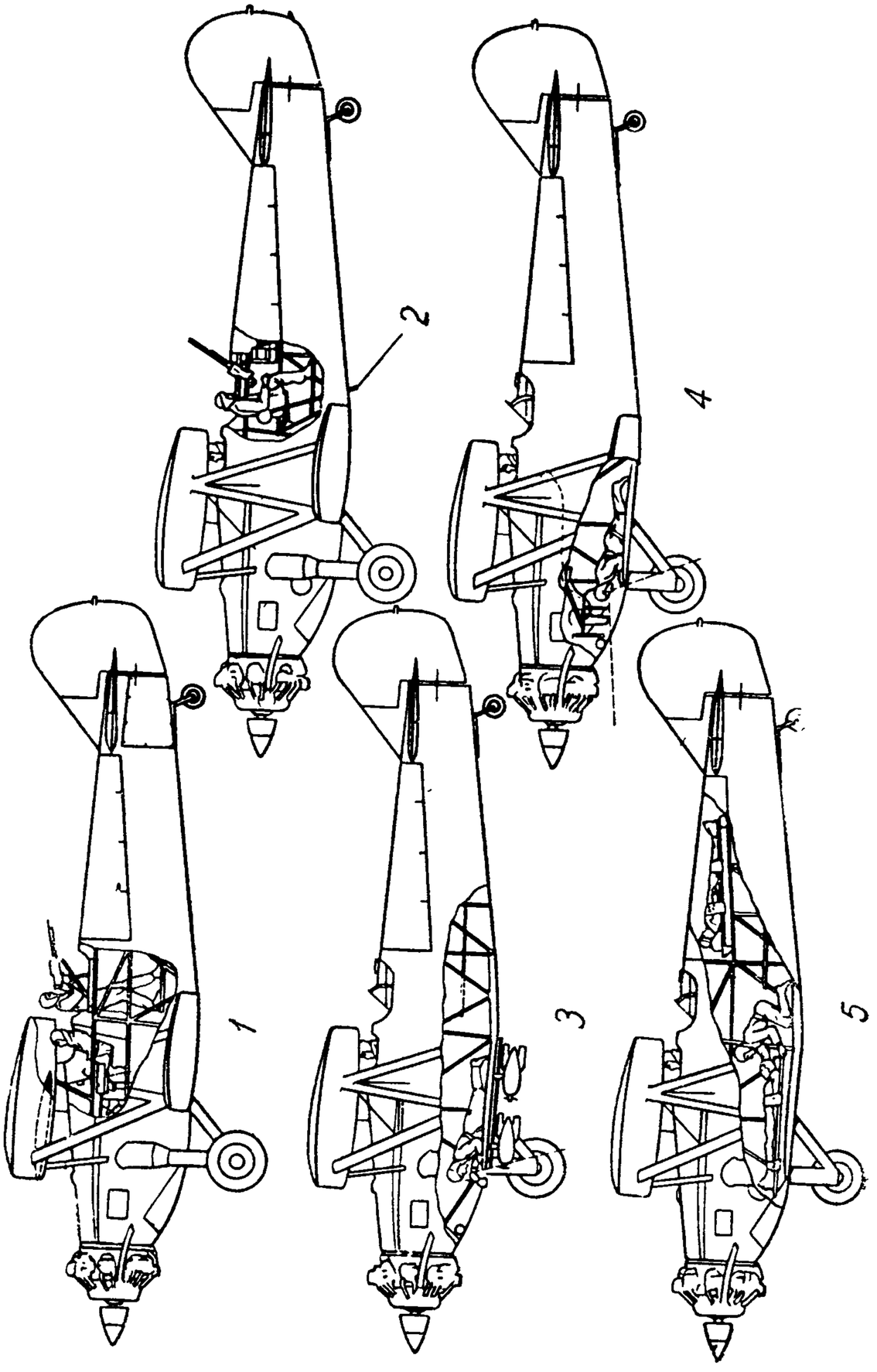
Фиг. 5_9.

Школьные учебные самолеты, например, У-2 (фиг. 4_9), НИАИ-1 (фиг. 5_9) представляют бипланные конструкции, в которых удобство обслуживания, небольшая посадочная скорость и относительно большая маневренность являются их преимуществом перед монопланной схемой.

Эти же обстоятельства объясняют предпочтение, отдаваемое схеме биплана в военных разведывательных самолетах. Следует отметить также особое преобладание бипланов в английской морской и сухопутной авиации. На фиг. $5a_9$ изображен универсальный английский военный биплан фирмы Бристоль, тип 118с, с двигателем 500 *л. с.* Самолет легко приспосабливается для пяти различных назначений: 1) истребитель, 2) армейский разведчик, 3) бомбовоз, 4) фотограф и 5) санитарный самолет.

§ 2_9. ПРИМЕРЫ БИПЛАННЫХ САМОЛЕТОВ

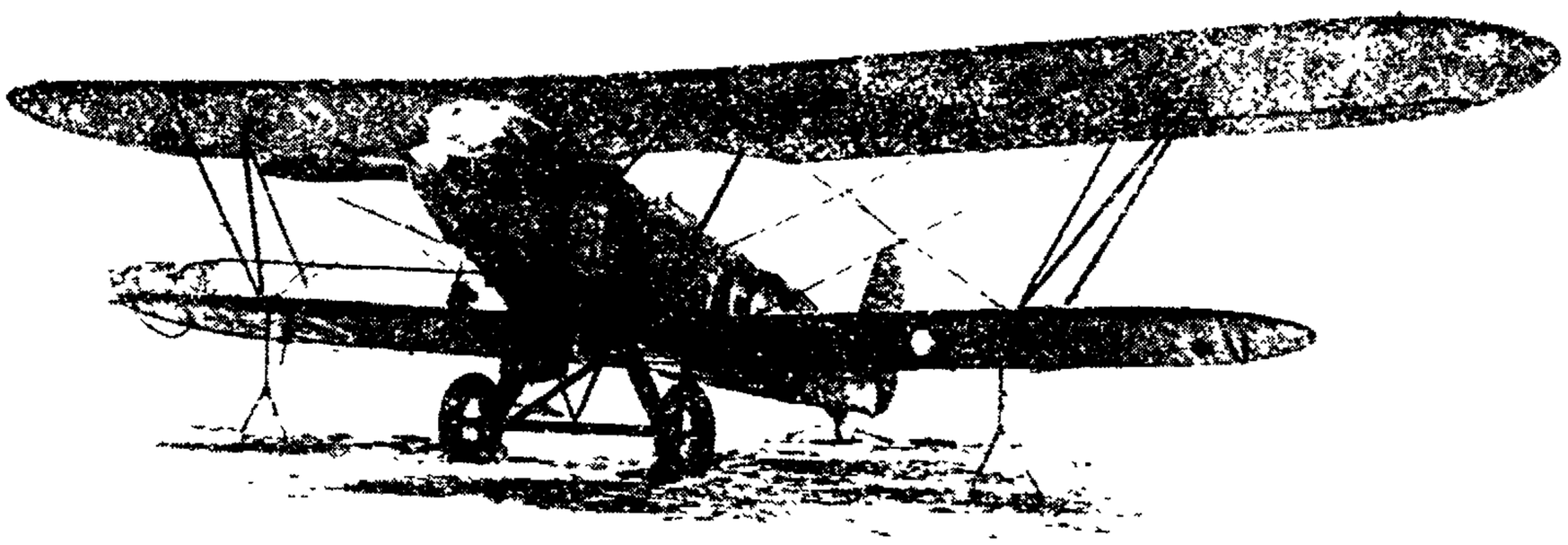
Самолет типа Р-5. На фиг. 6_9 дан внешний вид одностоечного почтового биплана типа Р-5. Данные этого самолета приведены ниже.



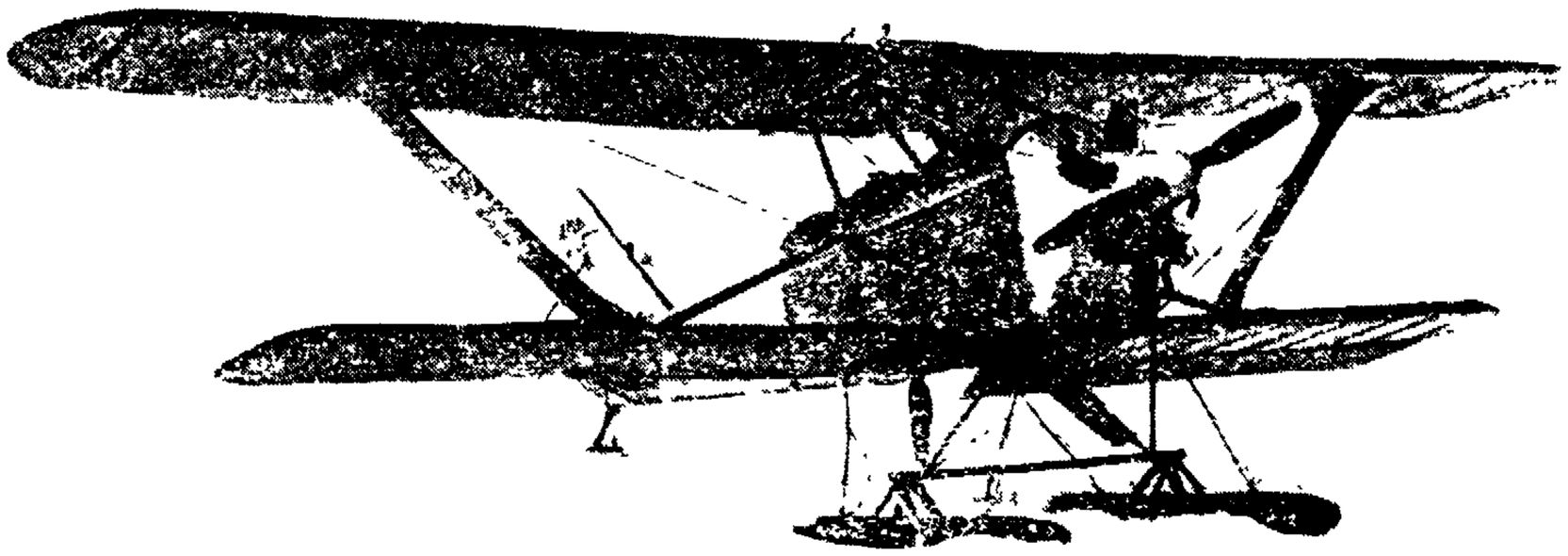
Фиг. 5а

Почтовый биплан типа Р-5

Фюзеляж шпангоутный, обшит фанерой
Крылья деревянные
Мотор М-17 . . . . . 650 *л. с.*
Средний полетный вес . . . . 2565 *кг*
Площадь верхних крыльев . . 38,02 *м²*
„ нижних „ . . 18 „
Размах верхнего крыла . . . 15,5 *м*
„ нижнего „ . . . 12 „
Хорда верхнего крыла . . . . . 2,2 „
Хорда нижнего крыла . . . . . 1,7 „
Площадь стабилизатора . . . . 3,9 *м²*
Площадь руля высоты . . 3,1 *м²*
„ „ поворота . 1,6 „
„ киля . . . . . 0,62 „
„ элеронов . . . . 3,6 „
Вынос верхней плоскости . 650 *мм*
Дужка Кларк-У
Положение центра тяжести — 29% от средней аэродинамической хорды
Наибольшая скорость . . . 250 *км/час*
Посадочная „ . . . 90 „
Потолок . . . . . 6500 *м*



Фиг. 6₉.



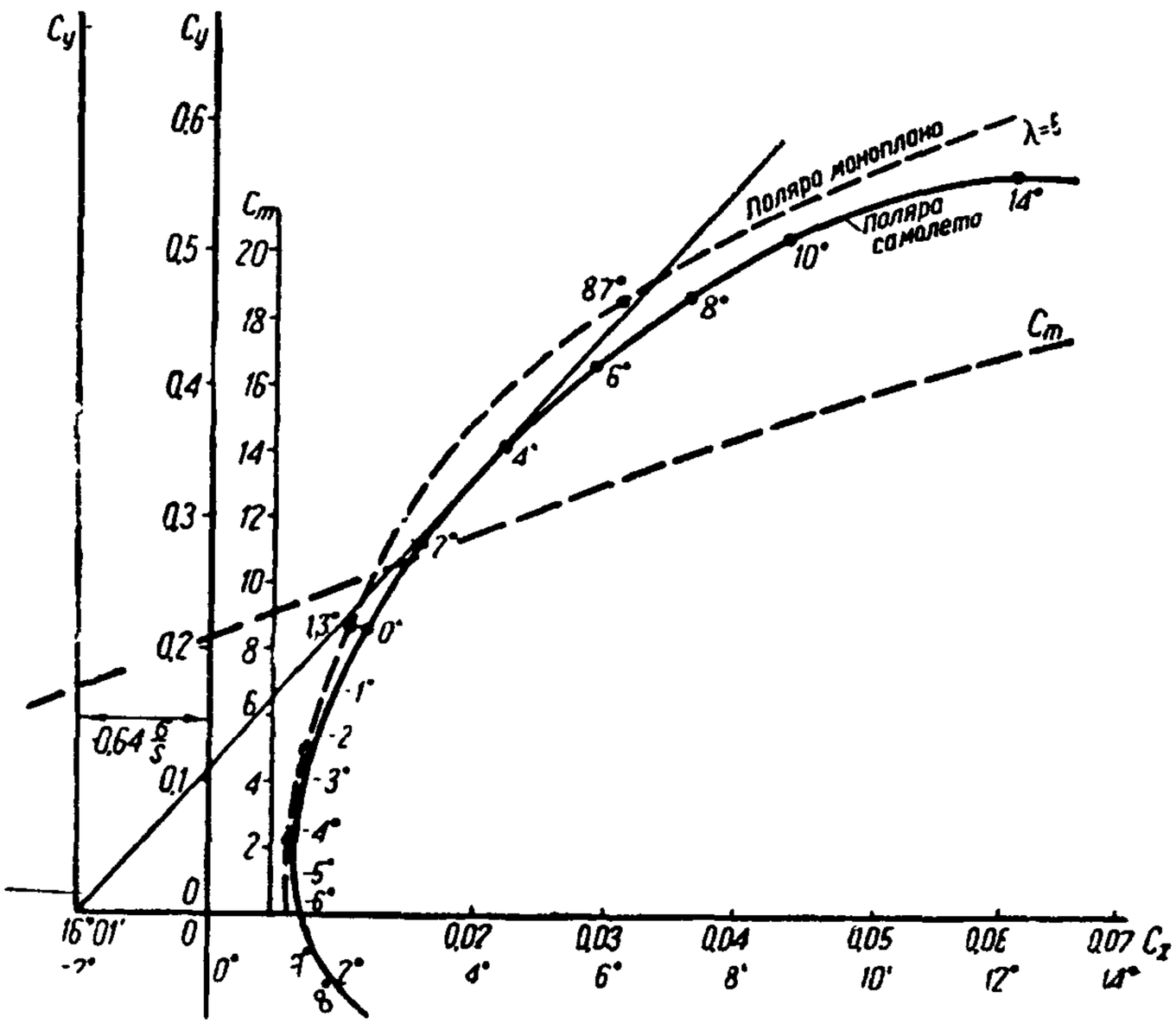
Фиг. 7₉.

Этот самолет применяется на воздушных линиях СССР для почтово-пассажирских целей.

В 1934 г. на самолетах Р-5 блестяще были проведены полеты по спасению экспедиции Шмидта после гибели во льдах Арктики парохода „Челюскин".

Тип бипланного самолета принят в некоторых советских и заграничных конструкциях легкого самолета, например, АИР-1, АИР-2, Иградо-3 В/М, английских авиэток „Мотс-Хевилянда", „Авро" и др.

Легкий самолет Иградо-3В/М. На фиг. 7_9 представлен легкий полуметаллический самолет Иградо Московского Осоавиахима, построенный кружком авиации при школе ФЗУ завода им. Фрунзе в 1931 г. [1], а на фиг. 8_9 дана его теоретическая поляра. Форма крыльев — одностоечный



Фиг. 8_9.

биплан с V-образными подкосами (фиг. 9_9) допускает превращение самолета в учебный моноплан второй ступени скорости.

При испытании самолета и во время перелетов в 1932 г. были установлены следующие данные:

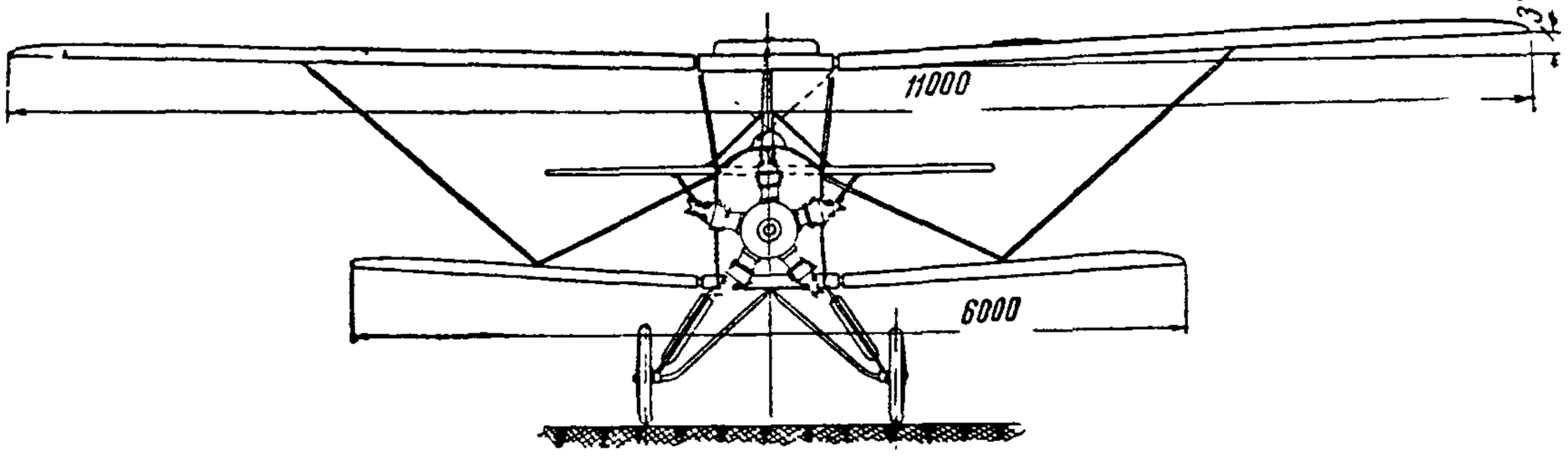
крейсерская скорость	130 *км/час*
наибольшая высота подъема . .	3500 *м*
посадочная скорость	70 *км/час*

Габариты самолета следующие:

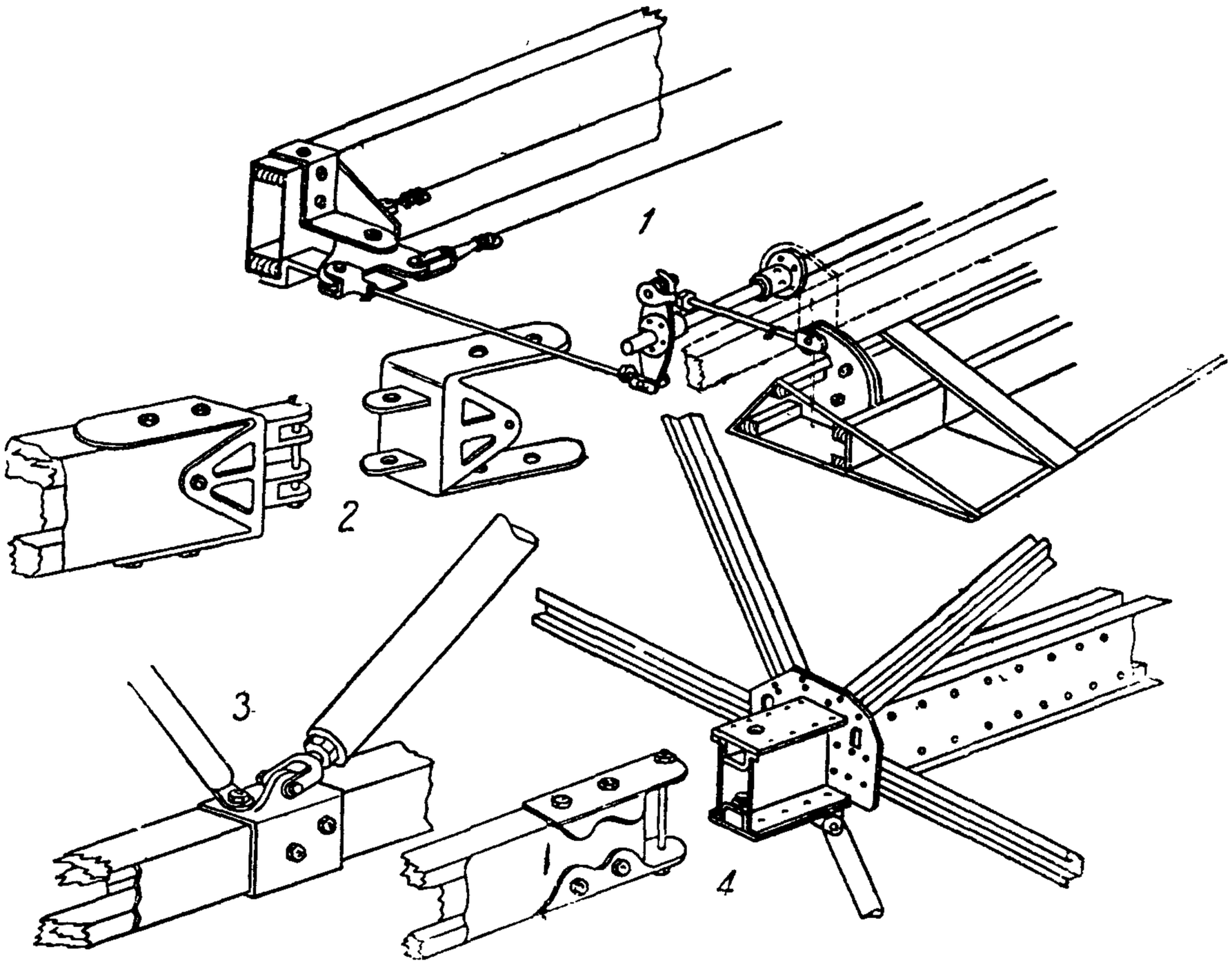
площадь верхних крыльев . . .	12,98 $м^2$	размах верхней плоскости . . .	10,2 *м*
„ нижних „ . . .	9,94 „	„ нижней „ . . .	8,3 „
„ стабилизатора	1,88 „	длина	5,4 „
„ руля высоты	1,33 „	вес в полете	765 *кг*
„ киля	0,28 „	„ крыльев со стойками	105 „
„ руля поворота	0,41 „	центровка с пассажиром .	32% средней хорды
„ элеронов	2,66 „		

[1] Описание этого самолета дано в книге автора „Расчет и конструкция маломощного самолета", изд. ГНТИ, 1932.

Фюзеляж самолета состоит из трех частей: съемной моторной рамы, центральной дюралюминиевой, зашитой гофром, и хвостовой шпангоутной, покрытой 1-*мм* фанерой и полотном. Крылья и оперение деревянные, шасси нормальное; на схеме (фиг. 9_9) дан второй вариант с пирамидальным шасси.



Фиг. 9_9.



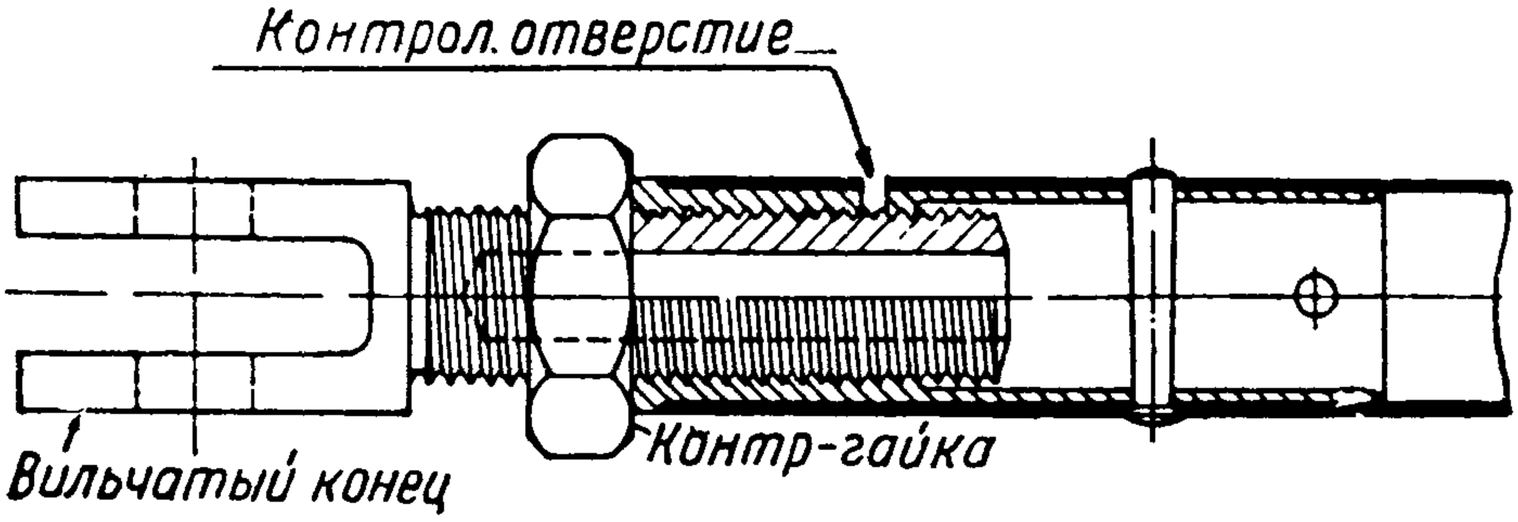
Фиг. 10_9.

Как пример простейшей конструкции, построенной в кустарных условиях, приводим на фтиг. 10_9 некоторые характерные узлы соединений: *1* — передача к элерону на нижнем крыле, *2* — крыльевой замок верхнего заднего лонжерона, *3* — башмак подкосов и стоек, *4* — узел крепления к фюзеляжу переднего лонжерона нижнего крыла.

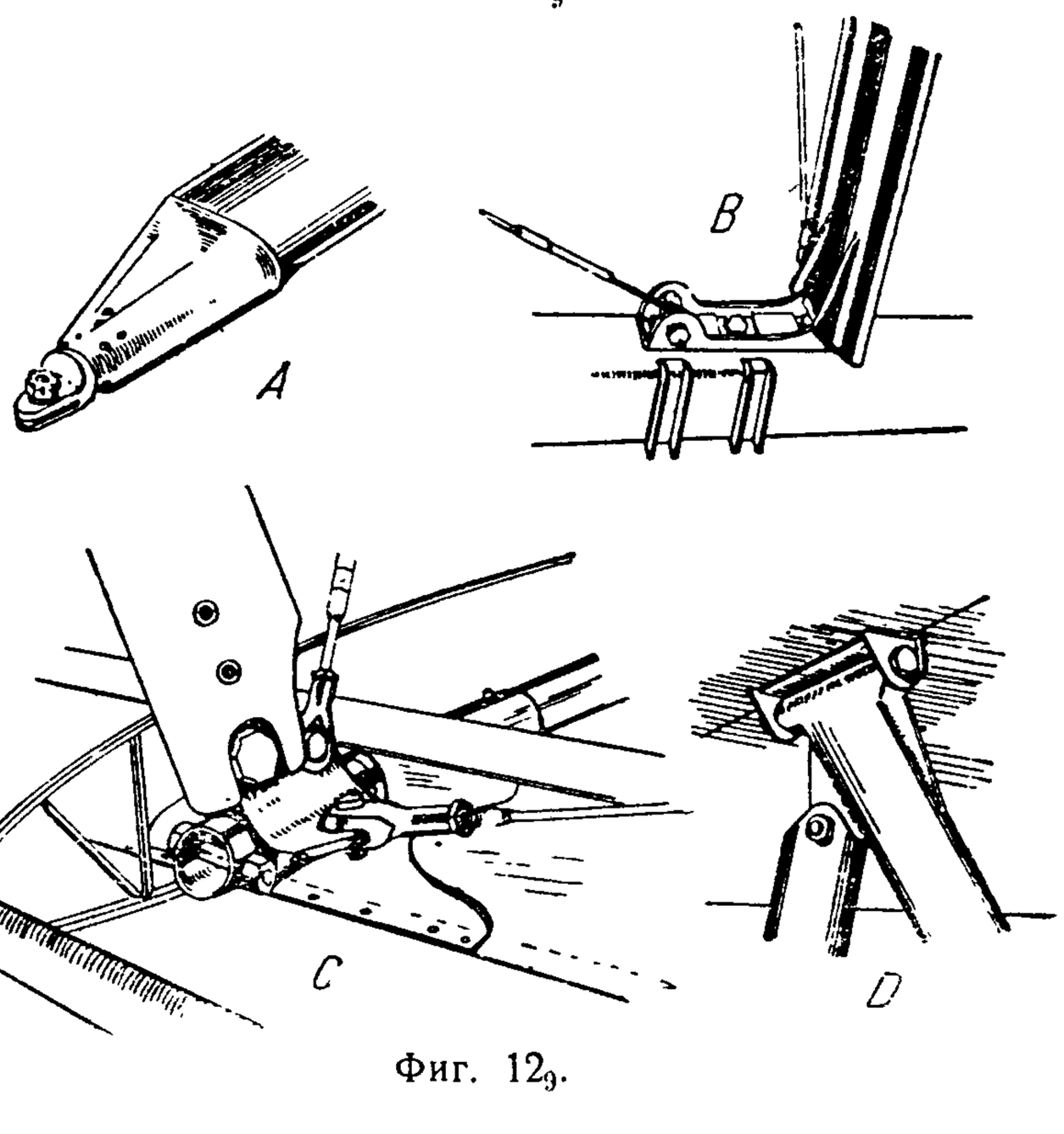
§ 3₉. ТИПИЧНЫЕ КОНСТРУКЦИИ СТОЕК И УЗЛОВ КРЕПЛЕНИЯ

Самолетные стойки можно разбить на три группы: 1) деревянные, 2) металлические трубчатые, 3) металлические клепаные.

Типы стоек. Деревянные стойки каплевидного сечения изготовляются обычно склеенными из 2—3 частей во избежание коробления. В настоя-



Фиг. 11₉.

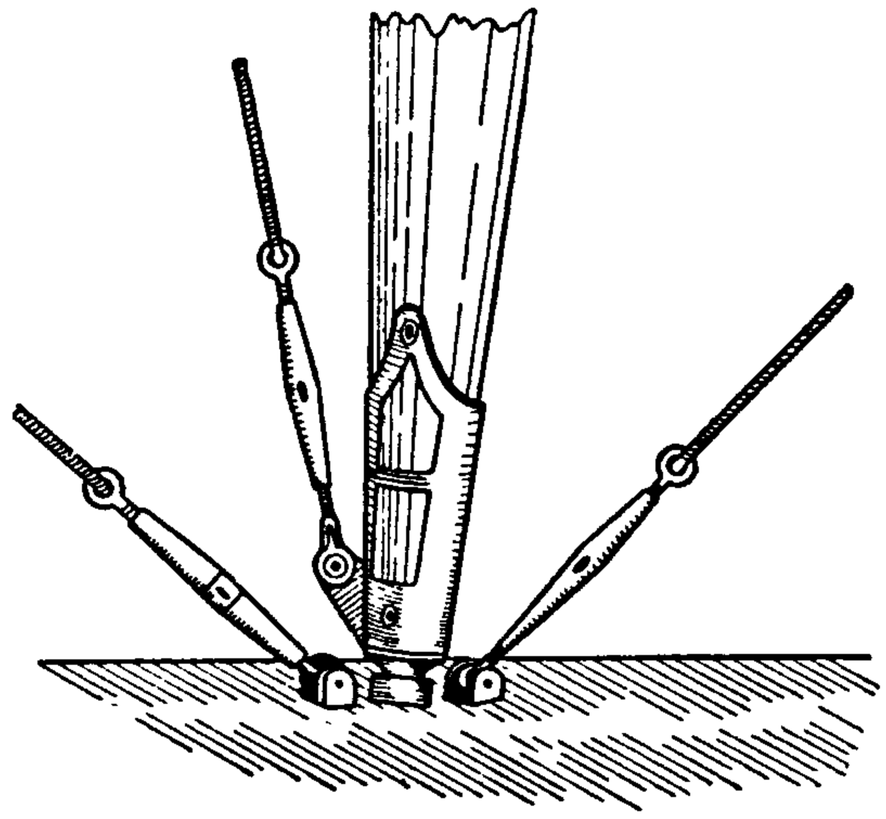


Фиг. 12₉.

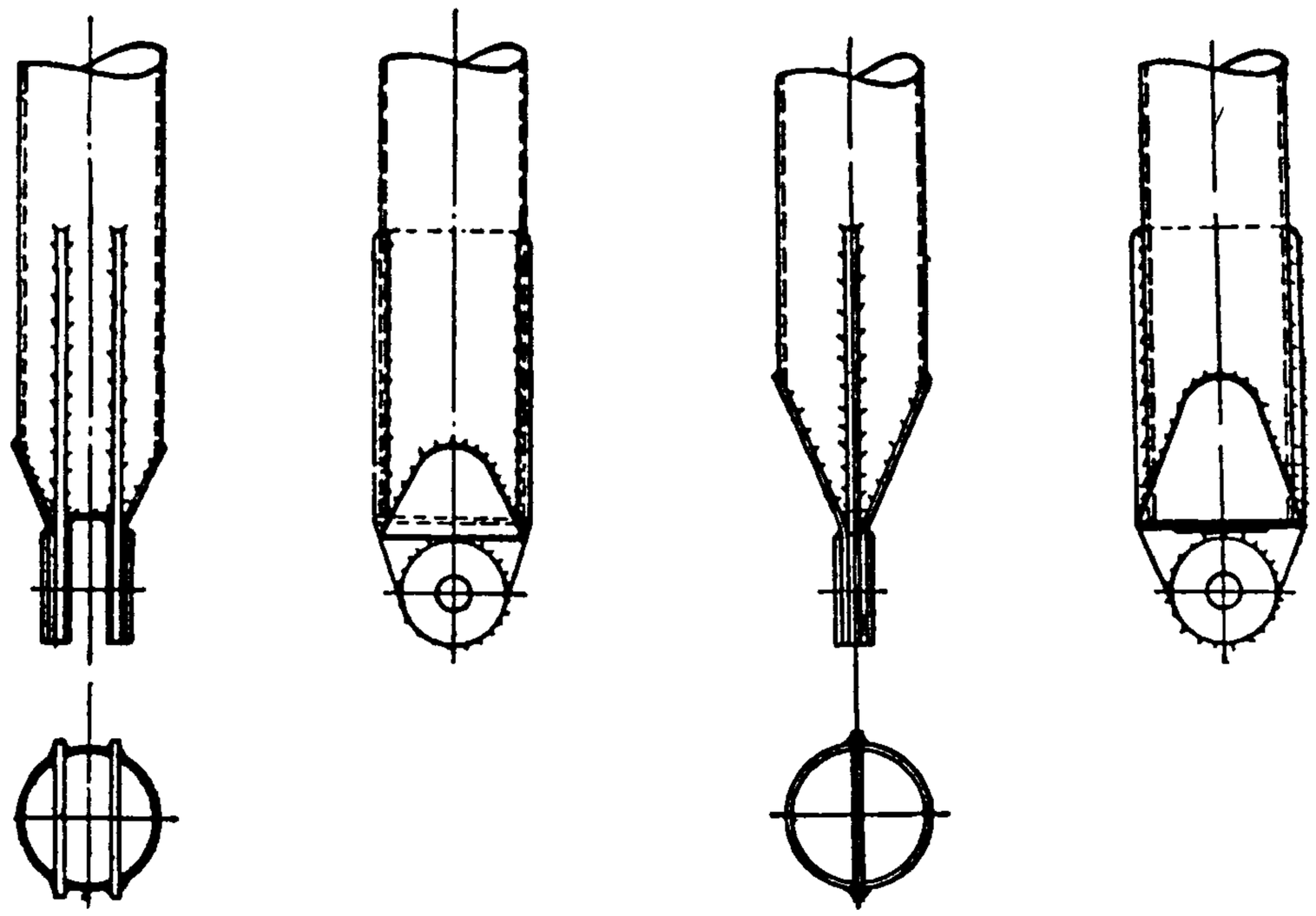
щее время они уступают место стальным и дюралюминиевым. Последние имеют в большинстве случаев каплевидное сечение и гораздо реже делаются из круглых труб с деревянным обтекателем. Клепаными по большей части бывают X-образные стойки, хотя встречаются и V-образные клепаные стойки; материалом для них служат дюралюминиевые профили.

Заделка стоек. На фиг. 11₉ дано типичное соединение конца трубчатой стойки с вильчатым болтом (forkend). В трубу вставляется муфта с резьбой, которая закреплена коническими болтами или заклепками.

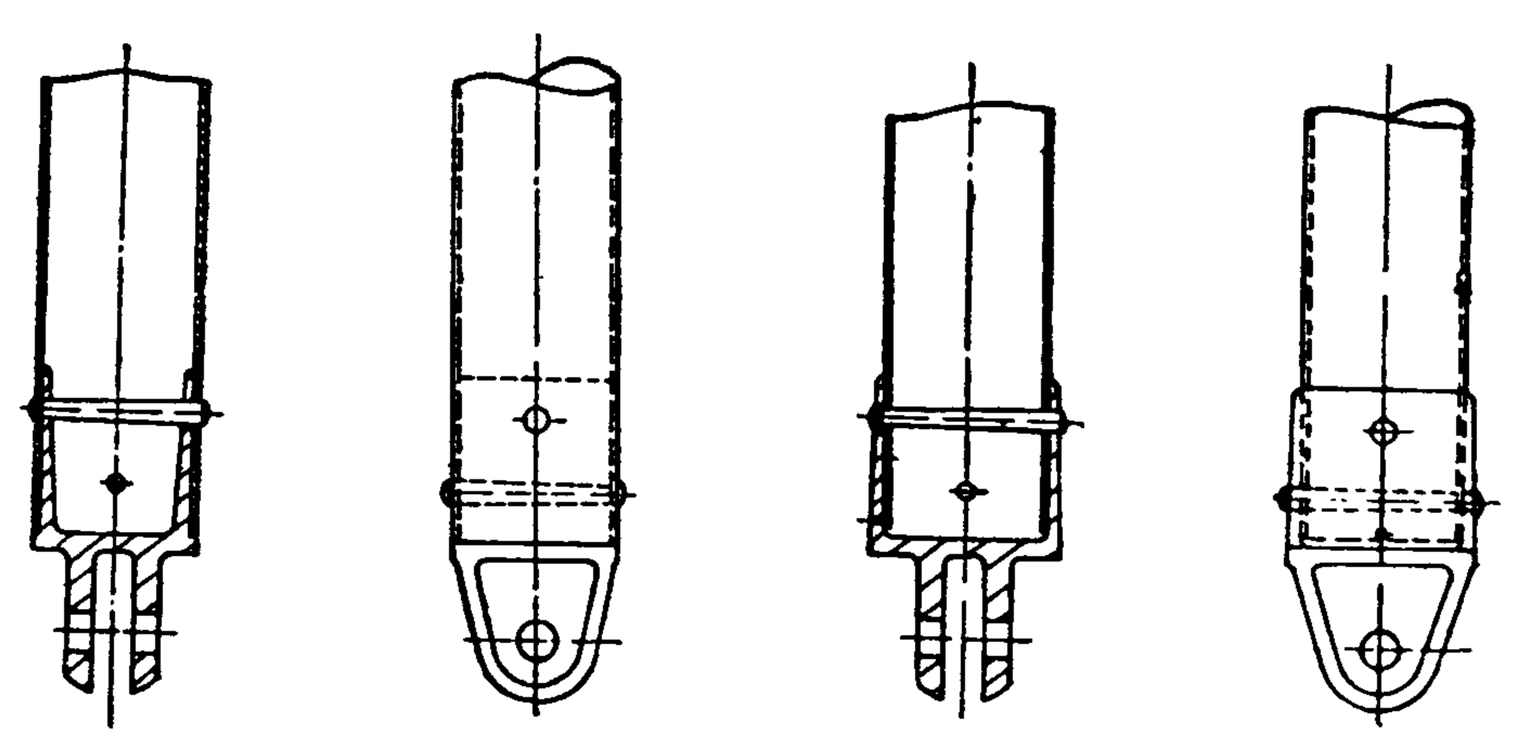
В стенке делается контрольное отверстие (inspection hole) для наблюдения за правильным положением болта, которое фиксируется контргайкой (locknut).



Фиг. 13$_9$.



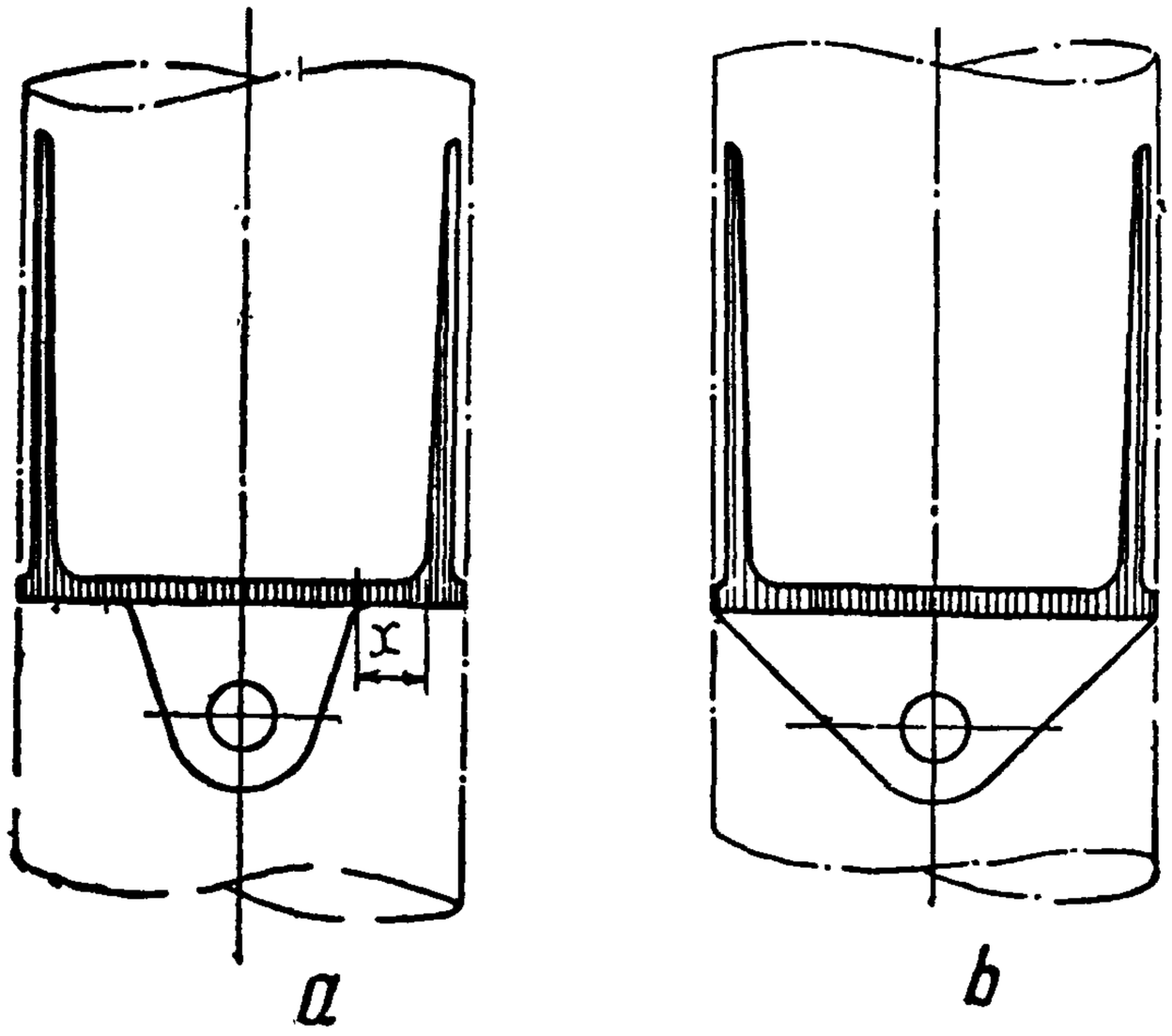
Фиг. 13a_9



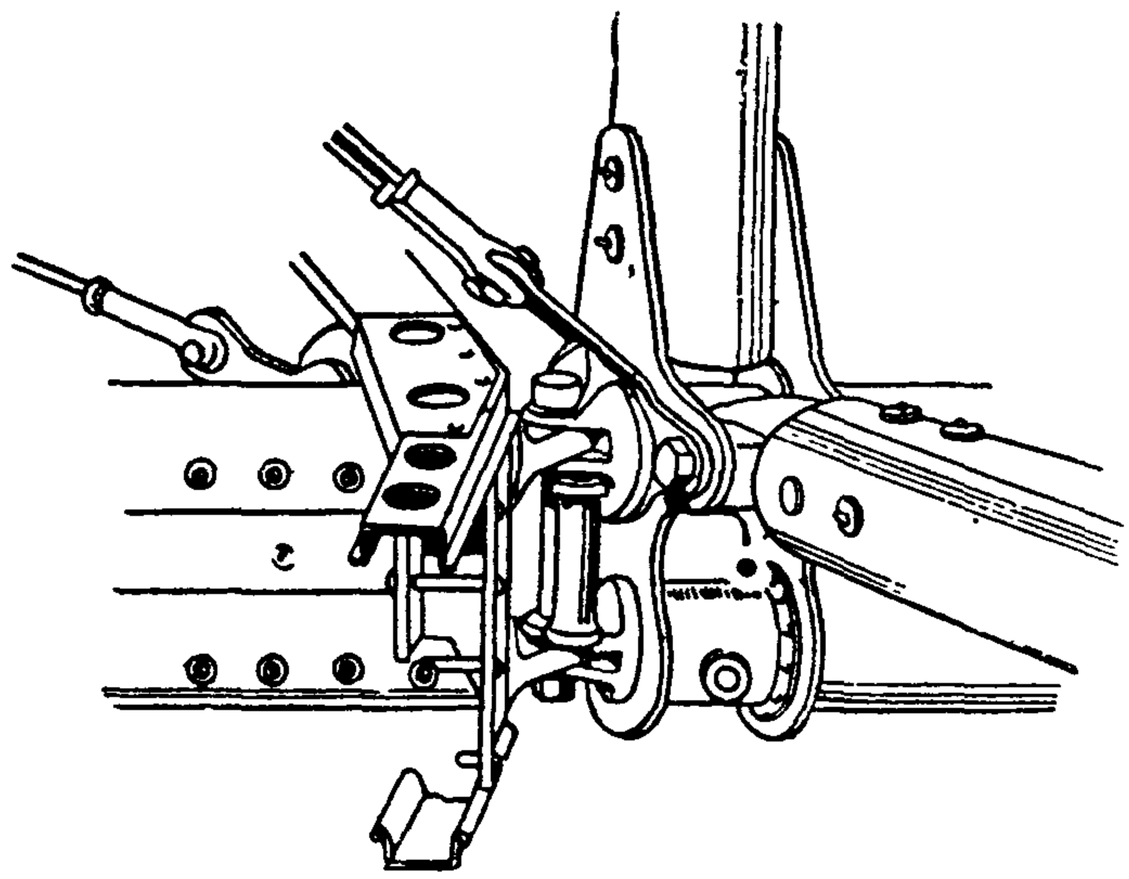
Фиг. 13$в_9$.

Новейшие методы соединения трубчатых стоек изображены на фиг. 12_9.

Способ *A* применяется на английском самолете Парналь; как видно из фиг. 12_9, точеная вилка присоединена к штампованному концу посредством трубчатых заклепок. *B* — конструкция стоечного узла самолета Блекбёрн;



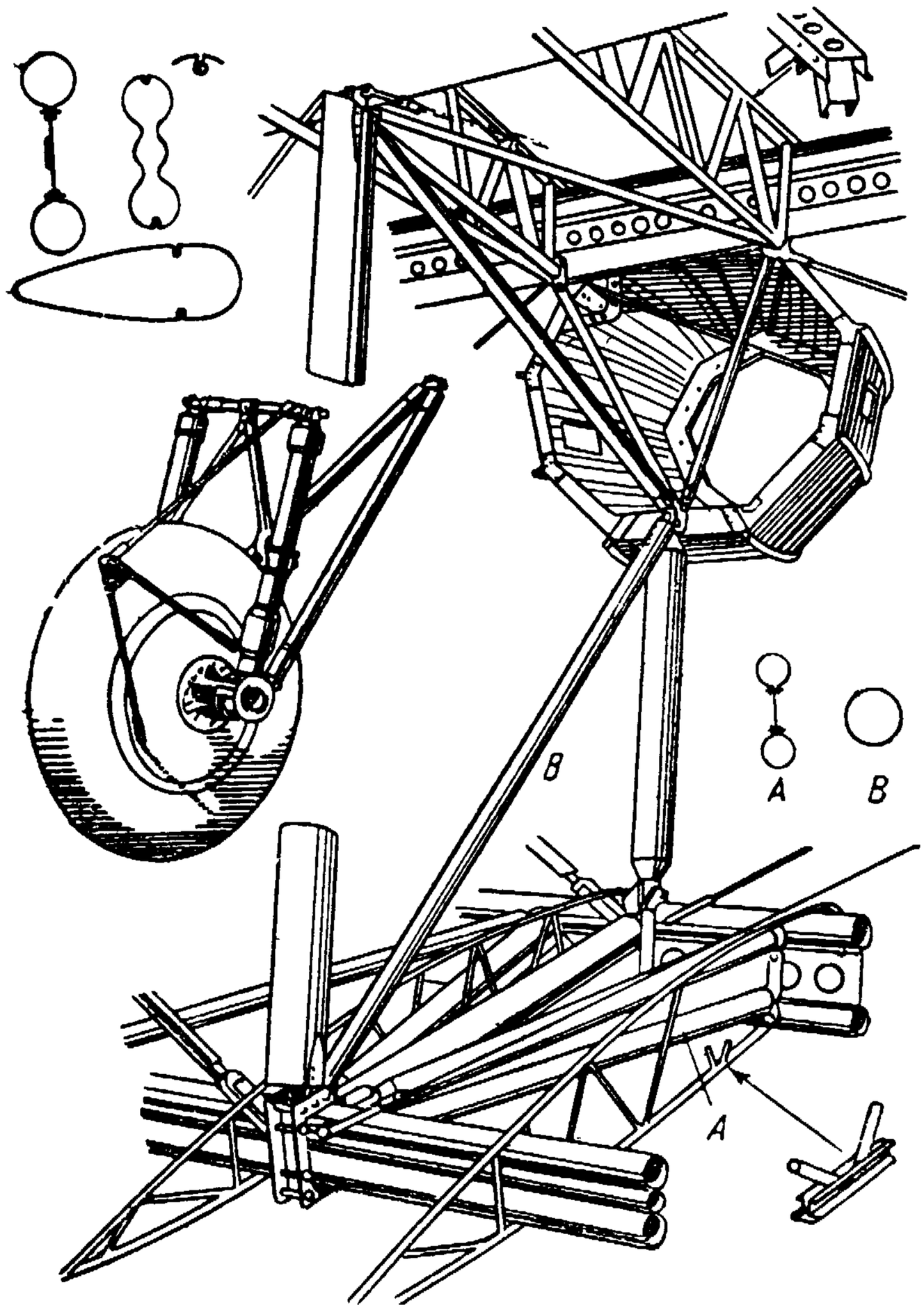
Фиг. 14_9.



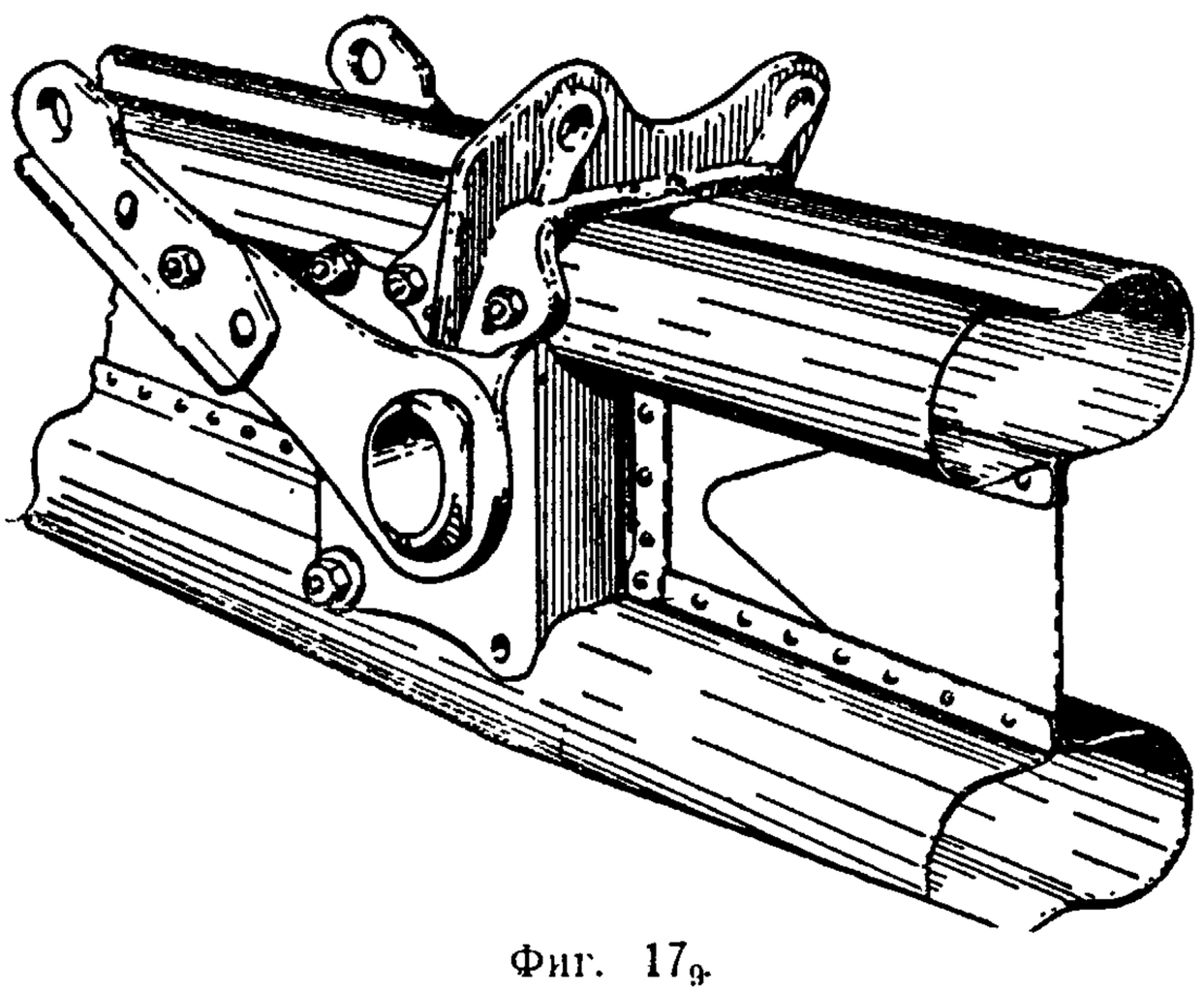
Фиг. 15_9.

здесь косынка, вставляемая в трубу, с угольниками образует монолитный башмак и заваривается. *C* — типичное соединение самолета Бристоль и *D* — соединение самолета Дезуттер.

В немецких самолетах Фоккер (FD-11 и FC-4) применяется шаровое соединение, которое заключается в том, что стойки заканчиваются стальной шаровой головкой, опирающейся в соответствующую чашечку у башмака. Если один конец стойки заканчивается шаровой головкой, наглухо



Фиг. 16.



Фиг. 17.

закрепленной, то обычно другой снабжается регулировочным болтом с шаровой головкой, ввинчивая и вывинчивая который мы можем изменять длину стойки (фиг. 13_9).

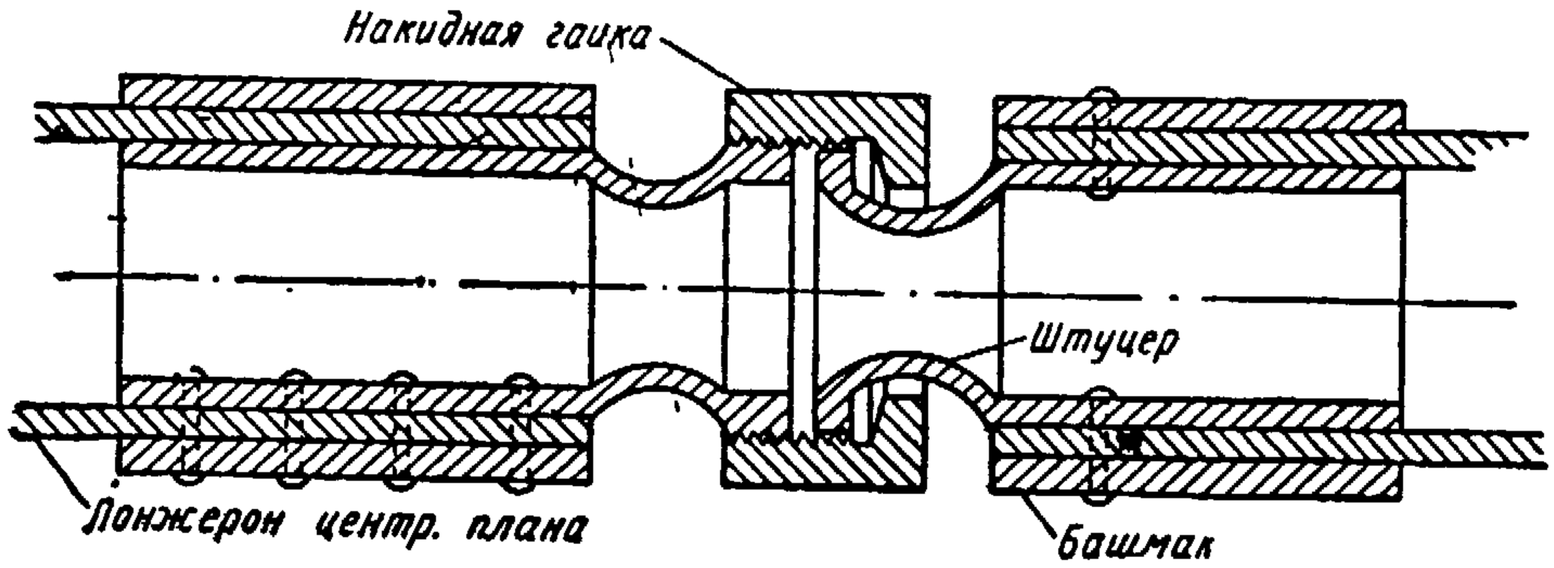
На фиг. $13a_9$ показан английский метод образования шарнирного узла стоек посредством сварки.

На фиг. $13b_9$ приведены примеры механических концевых вилок, применяемых в случае дюралюминиевых стоек.



Фиг. 18_9.

На фиг. 14_9 показано два способа образования вилки или диска: на фиг. $14a$ — ошибочный и на фиг. $14b$ — правильный.



Фиг. 19_9.

На фиг. 15_9 показано шарнирное соединение стального крыла с фюзеляжем английского самолета Бультон-Поль, а на фиг. 16_9 представлена конструкция узлов того же самолета для крепления моторной рамы с верхней и нижней плоскостями.

Сопряжение Фэйри. На фиг. 17_9 изображен узел крепления N-образной стойки к стальному лонжерону типа Фэйри.

Профиль полок лонжерона имеет кривизну в разных направлениях и получен из целого листа; вертикальная стенка прикреплена к отбортованным краям. Опорный сварной башмак вместе с тягами для расчалок находится в шарнирном соединении с пустотелым болтом, базой которого служит стальная коробка, прикрепленная болтами к поясам лонжеронов.

Крепление крыльев к фезюляжу и центроплану производится весьма разнообразными способами. Остановимся на нескольких способах, являющихся более типичными. На фиг. 18_9 приведены башмаки на лонжеронах крыла советского разведчика.

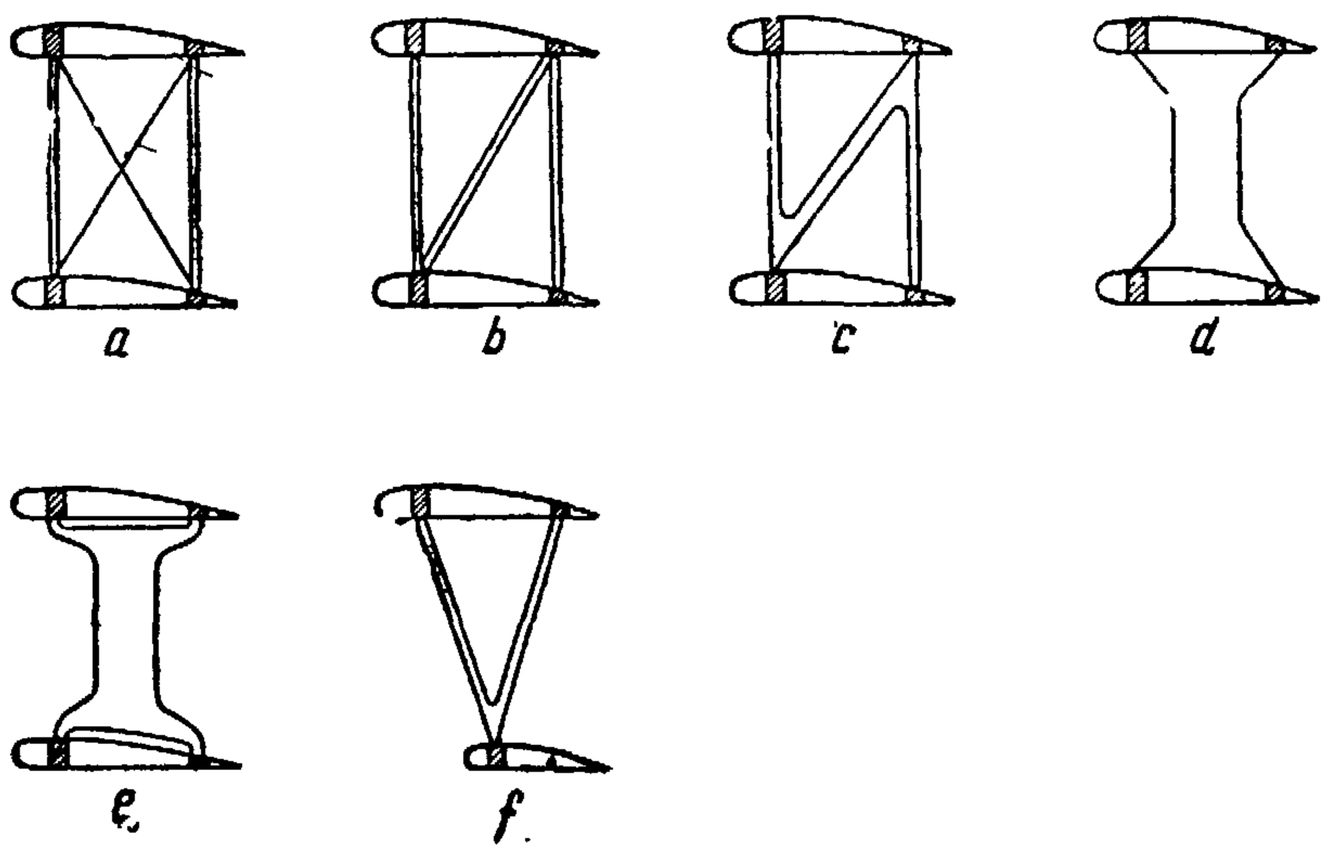
При такой конструкции соединение производится путем горизонтально расположенного болта; соединение, очевидно, будет шарнирным.

Образцом жесткого соединения может служить соединение лонжеронов самолетов Юнкерс (фиг. 19_9). Применением накидной гайки сильно стягиваются концы труб; связав таким образом восемь лонжеронов, получаем жесткое соединение между частями крыльев.

§ 4_9. РАБОТА БИПЛАННЫХ СТОЕК

Конструкция стоек биплана зависит главным образом от характера его пространственной фермы.

Стойки бипланной коробки обычно работают на сжатие или растяжение, воспринимая усилия от расчалок и плоскостей. При отсутствии расчалок они могут работать на растяжение и на изгиб, как, например, I-образные стойки при расчете на случай С.



Фиг. 20_9

В коробке биплана стойки переднего и заднего лонжеронов имеют внутреннюю диагональную расчалку (фиг. $20_9 a$).

При кручении крыла стойки находятся под действием момента, который стремится опустить переднюю стойку и поднять заднюю, вследствие чего одна расчалка нагружается на растяжение, а другая совершенно разгружается.

В зависимости от выноса верхнего плана растягивающая нагрузка на трос получается больше или меньше.

Чтобы уменьшить большое сопротивление троса, скрещивающиеся диагонали заменяют N-образной стойкой (фиг. $20_9 b$). Средняя распорка N-образной стойки нагружается во время пикирования, когда возникают главные нагрузки, — она работает на сжатие. То же самое, но в большей мере выполняет стойка, изготовленная в форме двутаврового сечения (фиг. $20_9 d$, e).

В полуторапланах целесообразно изготовлять нижнее крыло с одним лонжероном, применяя только одну плоскость расчалки и переключая нагрузку на скручивание верхнего крыла. Посредством V-образной стойки (фиг. $20_9 f$) скручивание нижнего крыла принимается только одним лонжероном.

При применении у двухлонжеронного самолета расчалок лишь в одной плоскости стойка должна быть или в форме двутавра или в форме I. I-образная стойка для прочности на изгиб должна быть соединена с усиленной нервюрой или внутренней междулонжеронной стойкой верхнего и нижнего крыльев, так как в противном случае (при скручивании) она не будет работать.

ГЛАВА 10

РАСЧЕТ БИПЛАННОЙ КОРОБКИ НОРМАЛЬНОГО ТИПА

§ 1_{10}. ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТЬ РАСЧЕТА

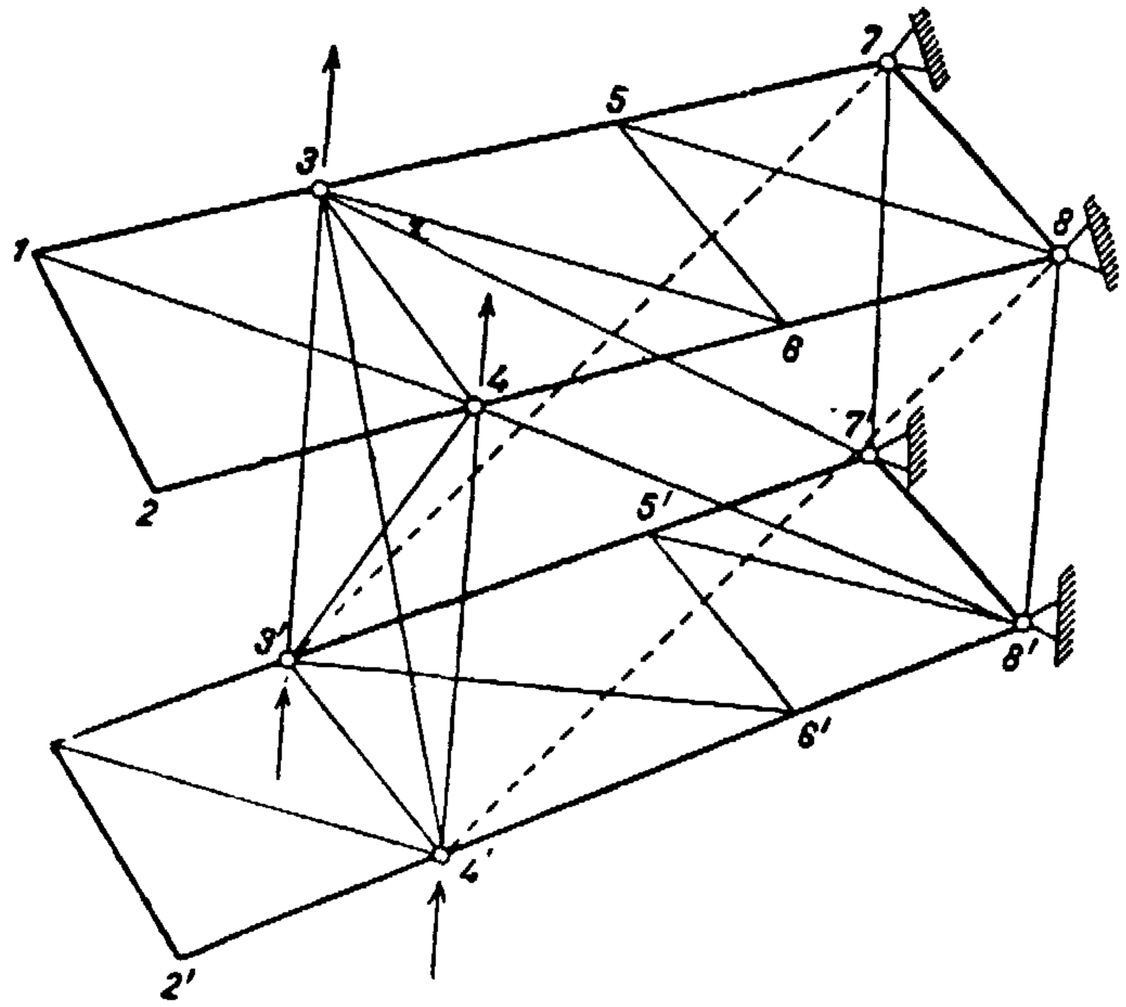
Нормальная бипланная коробка (фиг. 1_{10}) представляет пространственную ферму с одним или двумя рядами стоек, которые вместе с расчалками образуют две плоскостные вертикальные фермы (фиг. 2_{10}). Несущие поверхности являются такими же фермами, но только в горизонтальной плоскости.

Вместе с нервюрами, стойками и расчалкой бипланная коробка образует многократно статически неопределимую ферму.

Для понижения степени статической неопределимости вводим следующие допущения:

1) нервюры имеют шарнирные закрепления, т. е. собственной жесткостью крыла на кручение пренебрегаем;

2) лонжероны в плоскости крыла считают разрезными, — это значит, что в местах крепления усиленных нервюр лонжерон устроен так, что воспринимает изгиб только в вертикальной плоскости.



Фиг. 1_{10}.

Весь дальнейший порядок расчета пространственной фермы может быть установлен следующий:

1) приводят ферму к статически определимому виду, выбрасывая лишние стержни;

2) определяют геометрические размеры стержней и весовые данные;

3) распределяют нагрузку между крыльями согласно нормам прочности и составляют таблицу погонных нагрузок в случаях *A*, *B*, *C*, *D*, *E* с учетом наклона аэродинамической силы;

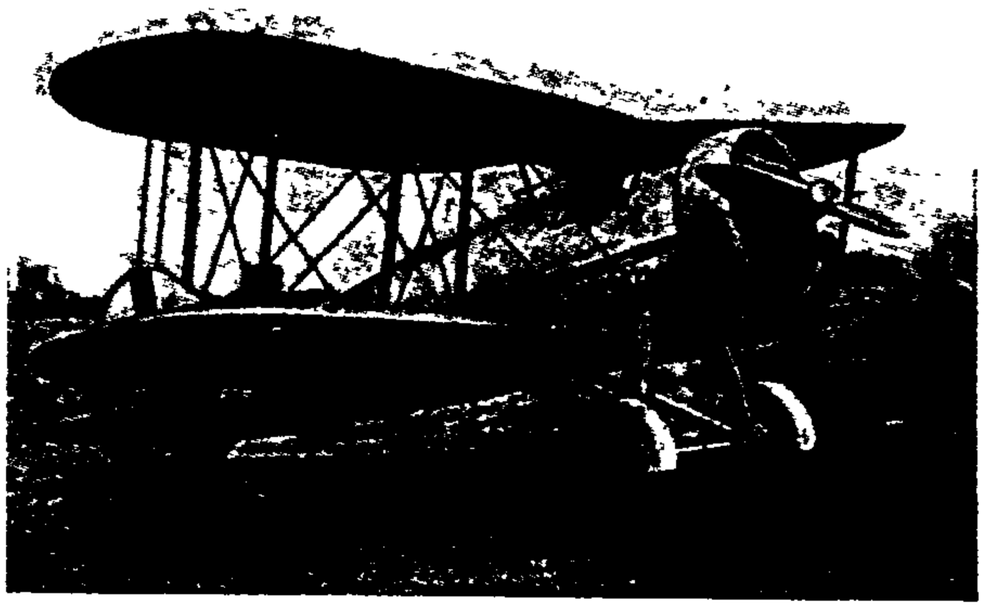
4) определяют узловые нагрузки в расчетных случаях от вертикальных и горизонтальных сил;

5) после определения опорных реакций пространственная ферма может быть расчленена на ряд плоскостных и решена на основании уравнений статики или методом диаграммы
Кремона и Риттера;

6) находят сжимающие и растягивающие усилия в стержнях системы;

7) строят эпюры моментов;

8) производят подбор сечений по формулам сжато-изогнутых стержней.

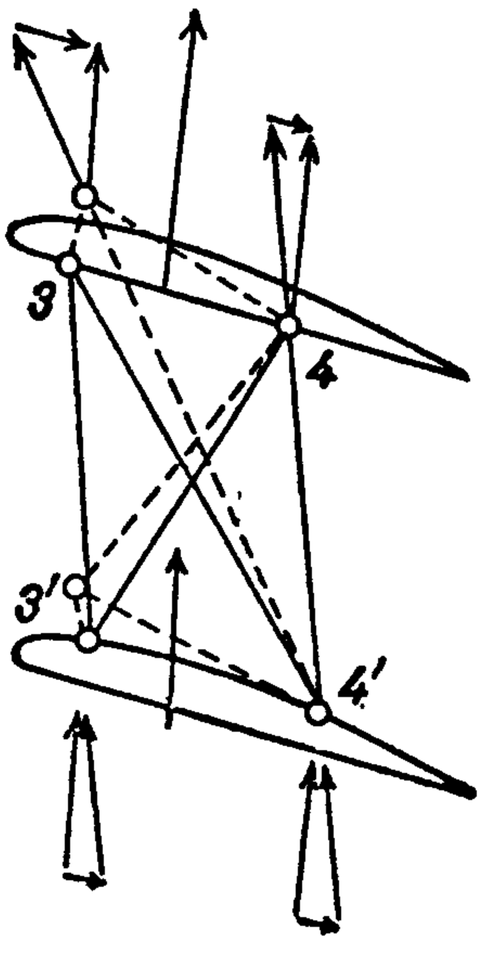


Фиг. 2_{10}.

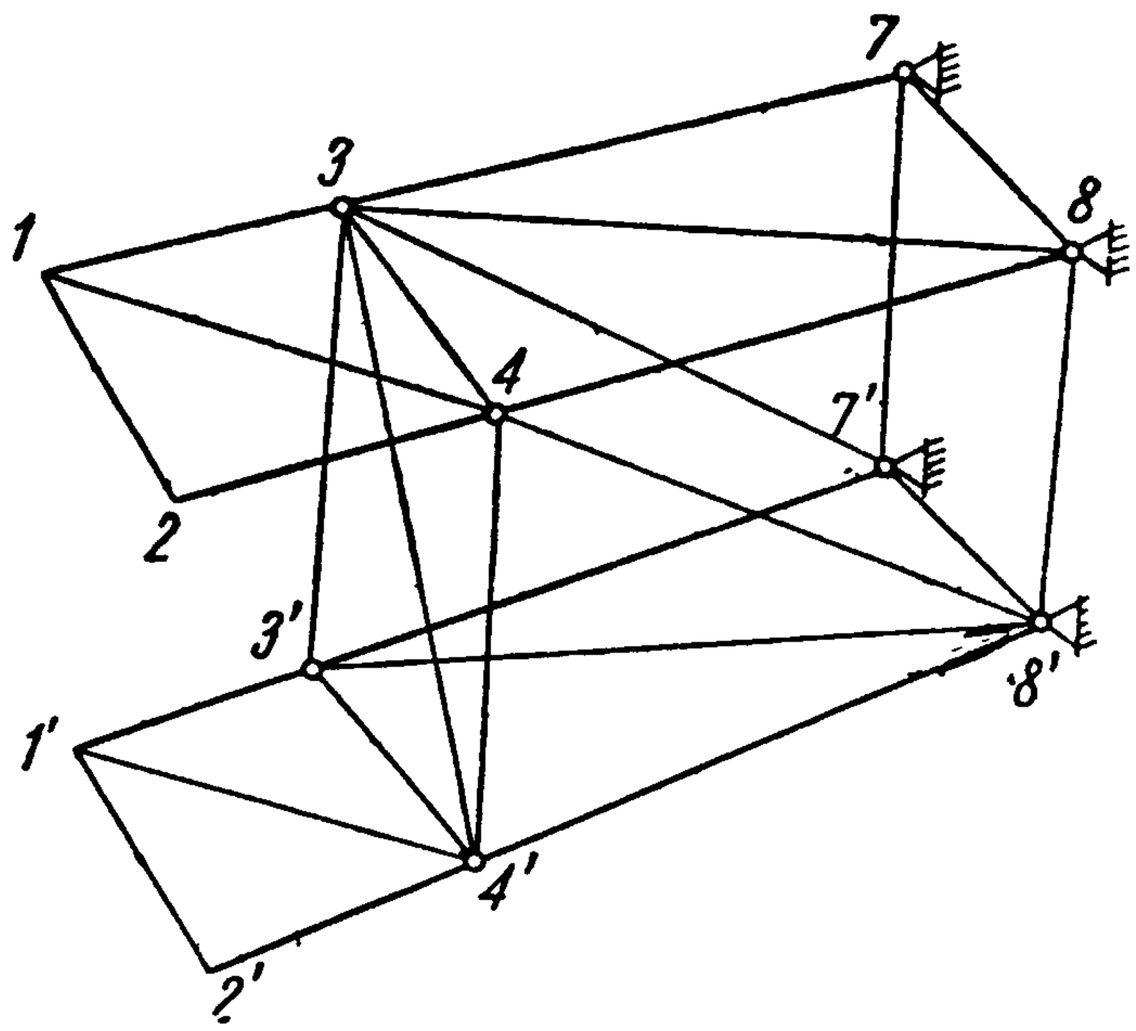
§ 2_{10}. РАСЧЕТ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ФЕРМЫ

На фиг. 1_{10} показана левая половина фермы биплана с несущими и обратными тросами и поперечными связями в плоскости каждого крыла.

Прежде чем приступить к расчету данной пространственной фермы, необходимо освободить ее от тех стержней, которые не будут работать



Фиг. 3_{10}.



Фиг. 4_{10}.

при заданной нагрузке, имея в виду, что все раскосы в аэропланных фермах устраиваются из лент или тросов и поэтому могут воспринимать только растягивающие, а не сжимающие усилия. Рассмотрим работу стержней фермы в случае *Ак*, когда более нагружен передний лонжерон.

Так как нагрузка в узлах *3* и *3′* передней плоской фермы будет более нагрузки в узлах *4* и *4′* задней плоской фермы, то в поперечном сечении вся система получит перекос, причем стойка *3—3′* передвинется вверх

относительно стойки *4—4′*, как это показано пунктиром на фиг. 3_{10}. Вследствие такого перемещения стоек диагональ *3—4′* удлинится, а обратная диагональ *3′—4* укоротится. Поэтому тросовый раскос *3—4′* будет работать на растяжение, а обратный сжатый тросовый раскос *3′—4* прогнется — и поэтому не будет работать.

Следовательно, из двух взаимно пересекающихся раскосов, расположенных в плоскости грани *3—4*, *3′—4′*, следует принять во внимание только растянутый раскос *3—4′*, а обратный ему раскос следует выпустить.

На том же основании в плоскости передней грани *3—3′—7′—7* (фиг. 1_{10}) следует принять во внимание только растянутый раскос *3—7′*, а в плоскости задней грани *2—4—8—2′—8′*, следует принять во внимание растянутый раскос *4—8*. Обратные же раскосы *7—3′* и *8—4′* выбрасываются как не работающие при заданной нагрузке.

Все промежуточные распорки и диагональные связи между лонжеронами, расположенные в плоскости каждого крыла, также можно выбросить из пространственной фермы, так как они служат только для усиления поперечной жесткости в плоскости каждого крыла, и поэтому промежуточные узлы не являются узлами пространственной фермы. Но при удалении всех промежуточных поперечных связей необходимо заменить их фиктивными одиночными раскосами.

Поэтому принимаем за фиктивные раскосы для верхнего плана диагональ *3—8*, а для нижнего плана — диагональ *3′—8′*.

Отбрасывая все стержни, не работающие при заданной нагрузке, получим простую схему пространственной фермы биплана (фиг. 4_{10}).

Прежде всего необходимо выяснить, будет ли данная пространственная система статически определима и геометрически неизменяема.

В этой системе имеется $m = 13$ стержней, $n = 8$ узлов и $S = 4 \times 3 = 12$ опорных закреплений [1].

Подставляя эти числовые значения в основную формулу

$$m = 3n - s, \qquad (1_{10})$$

выражающую первое условие статической и геометрической определимости закрепленной системы, получим:

$$m = (3n - s) = 13 - (3 \times 8 - 12) = 1,$$

т. е. данная система имеет один лишний стержень и поэтому будет однократно статически неопределимой.

Принимая за лишний стержень (фиг. 5_{10}) поперечный раскос *3—4′* и выбрасывая его, получаем элементарный узел *4′*, в котором сходятся только три стержня, не лежащие в одной плоскости. При нулевой нагрузке в узле *4′* усилия во всех стержнях, сходящихся в этом узле, будут равны нулю.

Отбрасывая эти стержни, находим два других элементарных узла *3′* и *4*, в которых сходятся также по три стержня, не считая ранее отброшенных стержней. Разрушая эти узлы, находим элементарный узел *3*, также составленный из трех стержней, не лежащих в одной плоскости.

---

[1] Стержни консоли в пространственную ферму не входят. Если опорные узлы отбросить, то условие статической определимости будет

$$m = 3n.$$

Таким образом рассматриваемая система без лишнего стержня $3—4'$ есть простейшая ферма, полученная путем прикрепления каждого нового узла тремя стержнями, не лежащими в одной плоскости.

Поэтому эта ферма без лишнего стержня, т. е. основная система, будет жесткой, геометрически неизменяемой и статически определимой системой.

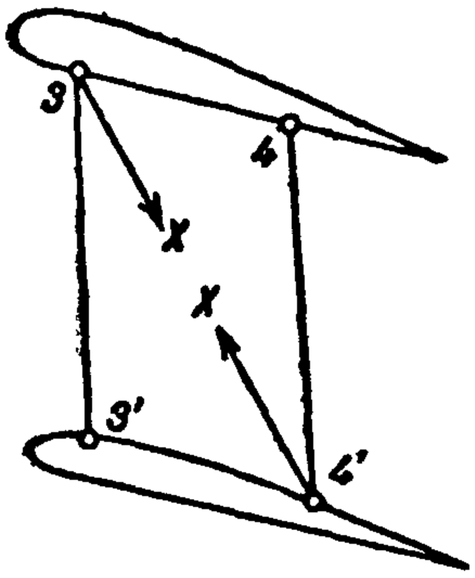
Та же ферма с лишним стержнем $3—4'$, конечно, сохраняет свою жесткость, но становится уже статически неопределимой.

Переходя теперь к определению усилий в данной ферме, определим прежде всего тригонометрические значения углов, образуемых раскосами с продольными и поперечными стержнями, согласно табл. 1_{10}.

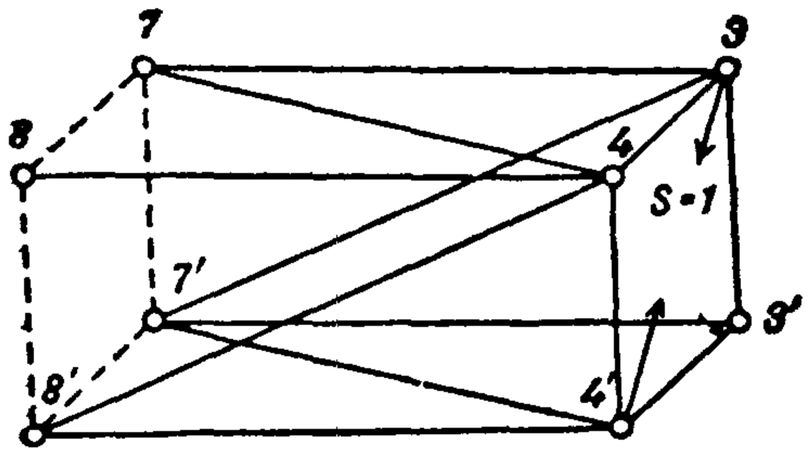
ТАБЛИЦА 1_{10}

Обозначения стержней	Наименование стержней	Длины проекций			Квадраты длины проекции			l^2	l	Косинусы углов стержня с осями координат		
		x	y	z	x^2	y^2	z^2			$\frac{x}{l}$	$\frac{y}{l}$	$\frac{z}{l}$
$2'—3'$ $3—7$ и т. д.	Передний верхний лонжерон											

Затем рассматриваются два состоянии фермы без лишнего стержня.



Ф иг. 5_{10}.



Фиг. 6_{10}.



§ 3_{10}. РАСЧЕТ СТАТИЧЕСКИ НЕОПРЕДЕЛИМОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ФЕРМЫ С ОДНИМ ЛИШНИМ СТЕРЖНЕМ

Первое состояние. Система с выброшенным лишним стержнем подвергается действию данных узловых нагрузок и действию неизвестных пока двух сил X, приложенных к узлам выброшенного стержня, например, на фиг. 5_{10} заменяем стержень $3—4'$ силами X. Так как такая система без лишнего стержня является уже статически определимой, то определяют усилия S_0 во всех стержнях основной системы от заданной внешней нагрузки, сначала без учета действия на систему сил X.

Второе состояние той же системы без лишнего стержня. Чтобы

выявить действие лишнего стержня на систему, отбрасывают все данные внешние нагрузки и прилагают к узлам отброшенного стержня две равные и взаимно противоположные силы $S_1 = +1$ *т* (или 1 *кг*), направленные по оси выброшенного стержня, после чего определяют усилия во всех стержнях системы (фиг. 6_{10}).

Так как в действительности усилие в выброшенном стержне равно не единице ($S_1 = 1$), а неизвестной пока величине X, то, очевидно; что действительные усилия во всех остальных элементах фермы (усилия S_1), вызываемые этой силой, будут в X раз больше, т. е. будут равны $S_1 \cdot X$.

Пользуясь законом независимости действия слагаемых сил, суммируем усилия, определенные в каждом элементе под действием сил двух отдельных состояний, и таким образом определяем искомое усилие в каждом стержне данной системы по общей формуле:

$$S = S_0 + S_1 X. \qquad (2_{10})$$

На основании принципа наименьшей работы найдем усилие в лишнем стержне.

Работа какого-либо стержня нашей системы будет:

$$V = \frac{(S_0 + XS_1)^2 l}{2EF}, \qquad (3_{10})$$

где E — модуль упругости в *кг/см*^{2},

F — площадь поперечного сечения стержня в *см*^{2},

l — длина стержня в *см*.

Работа же всей системы будет равна сумме работ отдельных стержней и, следовательно:

$$V = \sum \frac{(S_0 + XS_1)^2 l}{2EF}.$$

Для нахождения X нужно взять производную от V по X и приравнять ее нулю, т. е.

$$\frac{dV}{dX} = \sum \frac{2(S_0 + XS_1) S_1 l}{2EF} = 0$$

или

$$\sum \frac{S_0 S_1 l}{EF} + X \sum \frac{S_1^2 l}{EF} = 0, \qquad (4_{10})$$

откуда

$$X = -\frac{\sum \frac{S_0 S_1 l}{EF}}{\sum \frac{S_1^2 l}{EF}}. \qquad (5_{10})$$

Так как величина коэфициента нормальной упругости E выражается большим числом, а обратная величина его $\left(\frac{1}{E}\right)$ будет очень малой величиной, то для удобства вычислений по формуле введем следующую подстановку:

$$\varrho = \frac{l}{EF}.$$

Тогда формула (5_{10}) получит следующий упрощенный вид:

$$X = \frac{\Sigma S_0 S_1 \rho}{\Sigma S_1^2 \rho}.$$

Усилие в каждом из остальных стержней фермы определится по общей формуле (2_{10}).

В том случае, когда ферма состоит из однородного материала, например, в металлических конструкциях, коэфициент нормальной упругости E, входящий в числитель и знаменатель формулы (5_{10}) во все члены алгебраической суммы, можно вынести из-под знака суммы в качестве общего множителя и затем сократить.

Тогда расчетная формула получит следующий несколько упрощенный вид:

$$X = \frac{-\sum \frac{S_0 S_1 l}{F}}{\sum \frac{S_1^2 l}{F}}. \qquad (6_{10})$$

Определение окончательных усилий производится по формуле:

$$S = S_0' + S_1 X, \qquad (7_{10})$$

где следует полагать,

$$S_0' = 1{,}25\, S_0 \quad \text{и} \quad S_0'' = -0{,}75\, S_0$$

Весь порядок подсчета X рекомендуется проводить на основании табл. 2_{10}.

ТАБЛИЦА 2_{10}

Наименование стержня	Усилия, $см^2$											
	S_0	S_1	$S_0 S_1$	S_1^2	F	l	$\sum \frac{S_0 S_1 l}{F}$	$\sum \frac{S_1^2 l}{F}$	X	$S_1 X$	S_g

Пример 1. Расчет коробки крыльев биплана и переднего лонжерона для верхнего крыла на случай A[1]

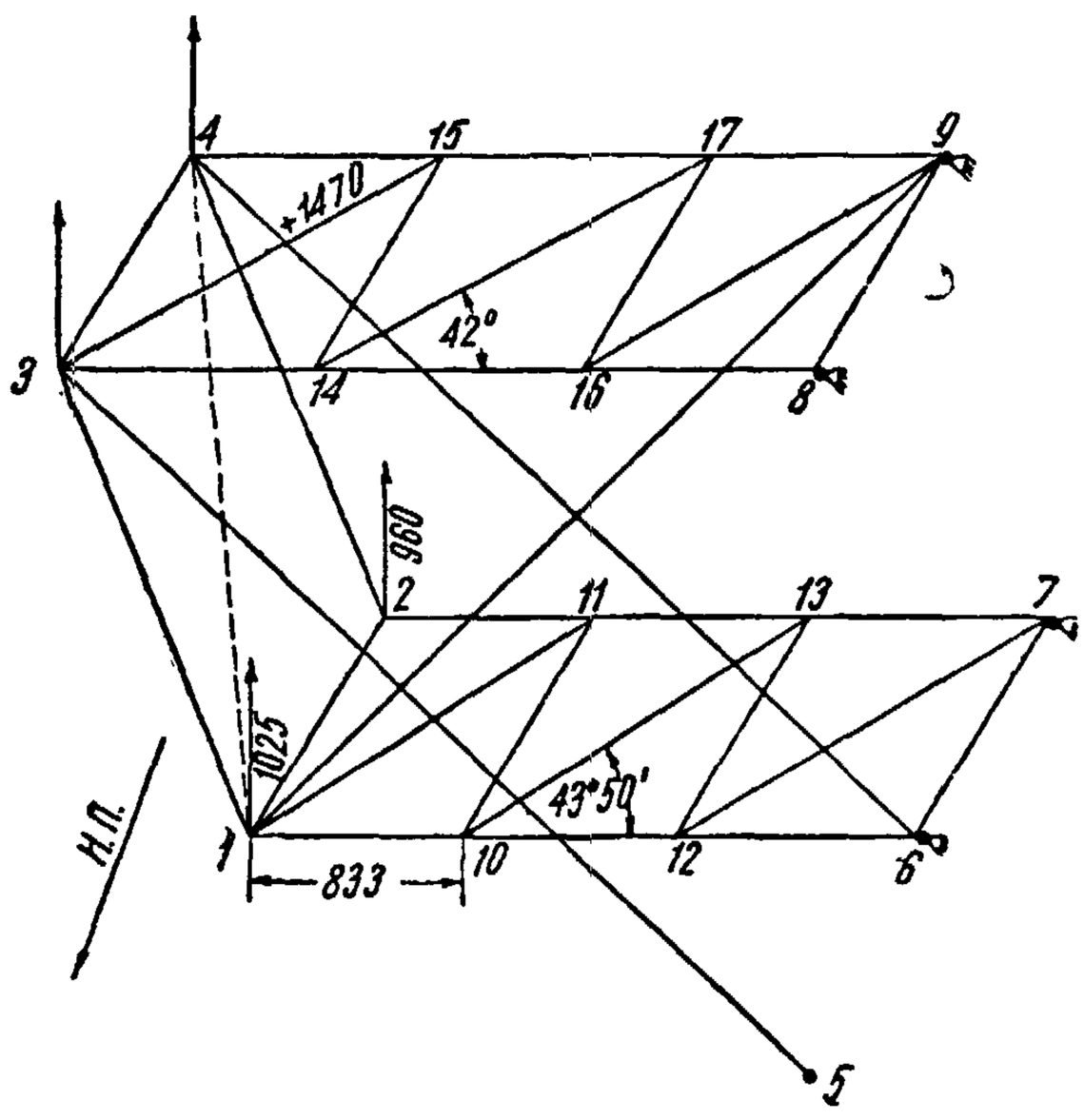
Расчетные данные (фиг. 7_{10}, $8a_{10}$, $8b_{10}$)

Размах верхнего крыла	$L_в = 15$ м
„ нижнего „	$L_н = 12$ „
Хорда верхнего „	$t_в = 1{,}8$ „
„ нижнего „	$t_н = 1{,}6$ „
Длина центроплана	$l_ц = 2$ „
Ширина фюзеляжа	$a_ф = 0{,}8$ „

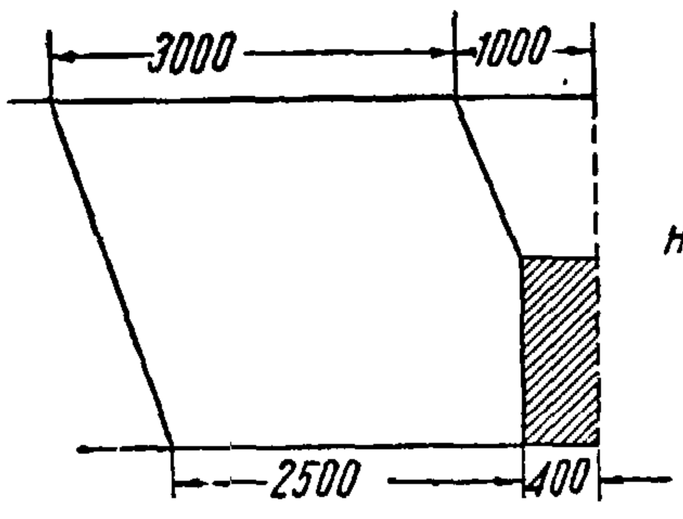
[1] По материалам ЦКБ.

Площадь верхнего крыла	$S_в = 26\ м^2$
„ нижнего „ (без площади фюзеляжа)	$S_н = 17$
Полный полетный вес	$G = 2500\ кг$
Вес коробки крыльев	$g = 8\ кг/м^2$
Вес крыльев	$G_{кр} = 344\ кг$

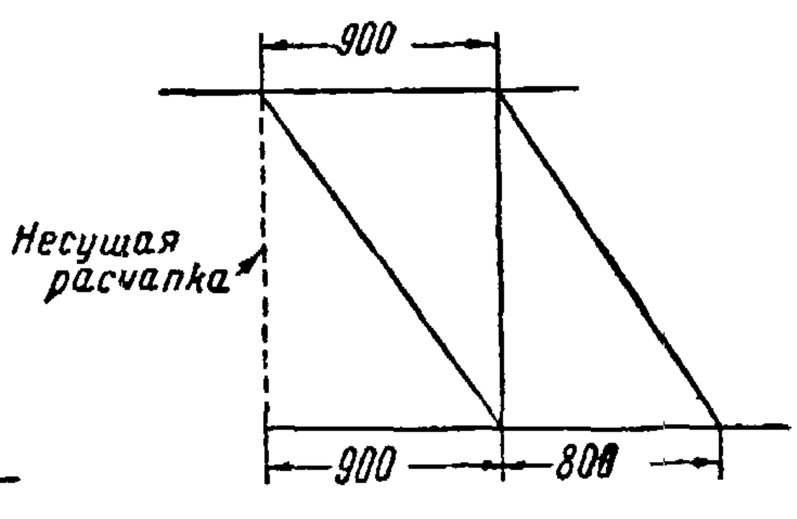
Расчет производим на случай A — криволинейный полет при угле наибольшей подъемной силы.



Фиг. 7_{10}.



Фиг. $8a_{10}$.



Фиг. $8b_{10}$

Наклон равнодействующей и ее положение берем из аэродинамического расчета:

$$\beta = 6°; \quad x_0 = 0{,}33.$$

Расчетная нагрузка определяется по формуле:

$$P = \frac{n}{2}(G - G_{кр}) = \frac{7}{2}(2500 - 344) = 7546\ кг/м^2,$$

где n — коэфициент перегрузки, взятый для случая $A_{кр} = 7$.

1. Распределение нагрузки между планами

$$P_в = \frac{P \cdot KS_{кр.}\, b}{KS_{кр.в} + S_{кр.н}} = \frac{7546 \cdot 1{,}15 \cdot 13}{1{,}15 \cdot 13 + 8{,}5} = 4800\ кг;$$

$$P_{н} = \frac{P \cdot S_{кр.н}}{K S_{кр.в} + S_{кр.н}} = \frac{7546 \cdot 8{,}5}{1{,}15 \cdot 13 + 8{,}5} = 2730 \text{ кг},$$

где $K = \frac{C_{y\,в}}{C_{y\,н}}$ — коэфициент, учитывающий влияние верхнего крыла на нижнее, величина которого находится в зависимости от угла выноса. Угол выноса 14°50′.

2. Распределение нагрузки по размаху

Для крыльев самолета нашей конструкции очертание крыла имеет следующий вид (фиг. 9_{10}).

В этом случае нагрузка по размаху берется равномерной с падением по закону прямой [1] (на отрезке, равном половине средней хорды) до половины своего значения по схеме фиг. 12_{10}.

3. Определение значения погонной нагрузки для верхнего полукрыла

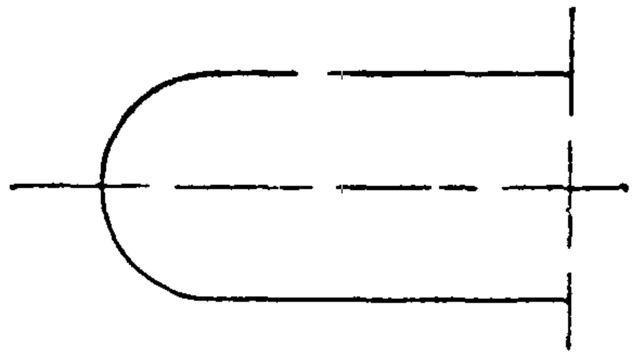
$$h_{в} = P' \frac{L_{в}}{\lambda - 0{,}25} = 369 \frac{15}{8{,}25} = 671 \text{ кг/м};$$

для нижнего полукрыла

$$h_{н} = P' \frac{L_{н}}{\lambda - 0{,}25} = 321 \cdot \frac{12}{8{,}25} = 472 \text{ кг/м},$$

где P' — удельная единичная нагрузка, равная $\frac{P_{кр}}{S_{кр}}$;

λ — удлинение крыла, равное $\frac{L^2}{S_{кр}}$.



Фиг. 9_{10}.

4. Раздача нагрузки по лонжеронам

Погонная нагрузка на крыло разлагается на составляющие: 1) действующую в плоскости плана и условно относимую к переднему лонжерону, если она направлена к задней кромке, и относимую к заднему лонжерону, если она направлена к передней кромке, и 2) действующую перпендикулярно плоскости плана, разлагающуюся по лонжеронам.

5. Нахождение составляющих погонных нагрузок верхнего и нижнего крыльев

а) Для верхнего крыла

Вертикальная составляющая

$$q_{вер} = h_{в} \cdot \cos 6° = 670 \text{ кг}.$$

Горизонтальная составляющая

$$q_{гор} = h_{в} \sin 6° = 67 \text{ кг}.$$

б) Для нижнего крыла

$$q_{вер} = h_{н} \cdot \cos 6° = 470 \text{ кг},$$

$$q_{гор} = h_{н} \cdot \sin 6° = 47 \text{ кг}.$$

Составляющую в плоскости плана относим к заднему лонжерону, так как она направлена к передней кромке, а составляющую, действующую перпендикулярно плоскости плана, разлагаем по лонжеронам, что дает погонные нагрузки по лонжеронам.

[1] По нормам 1932 г.

Верхнее крыло (фиг. 10_{10})

$$q_{\text{пер}} = \frac{670 \cdot 500}{900} = 373 \text{ кг/м};$$

$$q_{\text{задн}} = \frac{670 \cdot 400}{900} = 298 \text{ кг/м}.$$

Нижнее крыло (фиг. 12_{10})

$$q_{\text{пер}} = \frac{470 \cdot 417}{800} = 246 \text{ кг/м};$$

$$a_{\text{задн}} = \frac{470 \cdot 383}{800} = 226 \text{ кг/м}.$$

6. Определение узловых сил в коробке крыльев

При определении узловых сил рассматриваем лонжерон как балку на двух опорах с внешней консолью.

Для прямоугольного очертания с закругленными концами примем закон распределения нагрузки по следующей схеме (фиг. 12_{10}).

а) Передний лонжерон. Верхнее крыло.

Средняя хорда определяется из равенства

$$\frac{t_{\text{ср}}}{2} = \frac{1}{2} \cdot \frac{S_{\text{кр}}}{L} = \frac{26}{15} \cdot \frac{1}{2} = 1{,}7 \text{ м}.$$

Реакцию в узле A над стойкой определяем по формуле:

$$A = \frac{q}{l_1}\left[\frac{l^2}{2} - \frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{4}\left(l - \frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{3}\right)\right] = \frac{373}{4}\left[\frac{6{,}5^2}{2} - \frac{0{,}85}{4}(6{,}5-0{,}3)\right] =$$

$$= 93\,(21 - 0{,}21 \cdot 6{,}2) = 1767 \text{ кг}.$$

Реакцию в узле B определяем по формуле:

$$B = Q - A = \left[q \cdot l - \frac{q}{2} \cdot \frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{3}\right] - A = (373 \cdot 6{,}5 - 186 \cdot 0{,}21) - 1767 = 618 \text{ кг}.$$

Определяем консольный момент по формуле

$$M_k = q\,\frac{l^2}{2} - q\,\frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{4}\left(l_2 - \frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{3}\right) = 373 \cdot 3{,}12 - 373 \cdot 0{,}21\,(2{,}5 - 0{,}28) =$$

$$= 373\,(3{,}12 - 0{,}47) = 988 \text{ кгм}.$$

б) Для расчета заднего лонжерона верхнего крыла принимаем закон нагружения по фиг. 13_{10}.

Реакцию в узле A определяем по предыдущей формуле:

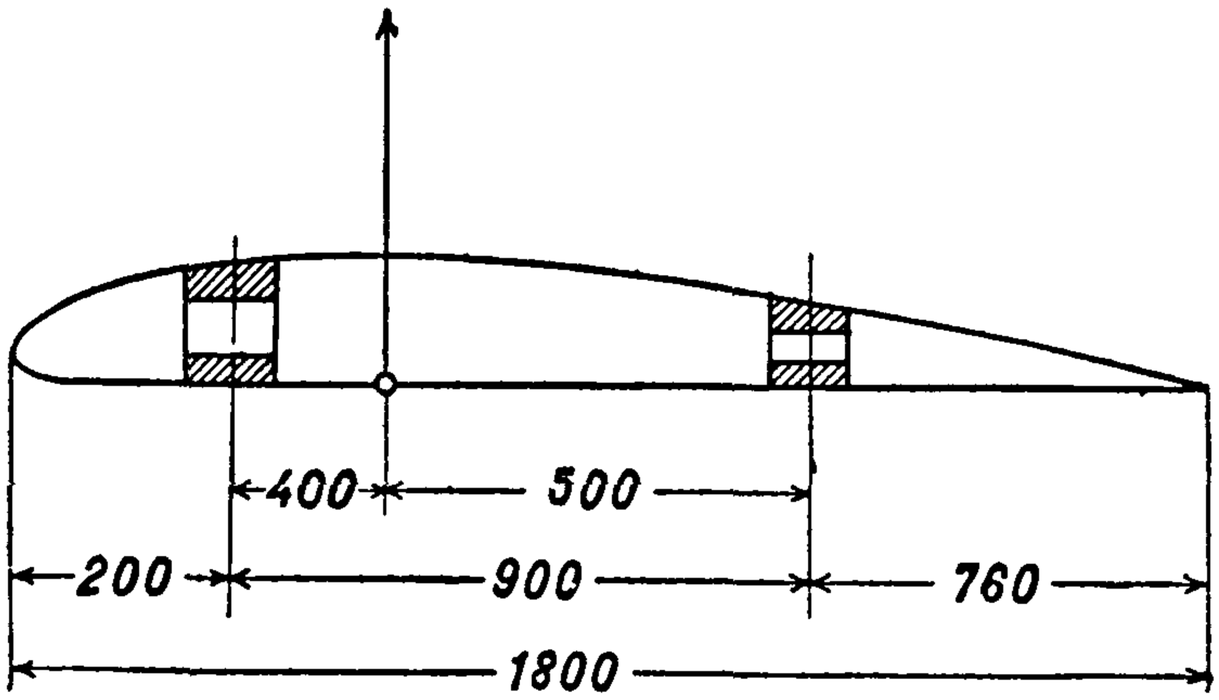
$$A = \frac{q}{l_1}\left[\frac{l^2}{2} - \frac{\frac{t_{\text{ср}}}{2}}{4} \cdot x\right] = \frac{298}{4}(21 - 0{,}21 \cdot 6{,}2) = 1453 \text{ кг}.$$

Реакцию в узле B определяем:

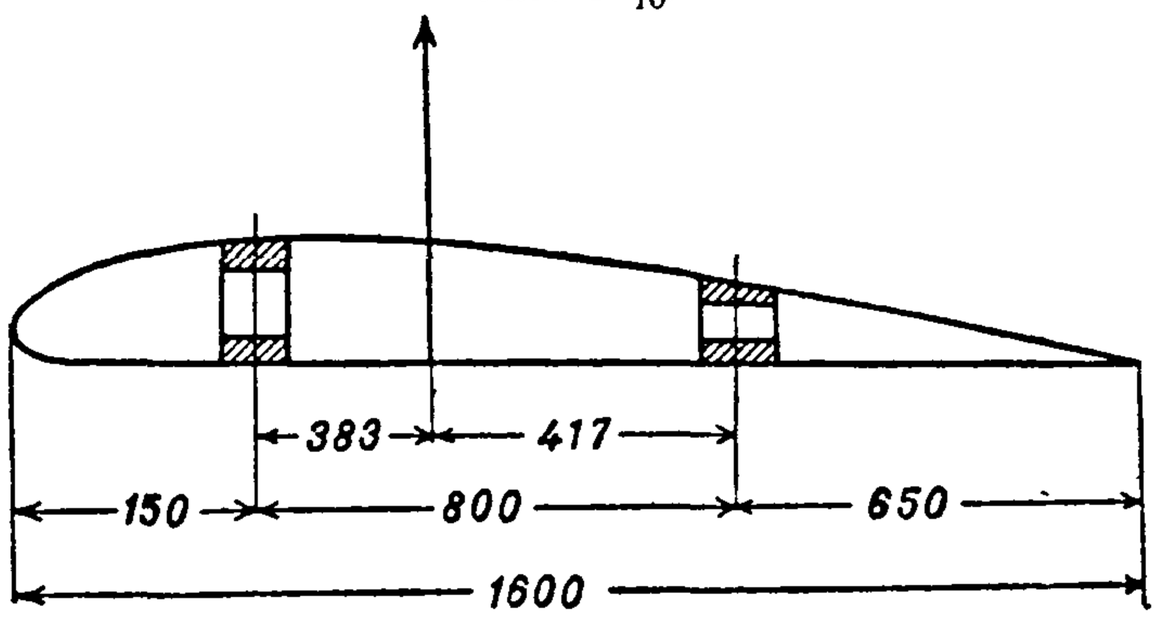
$$B = Q - A = \left[ql - \left(\frac{q}{2} \cdot \frac{\frac{\text{ср}}{2}}{4}\right)\right] - A = 1906 - 1453 = 453 \text{ кг}.$$

Находим консольный момент, применяя предыдущую формулу:

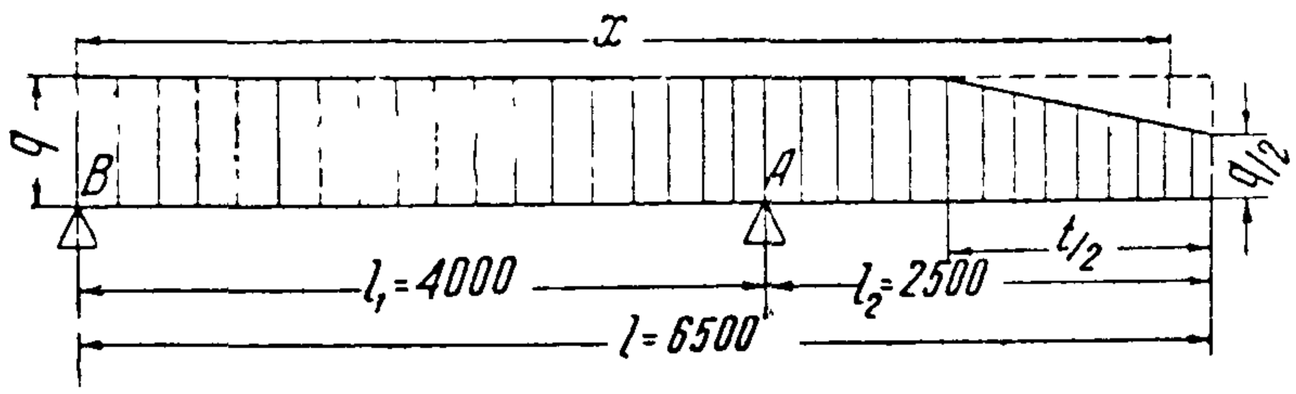
$$M_k = q\,\frac{l_2^2}{2} - q\,\frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4}\left(l_2 - \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{3}\right) = 298\,(3{,}12 - 0{,}47) = 790\ \textit{кгм}.$$



Фиг. 10_{10}.



Фиг. 11_{10}



Фиг. 12_{10}.

а) Передний лонжерон. Нижнее крыло.

Имеем: длина лонжерона $l = 5800$ *мм*,

расстояние между опорами $l_1 = 3800$ *мм*,

длина консоли $l_2 = 2000$ *мм*,

средняя хорда $\frac{t_{ср}}{2} = 0{,}17$ *м*,

погонная нагрузка на лонжерон $q_{пер} = 246$ *кг/м*.

Реакцию в узле A найдем по известным нам уже формулам:

$$A = \frac{q}{l_1}\left[\frac{l^2}{2} - \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4}\,x\right] = \frac{246}{3{,}8}\cdot\frac{5{,}8^2}{2} - 0{,}17\,(5{,}8 - 0{,}23) = 1025\ \textit{кг}.$$

Реакция в узле B:

$$B = Q - A = \left[ql - \left(\frac{q}{2} \cdot \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4} \right) \right] - A = 360 \text{ кг},$$

Консольный момент:

$$M_к = q \frac{l_2^2}{2} - q \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4} \left(l_2 - \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{3} \right) = 246 (2 - 0{,}3) = 418 \text{ кгм}.$$

б) Задний лонжерон. Нижнее крыло.

Имеем: длина лонжеронов $l = 5800$ мм,
расстояние между опорами $l_1 = 3800$ мм,
длина консоли $l_2 = 2000$ мм,
средняя хорда $\frac{t_{ср}}{2} = 0{,}17$ м,
погонная нагрузка на лонжерон $q_{задн} = 226$ кг.

Реакцию в узле A определяем тем же способом:

$$A = \frac{q}{l_1} \left[\frac{l^2}{2} - \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4} x \right] = \frac{226}{3{,}8} \left[\frac{5{,}8^2}{2} - 0{,}17 (5{,}8 - 0{,}23) \right] = 960 \text{ кг}.$$

Реакцию в узле B определяем по формуле:

$$B = Q - A = \left[- \left(\frac{q}{2} \cdot \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4} \right) \right] - A = 2{,}12 \text{ кг}.$$

Консольный момент:

$$M = q \frac{l_2^2}{2} - q \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{4} \left(l_2 - \frac{\frac{t_{ср}}{2}}{3} \right) = 226 (2 - 0{,}3) = 384 \text{ кгм}.$$

ТАБЛИЦ 3$_{10}$

Название	Стержни	Проекции на координатные оси						Длина		Углы с осями		
		X	Y	Z	X^2	Y^2	Z^2	l^2	l	$\cos\alpha$	$\cos\beta$	$\cos\gamma$
Стойки	1—3	0,9	1,1	1,9	0,81	1,21	3,61	5,73	2,39	+ 0,39	+ 0,46	+ 0,79
	1—4	0	1,1	1,9	0	1,21	3,61	4,82	2,19	—	+ 0,5	+ 0,86
	2—4	0,8	1,1	1,9	0,64	1,21	3,61	5,46	2,33	0,34	+ 0,47	+ 0,81
	3—4	0,9	0	0	0,81	0	0	0,81	0,9	— 1	0	0
	1—2	0,8	0	0	0,64	0	0	0,64	0,8	— 1	0	0
Несущие расчалки	4—6	0	3,6	1,9	0	12,96	3,61	16,57	4,07	0	— 0,88	— 0,46
	3—5	0	3,6	1,9	0	12,96	3,61	16,57	4,07	0	— 0,88	— 0,46
Обратная расчалка	1—9	0	1,9	1,9	0	3,61	3,61	7 22	2,68	0	— 0,70	+ 0,70

7. Определение сжимающих и растягивающих усилий в лонжеронах, стойках и расчалках

Для удобства расчета рисуется схема полукоробки крыльев биплана в перспективе. Каждый стержень обозначается двумя цифрами, находящимися по его концам.

Координатные оси выбираем следующим образом: ось X берем параллельно продольной оси самолета и считаем направленной по полету; для оси Y берем горизонтальную прямую, перпендикулярную к оси x-ов; ось Z считаем перпендикулярной первым двум осям и направленной вверх.

Для вычислений составляем табл. 3_{10} геометрических соотношений.

Приведенные в табл. 3_{10} величины X, Y, Z являются длинами проекций на три оси всех стержней. Размеры даны в *м*. l — длина стержня, вычисляемая по формулам:

$$l^2 = X^2 + Y^2 + Z^2; \quad l = \sqrt{l^2}.$$

Углы α, β и γ составляемые каждым из стержней с координатными осями OX, OY, OZ, определяются по формулам:

$$\cos\alpha = \frac{X}{l}; \quad \cos\beta = \frac{Y}{l}; \quad \cos\gamma = \frac{Z}{l}.$$

8. Расчет усилий

Решаем узел 1.

К узлу приложено усилие $P = 1025$ *кг* под углом к оси Z, равным наклону равнодействующей $\beta = 6°$.

Разлагаем усилие P на две силы P_x и P_z параллельно осям X и Z. Получим:

$$P_x = P \sin 6° = 1025 \cdot 0{,}1 = 102{,}5 \text{ кг},$$
$$P_z = P \cos 6° = 1025 \cdot 1 = 1025 \text{ кг}.$$

Для определения усилий в стержнях, подходящих к узлу 1, составляем уравнения равновесия этого узла, т. е. уравнения суммы проекций сил на три координатные оси:

$$S_{1-3}\cos\alpha + S_{1-2}\cos\alpha + S_{1-6}\cos\alpha + P_x = 0, \quad (x)$$
$$S_{1-3}\cos\beta + S_{1-2}\cos\beta + S_{1-6}\cos\beta + P_z = 0, \quad (z)$$
$$S_{1-3}\cos\gamma + S_{1-2}\cos\gamma + S_{1-6}\cos\gamma = 0. \quad (y)$$

Сделав подстановку и пользуясь таблицей геометрических соотношений, получим:

$$+ S_{1-3} \cdot 0{,}39 - S_{1-2} \cdot 1 + S_{1-6} \cdot 0 + 102 = 0, \quad (x)$$
$$+ S_{1-3} \cdot 0{,}79 + S_{1-2} \cdot 0 + S_{1-6} \cdot 0 + 1025 = 0, \quad (z)$$
$$+ S_{1-3} \cdot 0{,}46 + S_{1-2} \cdot 0 - S_{1-6} \cdot 1 = 0. \quad (y$$

Из уравнения (z) находим S_{1-3}:

$$S_{1-3} = \frac{-1025}{0{,}79} = -1297.$$

Из уравнения (x) определяем S_{1-2}:

$$S_{1-2} = 102 + (-1297 \cdot 0{,}39) = -404 \text{ кг}.$$

Знак минус показывает, что стержни сжимаются.

Из уравнения (y) находим S_{1-6}:

$$S_{1-6} = -1297 \cdot 0{,}46 = -597 \text{ кг}.$$

Решаем узел 3.

Действующая нагрузка $P = 1767$ *кг*.

Раскладываем ее на две силы P_x и P_z:

$$P_x = 1767 \sin 6° = 177 \text{ кг};$$
$$P_z = 1767 \cos 6° = 1767 \text{ кг}.$$

Усилие S_{1-3}, действующее на этот же узел, раскладываем также по осям:

$$P_x = 1297 \cdot 0{,}39 = +404 \text{ кг};$$
$$P_y = 1297 \cdot 0{,}46 = +597 \text{ кг};$$
$$P_z = 1297 \cdot 0{,}79 = +1025 \text{ кг}.$$

Составляем уравнения, имея в виду, что $P_z = 1767 + 1025 = 2792$ *кг* и $P_x = 404 + 177 = 581$ *кг*:

$$-S_{3-4} \cdot 1 + S_{3-8} \cdot 0 + S_{3-5} \cdot 0 + 581 = 0, \quad (x)$$
$$S_{3-4} \cdot 0 - S_{3-8} \cdot 1 - S_{3-5} \cdot 0{,}88 + 597 = 0, \quad (y)$$
$$S_{3-4} \cdot 0 + S_{3-8} \cdot 0 - S_{3-5} \cdot 0{,}46 + 2792 = 0. \quad (z)$$

Из уравнения (x) находим $S_{3-4} = 581$ *кг*.

Из уравнения (z) определяем:

$$S_{3-5} = \frac{2792}{0{,}46} = 6070 \text{ кг}.$$

Из уравнения (y) определяем S_{3-8}:

$$S_{3-8} = -6070 \cdot 0{,}88 + 597 = -4665 \text{ кг}.$$

Решаем узел 2.

Действующая нагрузка $P = 960$ *кг* и, кроме того, действует усилие $S_{1-2} = -404$ *кг*. Обе силы разлагаем на силы P_x и P_z:

$$P_x = 960 \cdot \sin 6° = +96 \text{ кг}; \qquad P_z = 960 \cdot \cos 6° = +960 \text{ кг};$$
$$P_x = -404 \text{ кг}; \qquad P_z = 0.$$

Составляем уравнения:

$$+S_{2-10} \cdot 0{,}7 + S_{2-7} \cdot 0 + S_{2-4} \cdot 0{,}34 - 308 = 0, \quad (x)$$
$$-S_{2-10} \cdot 0{,}68 - S_{2-7} \cdot 1 + S_{2-4} \cdot 0{,}47 = 0, \quad (y)$$
$$S_{2-10} \cdot 0 + S_{2-7} \cdot 0 + S_{2-4} \cdot 0{,}81 + 960 = 0. \quad (z$$

Из уравнения (x) находим S_{2-7}:

$$S_{2-10} = +308 - \left(-\frac{1185 \cdot 0{,}34}{0{,}7} \right) = +576 \text{ кг}.$$

Из уравнения (y) определяем S_{2-7}:

$$S_{2-7} = +268 \cdot 0{,}68 + 1185 \cdot 0{,}47 = +739 \text{ кг}.$$

Решаем узел 4.

Действующая нагрузка $P = 1453$ *кг*. Кроме того, на этот же узел действуют усилия S_{3-4} и S_{2-4}, которые разлагаем по осям:

$$P_x = 1453 \cdot \sin 6° = +145 \text{ кг};$$
$$P_z = 1453 \cdot \cos 6° = +1453 \text{ кг};$$
$$P_x' = 1185 \cdot 0{,}34 = +1403 \text{ кг};$$
$$P_y' = 1185 \cdot 0{,}47 = +557 \text{ кг};$$
$$P_z' = 1185 \cdot 0{,}81 = +960 \text{ кг};$$
$$P_x'' = 581 \text{ кг}.$$

Составляем уравнения:

$$S_{4-9} \cdot 0 + S_{4-6} \cdot 0 + S_{4-14} \cdot 0{,}77 + 1129 = 0, \qquad (x)$$

$$S_{4-9} \cdot 1 - S_{4-6} \cdot 0{,}88 + S_{4-14} \cdot 0{,}48 + 557 = 0, \qquad (y)$$

$$S_{4-9} \cdot 0 - S_{4-6} \cdot 0{,}46 + S_{4-14} \cdot 0 + 2413 = 0. \qquad (z)$$

Из уравнения (x) определяем S_{4-14}:

$$S_{4-14} = -\frac{1129}{0{,}77} = -1470\ кг.$$

Из уравнения (z) определяем S_{4-6}:

$$S_{4-6} = +\frac{2413}{0{,}46} = 5246\ кг.$$

Из уравнения (y) определяем S_{4-9}:

$$S_{4-9} = -557 + 1470 \cdot 0{,}48 + (-5246 \cdot 0{,}88) = -3910\ кг.$$

Переходим к определению усилия в стержне 1—4, принятом нами за лишний стержень.

Полагаем, что стержень растягивается силами $P = 1000\ кг$, после чего решаем все узлы заново от этой фиктивной нагрузки.

Решаем узел 1.

Раскладываем силу $P = 1000\ кг$ по осям:

$$P_x = 1000 \cdot 0 = 0,$$
$$P_y = 1000 \cdot 0{,}5 = 500\ кг,$$
$$P_z = 1000 \cdot 0{,}86 = 860\ кг.$$

Составляем уравнения равновесия узла по тому же принципу, как это мы делали выше:

$$S_{1-3} \cdot 0{,}39 - S_{1-2} \cdot 1 + S_{1-6} \cdot 0 + 0 = 0, \qquad (x)$$

$$S_{1-3} \cdot 0{,}46 + S_{1-2} \cdot 0 + S_{1-6} \cdot 1 + 500 = 0. \qquad (y)$$

$$S_{1-3} \cdot 0{,}79 + S_{1-2} \cdot 0 + S_{1-6} \cdot 0 + 860 \cdot 0. \qquad (z)$$

Из уравнения (z) определяем S_{1-3}:

$$S_{1-3} = \frac{-860}{0{,}79} = -1088\ кг.$$

Из уравнения (x) находим S_{1-2}.

$$S_{1-2} = 500 + (-1088 \cdot 0{,}46) = 0.$$

Решаем узел 3.

На этот узел действует усилие $P = 1008\ кг$.

Разлагаем его по осям:

$$P_x = 1088 \cdot 0{,}39 = +424\ кг,$$
$$P_y = 1088 \cdot 0{,}46 = +500\ кг,$$
$$P_z = 1088 \cdot 0{,}78 = +860\ кг.$$

Составляем уравнения:

$$S_{3-5} \cdot 0 + S_{3-8} \cdot 0 - S_{3-4} \cdot 1 + 424 = 0, \qquad (x)$$

$$S_{3-5} \cdot (-0{,}88) + S_{3-8} - 1 + S_{3-4} \cdot 0 + 500 = 0, \qquad (y)$$

$$S_{3-5} \cdot (0{,}46) + S_{3-8} \cdot 0 + S_{3-4} \cdot 0 + 860 = 0. \qquad (z)$$

Из уравнения (x) определяем S_{3-4}:

$$S_{3-4} = 424 \text{ кг}.$$

Из уравнения (z) находим S_{3-5}:

$$S_{3-5} = \frac{860}{0{,}46} = 1435 \text{ кг}.$$

Из уравнения (y) находим S_{3-8}:

$$S_{3-3} = 500 + 1860 \cdot 0{,}88 = 1636 \text{ кг}.$$

Решаем узел 2.

Действующая нагрузка $P = S_{1-2}$.

Разлагая по осям, найдем:

$$P_x = +424; \quad P_y = 0; \quad P_z = 0.$$

Пишем уравнения:

$$S_{2-10} \cdot 0{,}7 + S_{2-7} \cdot 0 + S_{2-4} \cdot 0{,}34 + 424 = 0, \qquad (x)$$

$$S_{2-10} \cdot 0{,}68 + (-S_{2-7} \cdot 1) + S_{2-4} \cdot 0{,}47 + 0 = 0, \qquad (y)$$

$$S_{2-10} \cdot 0 + S_{2-7} \cdot 0 + S_{2-4} \cdot 0{,}81 + 0 = 0. \qquad (z)$$

Из уравнения (z) находим S_{2-4}:

$$S_{2-4} = 0.$$

Из уравнения (x) получим:

$$S_{2-10} = -\frac{424}{0{,}7} = -606 \text{ кг}.$$

Из уравнения (y) определяем S_{2-7}:

$$S_{2-7} = -(-606 \cdot 0{,}68) = +412 \text{ кг}.$$

Решаем узел 4.

Действующая нагрузка $S_{4-1} = 1000$ кг.

Разлагаем ее по осям:

$$P_x = 0; \quad P_y = -500 \text{ кг}; \quad P_z = -860 \text{ кг}.$$

Кроме того, на этот узел действует усилие $P = 424$ кг.

Разлагаем его также по осям:

$$P_x = -424 \cdot 1 = -424; \quad P_y = 0; \quad P_z = 0.$$

Составляем уравнения:

$$S_{4-6} \cdot 0 + S_{4-14} \cdot 0{,}77 + S_{4-9} \cdot 0 - 424 = 0, \qquad (x)$$

$$-S_{4-6} \cdot 0{,}88 - S_{4-14} \cdot 0{,}48 - S_{4-9} \cdot 1 - 500 = 0, \qquad (y)$$

$$-S_{4-5} \cdot 0{,}46 + S_{4-14} \cdot 0 + S_{4-9} \cdot 0 - 860 = 0. \qquad (z)$$

Из уравнения (z) определяем S_{4-6}:

$$S_{4-6} = -\frac{860}{0{,}46} = -1434 \text{ кг}.$$

Из уравнения (x) находим S_{4-14}:

$$S_{4-14} = +\frac{424}{0{,}77} = 551 \text{ кг}.$$

Из уравнения (y) определяем S_{4-9}:

$$S_{4-9} = -500 - 551 \cdot 0{,}48 + 1262 = 498 \text{ кг}.$$

9. Определение усилий в стержнях внутренней фермы крыльев

Усилия определяются от действительных нагрузок на основании схемы полукоробки крыльев по фиг. 7_{10}.

а) Верхнее крыло.

Стержень 3—4.

Усилие в нем находим по тому же принципу и для нижнего крыла:

$$S_{3-4} = 1224 \text{ кг}.$$

Эти же усилия соответствуют стержням 14—15 и 16—17, т. е.

$$S_{14-15} = 1224 \text{ кг}; \quad S_{16-17} = 1224 \text{ кг}.$$

Стержень 13—14.

$$S_{13-14} = +1470 \cos 42^\circ = +1088 \text{ кг}.$$

Стержень 14—16.

$$S_{14-16} = 2 \cdot 1088 = 2176 \text{ кг}.$$

Стержень 16—8.

$$S_{16-8} = 3 \cdot 1088 = 3264 \text{ кг}.$$

Стержень 14—15.

$$S_{14-15} = 0.$$

Стержень 15—17.

$$S_{15-17} = S_{3-14} = 1088 \text{ кг}.$$

Стержень 17—9.

$$S_{17-9} = 2 \cdot 1088 = 2176 \text{ кг}.$$

Усилия в расчалках:

$$S_{3-15} = S_{14-17} = S_{16-9} = 1470 \text{ кг};$$

$$S_{1-11} = S_{10-13} = S_{12-7} = 576 \text{ кг}.$$

б) Нижнее крыло.

Стержень 1—2.

На стержень действуют усилия:

$$S_{1-3}; \quad S_{2-4}; \quad P = 1025 \text{ кг}; \quad P = 960 \text{ кг}.$$

Сумма этих усилий дает усилие, действующее в стержне 1—2:

$$S_{1-2} = (-S_{1-3} \cos \alpha) + (-S_{2-4} \cos \alpha) + 960 \sin 6^\circ + 1025 \sin 6^\circ = -705 \text{ кг}.$$

Те же усилия будут развиты и в параллельных этому стержню стержнях, потому что перерезывающая сила для них будет одинакова. И, значит, будем иметь

$$S_{10-11} = -705 \text{ кг} \quad \text{и} \quad S_{12-13} = -705 \text{ кг}.$$

Стержень 1—10.

$$S_{1-10} = 576 \cos 43^\circ 50' = +415 \text{ кг}.$$

Стержень 10—12.

$$S_{10-12} = 2 \cdot S_{1-10} = 2 \cdot 415 = 830 \text{ кг}$$

(так как плечо в два раза больше).

Стержень 12—6.

$$S_{12-6} = 3 \cdot S_{1-10} = 3 \cdot 415 = 1245 \text{ кг}.$$

Стержень 2—11.

$$S_{2-11} = 0.$$

Стержень 11—13.

$$S_{11-13} = S_{-10} = -415 \text{ кг}.$$

Стержень 13—7.

$$S_{13-7} = 2 \cdot 415 = -830 \text{ кг}$$

10. Определение усилий в стержнях внутренней фермы крыльев от фиктивных нагрузок

а) Нижнее крыло.

Стержень 1—2.

$$S_{1-2} = S_{1-3}\cos\alpha_1 - S_{2-4}\cos\alpha_2 + 1000\cos\alpha = -1088 \cdot 0{,}39 - 0 + 1000 \cdot 0 = -424 \text{ кг}.$$

Стержень 10—11.

$$S_{10-11} = S_{1-2} = -424 \text{ кг}.$$

Стержень 12—13.

$$S_{12-13} = S_{1-2} = -424 \text{ кг}.$$

Стержень 1—10.

$$S_{1-10} = S_{1-11}\cos 43°50' = 606 \cdot 0{,}72 = +436 \text{ кг}.$$

Стержень 10—12.

$$S_{10-12} = 2S_{1-10} = +872 \text{ кг}.$$

Стержень 12 — 6.

$$S_{12-6} = 3S_{1-10} = 3 \cdot 436 = +1308 \text{ кг}.$$

Стержень S_{2-11}

$$S_{2-11} = 0.$$

Стержень 11—13.

$$S_{11-13} = S_{1-10} = -436 \text{ кг}.$$

Стержень 13—7.

$$S_{13-7} = S_{10-12} = -872 \text{ кг}.$$

б) Верхнее крыло

Стержень 3—4.

$$S_{3-4} = S_{3-1}\cos\alpha - S_{4-2}\cos\alpha_2 + 1000\cos\alpha_3 = 924 \text{ кг}.$$

Те же усилия будут в стержнях 14—15 и 16—17, т. е.

$$S_{14-15} = 924 \text{ кг}; \quad S_{16-17} = 924 \text{ кг}.$$

Стержень 3—14.

$$S_{3-14} = S_{3-15}\cos 39° = 551 \cdot 0{,}66 = -424 \text{ кг}.$$

Стержень 14—16.

$$S_{14-16} = 2S_{3-14} = -848 \text{ кг}.$$

Стержень 16—8.

$$S_{16-8} = 3S_{3-14} = -1272 \text{ кг}.$$

Стержень 4—15.

$$S_{4-15} = 0.$$

Стержень 15—17.

$$S_{15-17} = S_{3-14} = +424 \text{ кг}.$$

Стержень 17—9.

$$S_{17-9} = S_{14-16} = +848 \text{ кг}.$$

Для определения действующих по лишним стержням сил применим уравнение:

$$X = \frac{\frac{\sum S_0 S_1 l}{F}}{\frac{\sum S_1^2 l}{F}}$$

Пользуясь табл. 4_{10}, делаем подстановку в эту формулу

$$X = \frac{621\,289\,846}{669\,009\,391} = -0{,}9.$$

Для определения действительного усилия в стержне 1 — 4, принятом нами за лишний стержень, сотавляем табл. 4_{10}.

ТАБЛИЦА 4₁₀

Наименование элементов	Обозначение по схеме	№ лент	F ленты $мм^2$	l ленты $мм$	$\frac{l}{F}$	S_0	S_1	S_0S_1	S_1^2	$\frac{S_0S_1l}{F}$	$\frac{S_1^2l}{F}$
Передняя расчалка	3—5	12	53	4070	76	6070	1435	8 710 450	2 059 225	661 994 200	156 501 100
Задняя расчалка	4—6	12	53	4070	76	5246	—1434	—7 522 764	2 056 356	—571 730 064	156 283 056
Внутренность расчалки верхнего крыла	3—15	6	12	1500	125	1470	551	809 970	303 601	101 246 250	37 950 125
	14—17	6	12	1500	125	1470	551	809 970	303 601	101 246 250	37 950 125
	16—9	6	12	1500	125	1470	551	809 970	303 601	101 246 250	37 950 125
Внутренность расчалки жнего крыла	1—11	4	5	1100	220	576	606	349 056	307 236	75 792 320	50 311 332
	10—13	4	5	1100	220	576	606	349 056	307 236	75 792 320	—
	12—7	4	5	1100	220	576	606	349 056	307 236	75 792 320	—

Примечание. S_0 — усилия от действующих нагрузок;

S_1 — усилия от единичных нагрузок.

При расчетах обычно считают, что можно пренебречь деформациями стоек, лонжеронов и распорок, а потому они в таблицу не вошли.

СКБ "Вулкан-Авиа"

Так как раньше мы предположили, что лишний стержень растягивается силами в 1000 *кг*, то действительное усилие в нем будет

$$S_{1-4} = -0{,}9 \cdot 1000 = -900 \text{ кг}.$$

Теперь приступаем к определению действительных усилий во всех элементах полукоробки крыльев, пользуясь уравнением

$$S_{\text{дейст}} = S_0 + S_1 X$$

и располагая вычисления в виде табл. 5_{10}.

ТАБЛИЦА 5_{10}

Название элементов крыла	Обозначения	Действующие нагрузки z	Действующие нагрузки x	S	Фиктивные нагрузки z	Фиктивные нагрузки x	S_1	S_1X	$S_{\text{дейст}}$
Верхнее крыло									
Передний лонжерон	3—14	— 4665	— 1088	— 5753	— 1136	— 424	— 1560	1404	— 4350
	14—16	— 4655	— 2176	— 6841	— 1136	— 848	— 1984	1785	— 5055
	16— 8	— 4655	3264	— 7929	— 1136	— 1278	— 2408	2167	— 5762
Задний лонжерон	4—15	— 3353	8	— 3353	498	0	498	— 448	— 3801
	15—17	— 3353	1088	— 2265	498	424	832	— 749	— 3014
	17— 9	— 3353	2176	— 1177	498	848	1346	— 1211	— 2388
Внутренние расчалки	3—15	0	1470	1470	0	551	551	— 496	+ 994
	14—17	— 0	1470	1470	0	551	551	— 496	+ 994
	16— 9	— 0	1470	1470	0	551	551	— 496	+ 994
Нижнее крыло									
Передний лонжерон	1—10	— 597	415	— 182	0	436	436	— 392	+ 574
	10—12	— 597	830	233	0	872	872	— 795	— 552
	12— 6	— 597	1245	648	0	1308	1308	— 1177	— 529
Задний лонжерон	2—11	739	0	739	412	0	412	— 371	368
	11—13	739	— 415	324	412	— 436	— 24	+ 22	346
	13— 7	739	— 830	— 91	412	— 872	— 460	+ 414	323
Внутренние расчалки	1—11	0	576	576	0	606	— 606	— 545	31
	10—13	0	576	576	0	606	606	— 545	31
	12— 7	0	576	576	0	606	606	— 545	31
Стойки	1— 3	— 1297	0	— 1297	— 1088	0	— 1088	— 979	— 318
	1— 4	0	0	0	1000	0	1000	— 900	— 900
	2— 4	— 1185	0	— 1185	— 1135	0	— 1135	0	— 1185
Внешние расчалки	4— 6	+ 5246	0	5246	— 1434	0	— 1434	+ 1282	+ 6528
	3— 5	6070	0	6070	+ 1435	0	+ 1435	— 1292	+ 4778

11. Расчет переднего лонжерона верхнего крыла

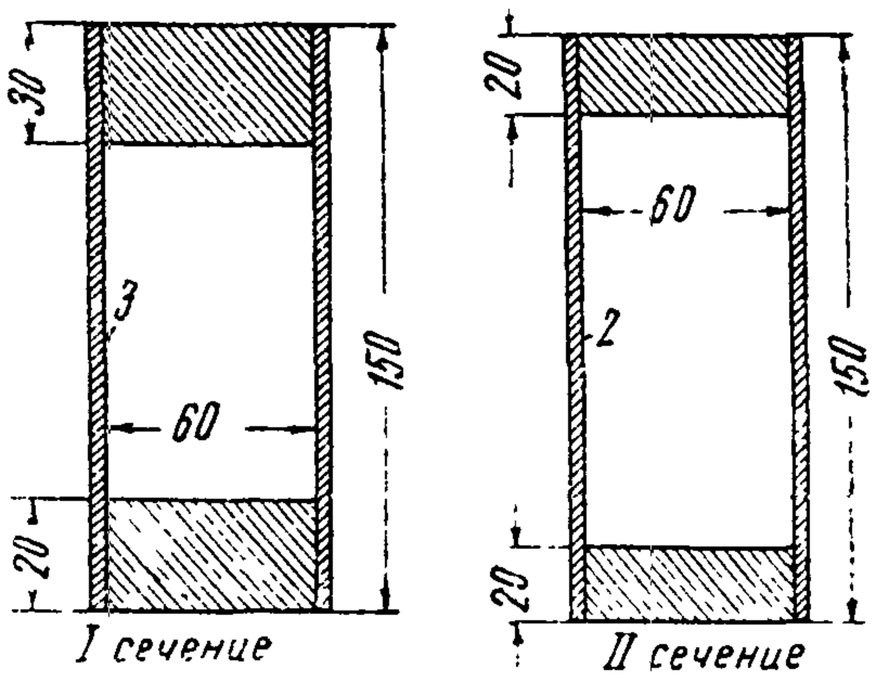
Задаемся средним сечением лонжерона, не слишком отличающимся от требуемого. Обычно его выбирают сравнением проектируемого лонжерона с уже выполненными, работающими приблизительно в тех же условиях.

Для нашего примера зададимся двумя сечениями, отличающимися друг от друга только стенками и полками.

Ширина сечения $b = 60$ *мм*. Обычно ее выбирают, исходя из прочности сплошного сечения в корне консоли.

Толщина стенок: для первого сечения $\sigma_1 = 3$ *мм*; для второго сечения $\sigma_2 = 2$ *мм*.

Толщина полок (фиг. 13_{10}): для первого сечения $T_1 = 30$ *мм*, $t_1 = 20$ *мм*; для второго $T_2 = 20$ *мм*, $t_2 = 20$ *мм*.



Фиг. 13_{10}.

Расстояние от центра тяжести до тонкой полки первого сечения определим по формуле:

$$Z_1 = \frac{H}{2} + \frac{aF_{\text{пуст}}}{F_{\text{сеч}}},$$

где

$$a = \frac{T - t}{2} = 5 \text{ м},$$

$$F_{\text{пуст}} = (b - 2\sigma)H = 5400 \text{ мм}^2,$$

$$F_{\text{сеч}} = (b - 2\sigma)(T + t) = 2\sigma H = 3600 \text{ мм}^2.$$

Сделав подстановку в формулу, получим:

$$Z_1 = 75 + \frac{5 \cdot 5400}{3600} = 82 \text{ мм}.$$

Расстояние от центра тяжести до толстой полки

$$Z_2 = 100 - 82 = 18 \text{ мм}.$$

Момент инерции для первого сечения найдем по формуле:

$$I_1 = \frac{b + \sigma}{3}(h_1^3 + h_2^3) - \frac{b}{3}(Z_1^3 + Z_2^3),$$

где h_1 — расстояние от центра тяжести до нижней поверхности полки,

h_2 — расстояние от центра тяжести до верхней поверхности;

$$h_1 = Z_1 + t = 102 \text{ мм}; \quad h_2 = Z_2 + T = 48 \text{ мм}.$$

Сделав подстановку в формулу, будем иметь:

$$I_1 = 2{,}1\,(1061 + 110) - 2\,(551 + 6) = 1350 \text{ см}^4.$$

Момент инерции для второго сечения найдем по формуле:

$$I_2 = \frac{b\,(H^3 - h^3)}{12} + 2\,\frac{\delta H^3}{12}.$$

Подставив числовые значения, получим:

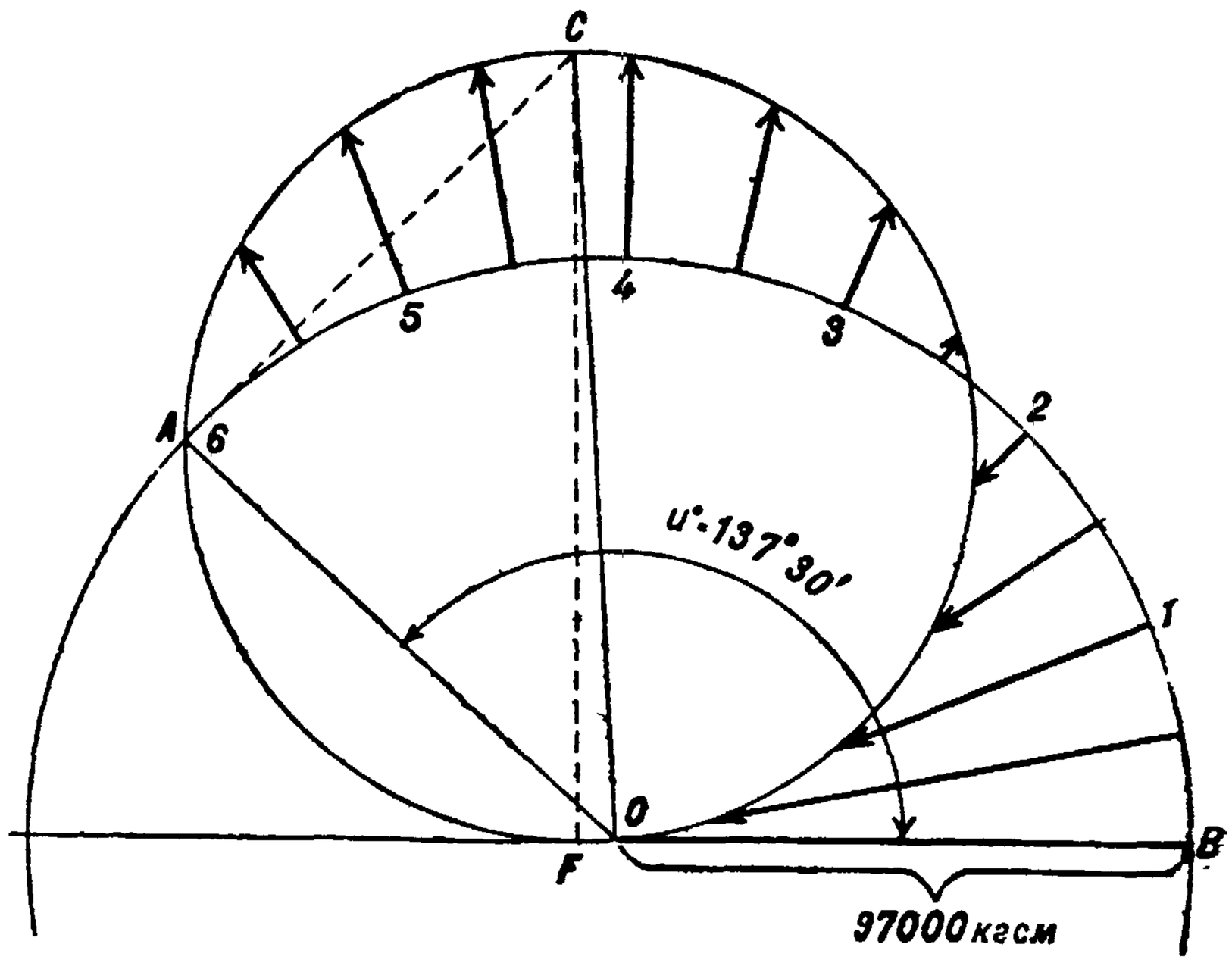
$$I_2 = \frac{6 \cdot (3375 - 1000)}{12} + 2\,\frac{0{,}2 \cdot 3375}{12} = 1300 \text{ см}^4.$$

Средний момент инерции выведем как средне-арифметическое значение:

$$I_{ср} = \frac{I_1 + I_2}{2} = 1325 \ см^4.$$

Критическую нагрузку при длине пролета $l_1 = 400$ *см* получим из формулы Эйлера:

$$P_{кр} = \frac{\pi^2 EI}{l^2};$$



Фиг. 14_{10}.

после подстановки будем иметь:

$$P_{кр} = \frac{10 \cdot 10^5 \cdot 1325}{160\,000} = 8280 \ кг.$$

Среднее осевое усилие по лонжерону определим из равенства:

$$S_{ср} = \frac{\Sigma S}{3} = \frac{4300 + 5000 + 5700}{3} = 5000 \ кг.$$

Отсюда находим запас устойчивости лонжерона:

$$\mu = \frac{P_{кр}}{S_{ср}} = \frac{8280}{5000} = 1{,}6.$$

12. Круги Ченцова

Для расчета сжато-изогнутого лонжерона пользуются методом кругов Ченцова, из которого получаются величина и знак момента в любом месте пролета.

Построение кругов Ченцова (фиг. 14_{10}) и эпюры моментов в Декартовых координатах выполняется в следующем порядке.

Определяем радиус круга из формулы:

$$R = pj^2 = 97\,000 \ кгсм,$$

где p — погонная нагрузка, известная нам уже раньше из расчета и равная: $p = 373$ *кг/м* $= 3{,}7$ *кг/см*; j определяется из равенства:

$$j = \sqrt{\frac{EJ_{ср}}{S_{ср}}} = \sqrt{\frac{10^5 \cdot 1325}{5000}} = 162.$$

Угол U находим из следующего равенства:

$$U = 57°{,}3\,\frac{l}{j} = 57°{,}3 \cdot \frac{400}{162} = 137°30'.$$

Строим угол $AOB = U = 137°30'$ и из его вершины проводим окружность радиусом $R = pj^2 = 97\,000$ *кгсм* в соответствующем масштабе.

Из точки B откладываем отрезок $BF = M = 988$ *кгм* в том же масштабе.

Из точек A и F восставляем перпендикуляры до пересечения в точке C [1]. Точку C соединяем с центром, и на этой прямой, как на диаметре, строим окружность, которая пройдет через точки A и F (так как углы при точках прямые .

Делим угол U на шесть равных частей и на такое же число частей делим пролет.

Отрезок на каждом радиусе от окружности радиуса R и другой окружности переносят как ординату соответствующего деления на эпюру моментов в нормальных координатах: положительной, когда отрезок идет от окружности радиуса R к ее центру, и отрицательной, — когда идет от центра.

13. Построение эпюры изгибающих моментов для консоли

Длину консоли $l_2 = 250$ *см* разбиваем на пять равных участков и для каждой точки деления вычисляем величину момента.

Обозначим через x расстояние от свободного конца консоли; пользуемся следующими формулами:

1) изгибающий момент M в той части консоли, где действует поперечная нагрузка, равная q:

$$M = \frac{q}{2}\left(x^2 - \frac{t_{ср} \cdot x}{2} + \frac{t_{ср}^2}{6}\right);$$

2) изгибающий момент в той части консоли, где действует поперечная нагрузка меньше q:

$$M = \frac{qx^2}{2}\left(1 + \frac{x}{3t_{ср}}\right).$$

На основании фиг. 14_{10} построена суммарная диаграмма моментов (фиг. 15_{10}).

Производим проверку сечения лонжерона в пролете по формулам:

$$\sigma_{max} = \frac{M}{W} + \frac{S}{F}; \quad \sigma_{max} = 450 \text{ кг/см}^2.$$

Проверяем сечение $I - I$:

$$H = 150 \text{ мм}; \quad b = 60 \text{ мм}; \quad T = 30 \text{ мм}; \quad t = 25 \text{ мм}.$$

Изгибающий момент, найденый по кругам Ченцова в этом сечении:

$$M = 51\,000 \text{ кгсм}.$$

Момент сопротивления

$$W = \frac{2I}{H} = 176 \text{ см}^3.$$

Сжимающая сила в этом пролете

$$S = 4350 \text{ кг}.$$

Площадь сечения

$$F = 39 \text{ см}^2.$$

---

[1] Здесь E совпадает с A_1, так как опорный момент равен нулю.

Подставив в формулу эти значения, будем иметь:

$$\sigma = \frac{51\,000}{175} + \frac{4350}{39} = 401 \ кг/см^2.$$

Избыток прочности:

$$\mu = \frac{\sigma_{max}}{\sigma} = \frac{450}{401} = 1{,}12,$$

т. е. выбранные размеры сечения лонжерона в рассматриваемом сечении удовлетворительные.

Сжимающее усилие в пролете $II - II$

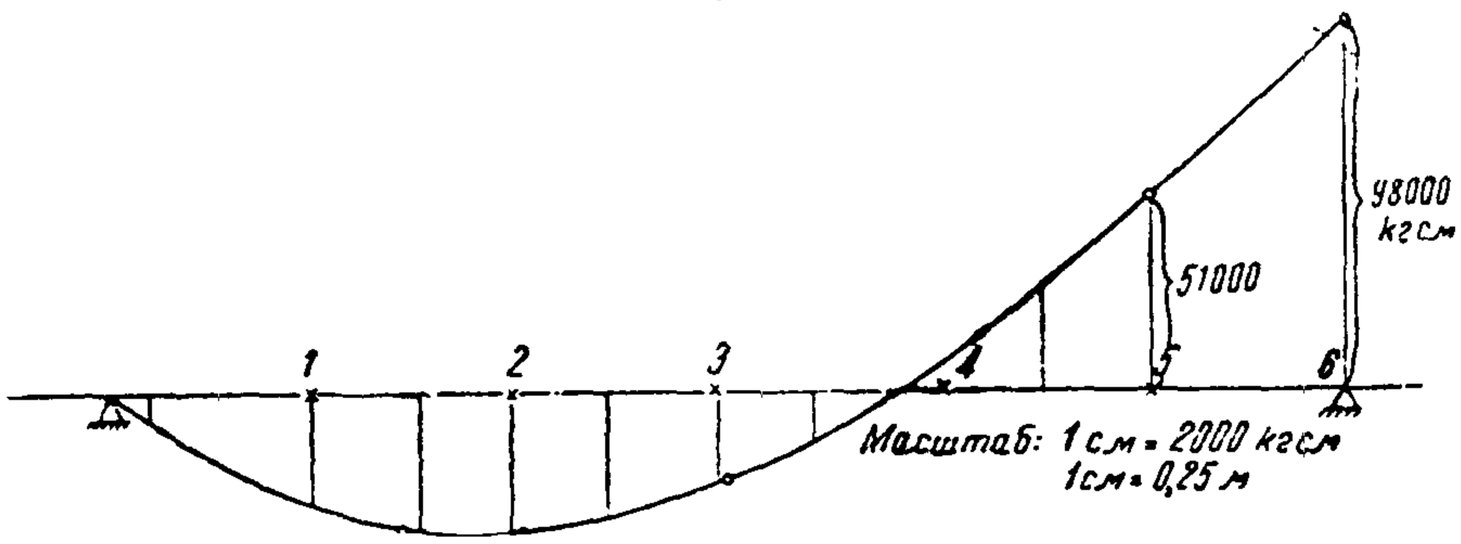
$$S = 5000 \ кг.$$

Площадь сечения

$$F = 39 \ см^2.$$

Суммарное напряжение

$$\sigma = \frac{68\,000}{176} + \frac{5000}{39} = 557 \ кг/см^2.$$



Фиг. 15$_{10}$.

Избыток прочности

$$\mu = \frac{450}{557} < 1;$$

избыток прочности в данном случае получился меньше единицы, — это говорит о том, что взятые размеры сечения для рассматриваемого места не подходят.

Подбираем сечение до тех пор, пока избыток прочности μ не будет равен единице или немного больше.

Проверяем сечение $III - III$.

Пробуем размеры сечения:

$$H = 150 \ мм; \quad b = 60 \ мм; \quad T = 30 \ мм \text{ и } t = 20 \ мм; \ \delta = 3 \ мм.$$

Изгибающий момент по Ченцову

$$M = 66\,000 \ кгсм.$$

Момент сопротивления

$$W = 176 \ см^3.$$

Сжимающее усилие

$$S = 5000 \ кг.$$

Площадь сечения

$$F = 39 \ см^2.$$

Полное напряжение

$$\sigma = \frac{66\,000}{176} + \frac{5000}{39} = 504 \ кг/см^2.$$

Избыток прочности

$$\mu = \frac{450}{504} < 1.$$

Опять для рассматриваемого места сечение должно быть усилено и соответственно подобрано.

Проверяем сечение $IV-IV$.

$$M = 43\,000 \ кгсм,$$
$$W = 176 \ см^3,$$
$$F = 39 \ см^2.$$
$$\sigma = \frac{43\,000}{176} + \frac{5700}{39} = 400 \ кг/см^2,$$
$$\mu = \frac{450}{400} = 1{,}12.$$

Взятые размеры сечения удовлетворительны.

Проверяем сечение $V-V$.

В этом месте сечение берется обыкновенно сплошным (вставляется бобышка) и оно ослабляется болтом.

Определяем расчетную длину болта по формуле:

$$l = b - \frac{2\delta}{2} = 6 + 0{,}3 = 6{,}3 \ см.$$

Задаемся диаметром болта $d = 2 \ см$ и найдем отношение длины к диаметру

$$\frac{l}{d} = \frac{6{,}3}{2} = 3{,}15.$$

Определяем момент сопротивления:

$$W = W_{спл} - W_б = 216 \ см^3.$$
$$W_{спл} = \frac{bH^2}{6} = 225 \ ,,$$
$$W_б = \frac{ld^2}{6} = \frac{6 \cdot 9}{6} = 9 \ ,,$$

Максимальное напряжение, которое может выдержать сечение, принимается:

$$K_{max} = 600 \ кг/см^2.$$

Находим полное напряжение σ:

$$\sigma = \frac{M}{W} + \frac{S}{F} = \frac{98\,800}{216} + \frac{5500}{71} = 534 \ кг/см^2.$$

Избыток прочности

$$\mu = \frac{600}{534} > 1.$$

Следовательно, данное сечение условию прочности удовлетворяет.

Определяем размеры узловой бобышки.

Необходимую длину бобышки h, считая от болта до ее края, найдем из пропорции:

$$\frac{2h}{d} = \frac{K_{ст}}{K_{ср}} = \frac{400}{130};$$

получим

$$h = 4.6 \ см.$$

Беря с некоторым запасом полную длину бобышки, можем принять

$$h_1 = 2h + d = 12 \ см.$$

Из диаграммы, приведенной в книге Шишмарева „Расчет деталей самолета", находим разрушающее усилие для $d = 1 \ см$:

$$P_1 = 910 \ кг.$$

Усилие, которое может выдержать наш болт, вычисляется по формуле:

$$P = P_1 \left(\frac{d}{d_1}\right)^2 = 910 \cdot \left(\frac{2}{1}\right)^2 = 3640 \text{ кг}.$$

Расчетное усилие на болт вычисляется по формуле:

$$R = R_x + R_2,$$

где R_x — сила, складывающаяся из двух сил: R_{I}, происходящей от усилия в отсеке *16—8* и равной 5700 *кг*, и R_{II} — от усилия в отсеке в консольной части и равной 212 *кг*; R_2 — усилие от расчалок, равное 900 *кг*.

Сделав подстановку в формулу, будем иметь:

$$R = 5500 + 900 = 6400 \text{ кг}.$$

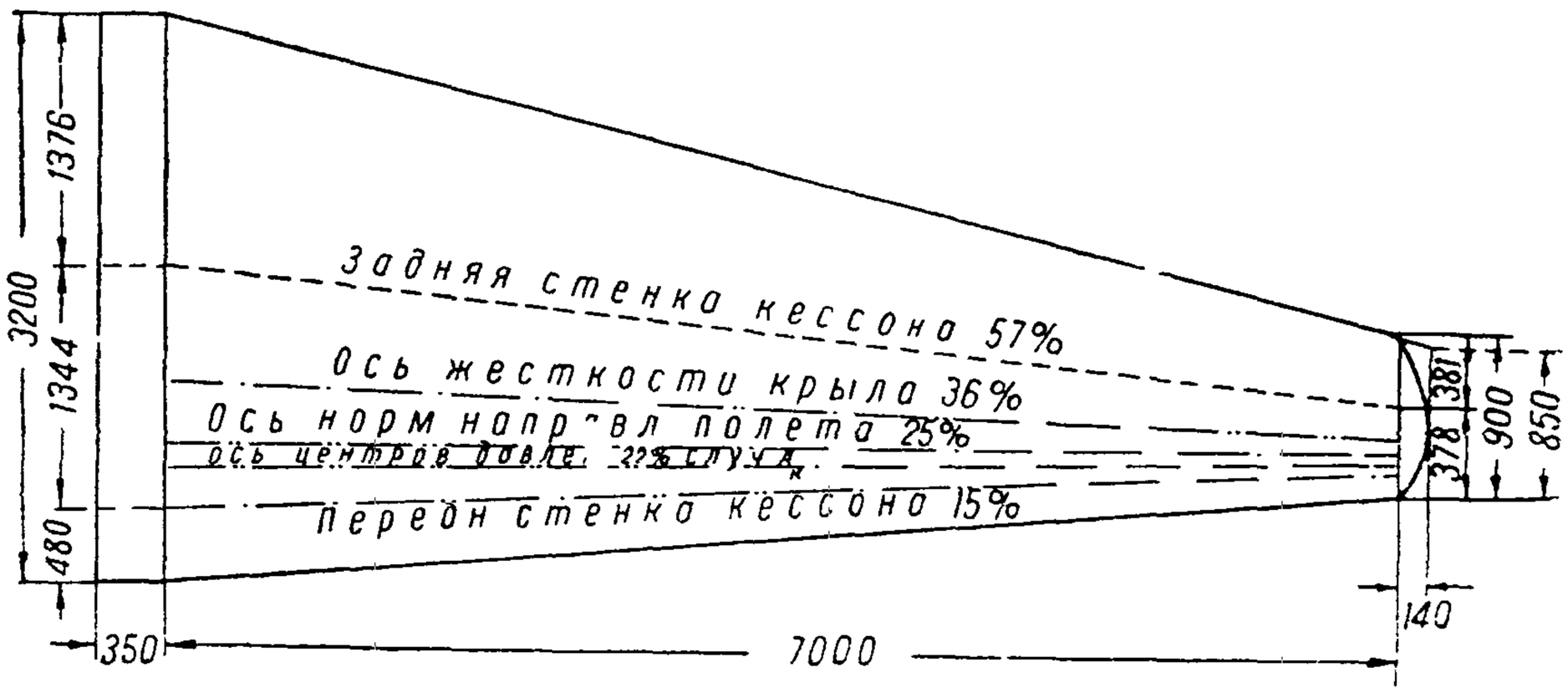
Усилие, которое может выдержать наш болт — $P = 3640$ *кг*; следовательно, диаметр $d = 1$ *см* — мал.

Пробуем $d = 3$ *см*. Тогда болт может выдержать усилие $P = 8000$ *кг*.

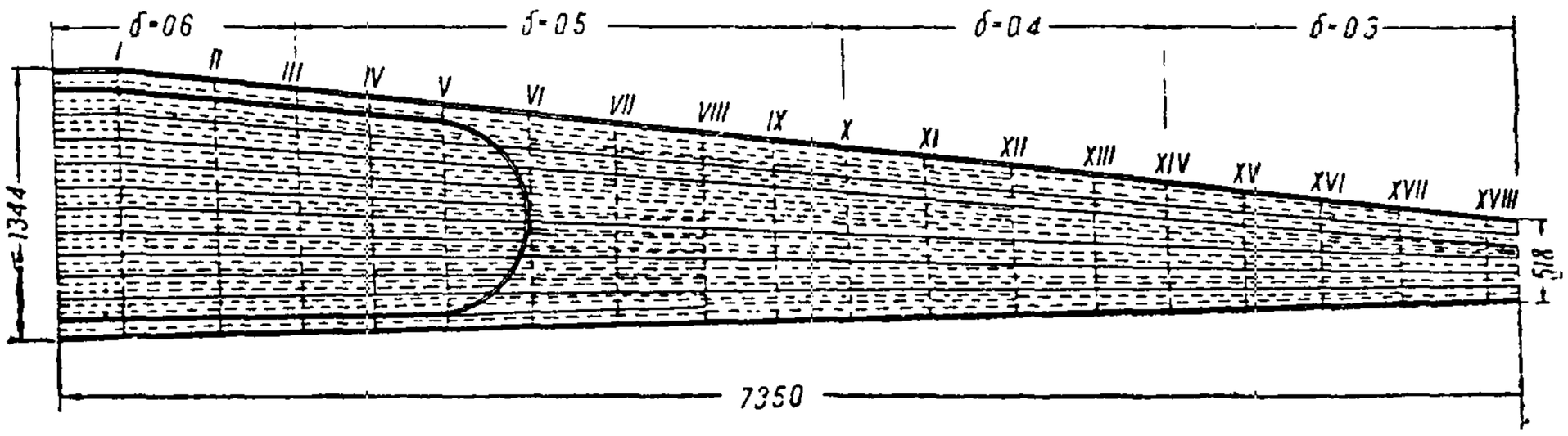
Расчетное усилие $R = 6400$ *кг* и, значит, болт $d = 3$ *см* удовлетворяет условию на прочность.

14. Подбор сечений в консоли

Высота лонжерона задана и равна $H = 150$ *мм*. Ширину мы можем менять произвольно. Задаемся шириной $b = 60$ *мм* на протяжении от корня консоли до точки, лежащей на расстоянии 60 *см*.



Фиг. 16_{10}.



Фиг. 17_{10}.

Дальше ширину сводим по прямой линии до величины, равной у конца лонжерона $b = 30$ *мм*.

Таким образом габариты лонжеронов заданы и по ним подбираем размеры сечений с помощью номограммы „Справочной книги по расчету самолета на прочность".

Пример 2. **Рассчитать крыло кессонного типа из стали Энерж-6 с фанерным покрытием**, если полетный вес самолета принят $G = 2800$ *кг*, вес крыльев $g = 300$ *кг*, площадь крыльев 31,16 $м^2$.

Очертание крыла спереди и в плане дано на фиг. 16_{10} и 17_{10}. Кроме того известно, что расчетным является случай A_k; определение усилий в нижней обшивке ведется для случая D_k.

Решение

Коэфициент перегрузки для случая $A_k = 10$.

Нагрузка на 1 $м^2$ крыла

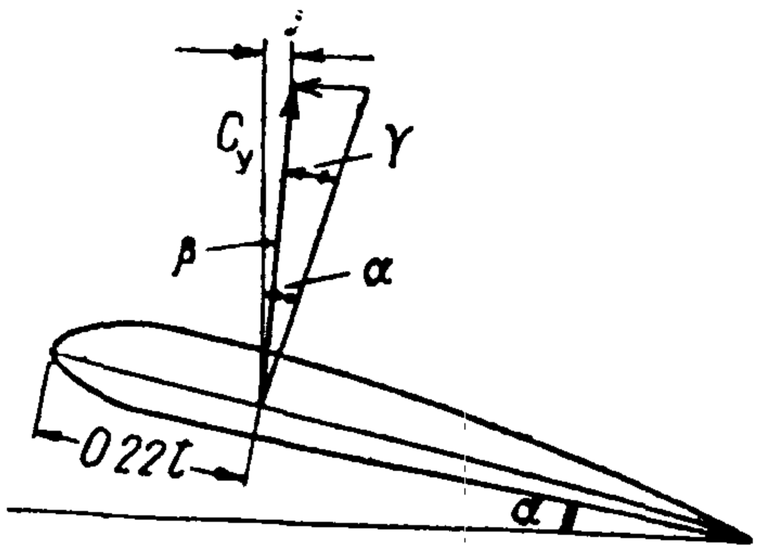
$$p = \frac{(2800 \cdot 300) \cdot 10}{31{,}16} = 803 \text{ кг.м}^2.$$

Погонная нагрузка у корня

$$p_1 = pt_{max} = 803 \cdot 3{,}2 = 2570 \text{ кг.м}$$

и на конце

$$p_0 = 803 \cdot 0{,}85 = 680 \text{ кг.м}.$$



Фиг. 18_{10}.

Из построения грузовой площади были найдены таблицы А и В расчетных усилий.

ТАБЛИЦА А

№ сечения	Расстояние x *м*	Поперечная сила Q *кг*	Изгибающий момент M *кг.м*	Крутящий момент $M_{кр}$ *кг.м*	Высота кессона h *м*	Усилие в обшивке $N = \frac{M}{h}$ *кг*
1	0,14	98	7	9	0,075	94
2	1,14	947	506	105	0,232	3 840
3	2,14	2 060	1 995	269	0,189	10 550
4	3,14	3 440	4 710	521	0,246	19 150
5	4,14	5 070	8 950	875	0,303	29 500
6	5,14	7 000	15 000	1360	0,360	41 600
7	6,14	9 170	23 050	1977	0,417	55 200
8	7,14	11 600	33 500	2763	0.474	70 700

Подсчет таблицы В выполняется с учетом наклона подъемной силы по данным аэродинамического расчета по фиг. 18_{10}.

$$\alpha = 16°; \quad n_A = 10;$$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{C_x}{C_y} = \frac{0{,}055}{0{,}55} = 0{,}10;$$

$$\beta = 5°43';$$

$$\gamma = \alpha - \beta = 10°17';$$

$$\cos\gamma = 0{,}983\ 94;$$

$$\sin\gamma = 0{,}178\ 52.$$

ТАБЛИЦА В

Расчетных нагрузок, случай A_k

№ сечения	Горизонтальная сила X кг	Поперечная сила Q кг	Изгибающий момент M кгм	Крутящий момент $M_{кр}$ кгм	Усилие в полках кессона $N = \frac{M}{h}$
1	128	96,5	6,9	8,85	92,5
2	175	932	408	103	3 780
3	222	2 025	1 965	265	10 400
4	270	3 380	4 640	513	18 850
5	317	4 990	8 800	861	29 000
6	364	6 885	14 750	1 340	41 000
7	410	9 030	22 700	1 945	54 300
8	460	11 400	33 000	2 720	69 500

Случай A_k является расчетным для всех элементов конструкции. Величина горизонтальной силы $X = p \sin \gamma$; Q, M, $M_{кр}$ и N получаем умножением на $\cos \gamma$ их значений из таблицы А.

Расчет обшивки

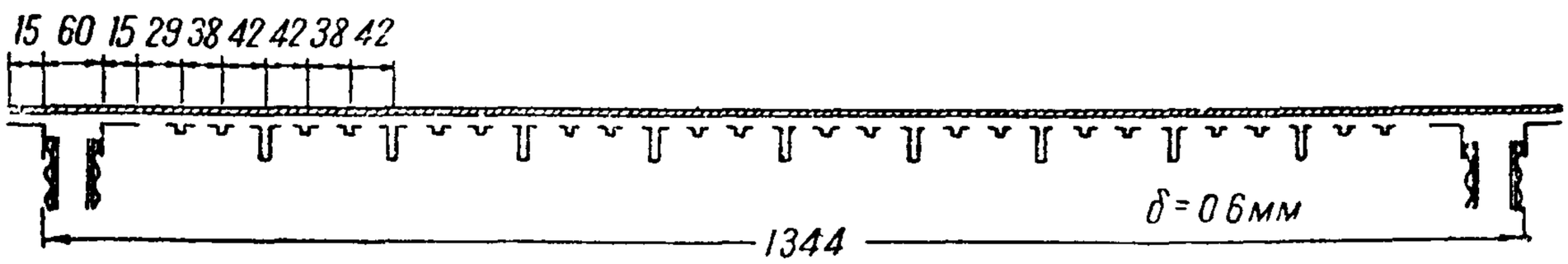
Обшивку рассчитываем на: 1) сжатие от изгибающего момента, 2) сдвиг от поперечной силы, 3) сдвиг от крутящего момента и 4) изгиб от местной нагрузки.

При расчете на кручение принято, что весь крутящий момент по всему размаху воспринимается контуром кессона. Учет разгрузки лонжеронами не сделан ввиду малых напряжений от крутящего момента.

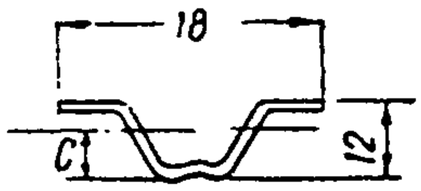
I. Расчет обшивки в корне

Рассчитываем как пластинку, свободно опирающуюся по контуру.

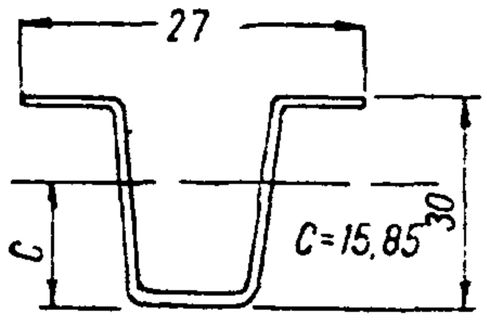
Схема расположения стрингеров в корне дана на фиг. 19_{10}.



Фиг. 19_{10}.



Фиг. $20a_{10}$.



Фиг. $20в_{10}$.

а) Расчет на сжимающую силу.

Сжимающая сила $N = 66\,460$ *кг*.

Маленькие стрингера фиг. $20a_{10}$ толщиной $\delta = 0{,}3$ *мм*. Развертка 36,14 *мм*.

Большие стрингера фиг. $20в_{10}$ при $\delta = 0{,}4$ *мм*. Развертка 77,3 *мм*.

Для обшивки $\delta = 0{,}6$ *мм*.

Площадь обшивки со стрингерами

$$F = 0{,}6 \cdot 1374 + 4 \llcorner (15 \cdot 15 \cdot 0{,}6) + 20 \cdot 36{,}14 \cdot 0{,}3 + 9 \cdot 77 \cdot 3 \cdot 0{,}4 =$$
$$= 825 + 72 + 226 + 277 = 1400 \text{ мм}^2,$$

$$\sigma = \frac{N}{F} = \frac{66\,460}{1400} = 47{,}5 \text{ кг/мм}^2.$$

Определение критического сжимающего напряжения.

Возьмем элемент крыла по фиг. 21_{10}. Здесь

$$\delta = 0{,}6 \text{ мм}, \quad b = 20 \text{ мм}.$$

$$\sigma_{кр} = K \cdot \frac{\pi^2 D^*}{b^2 \delta},$$

$$\sigma_{кр} = 4 \cdot \frac{3{,}14^2 \cdot 2\,200\,000 \cdot 0{,}06^3}{12 \cdot 2^2 (1 - 0{,}3^2) \cdot 0{,}06} = 7150 \text{ кг/см}^2 = 71{,}5 \text{ кг/мм}^2.$$

Процент использованного сечения

$$n = \frac{47{,}5}{71{,}5} \cdot 100 = 66{,}5\%.$$

б) Сдвиг от поперечной силы.

Поперечная сила в корне

$$Q = 11\,400 \text{ кг}.$$

Высота кессона

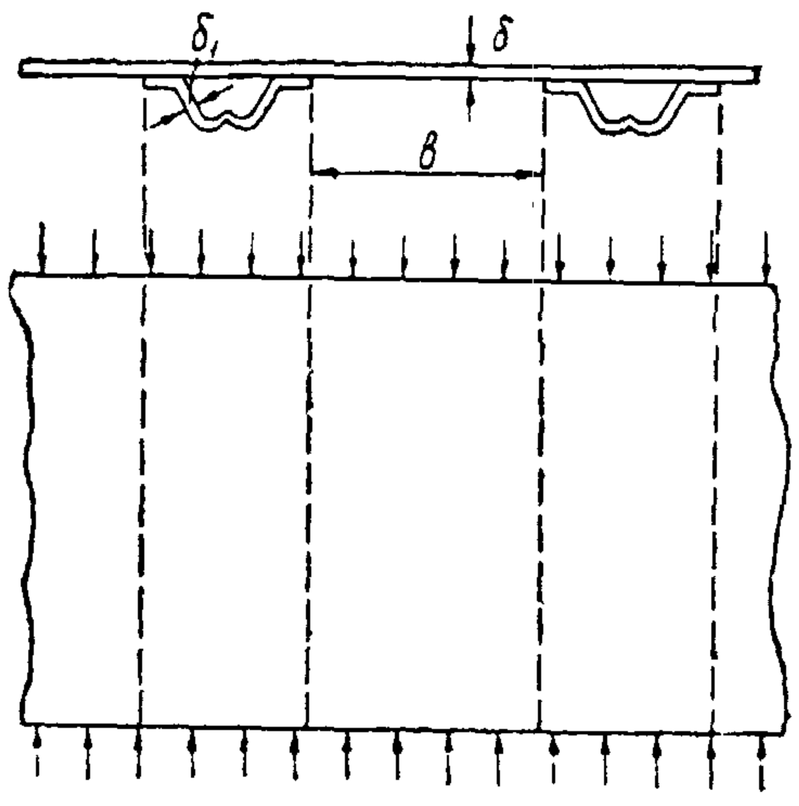
$$h_{кес} = 474 \text{ мм}.$$

Поперечная сила на одну стенку

$$\frac{11\,400}{2} = 5700 \text{ кг}.$$

Сдвигающая сила на 1 *пог. см*

$$T = \frac{5700}{47{,}4} = 120 \text{ кг/см}.$$



Фиг. 21_{10}.

Принимаем, что на крайние участки передается 80% *T*. Тогда

$$T = 0{,}8 \cdot 120 = 96 \text{ кг/см}.$$

$$\tau = \frac{96}{0{,}06} = 1600 \text{ кг/см}^2 = 16 \text{ кг/мм}^2.$$

в) Сдвиг от крутящего момента

$$M_{кр} = 272\,000 \text{ кгсм},$$

$$T = \frac{M_{кр}}{2F_{кес}} \text{ (формула Бредта)},$$

$$T = \frac{272\,000}{2 \cdot 47{,}4 \cdot 134{,}4} = 21{,}4 \text{ кг/см}.$$

Касательное напряжение

$$\tau = \frac{21{,}4}{0{,}06} = 360 \text{ кг/см}^2 = 3{,}6 \text{ кг/мм}^2.$$

---

* Тимошенко и Лессельс, Прикладная теория упругости, стр. 224.

Определение критического касательного напряжения

$$T_{кр} = 5{,}35\,\frac{\pi^2 D^*}{b^2}.$$

$$T_{кр} = 5{,}35\,\frac{3{,}14^2 \cdot 2\,200\,000 \cdot 0{,}06^3}{12 \cdot 0{,}91 \cdot 2^2} = 573\ кг/см.$$

$$\tau_{кр} = \frac{573}{0{,}06} = 9550\ кг/см^2 = 95{,}5\ кг/мм^2.$$

Процент использованного сечения для случая δ:

$$n = \frac{16}{95{,}5} \cdot 100 = 17\%.$$

Процент использованного сечения для случая b

$$n = \frac{3 \cdot 6}{95 \cdot 5} = 3{,}8\%.$$

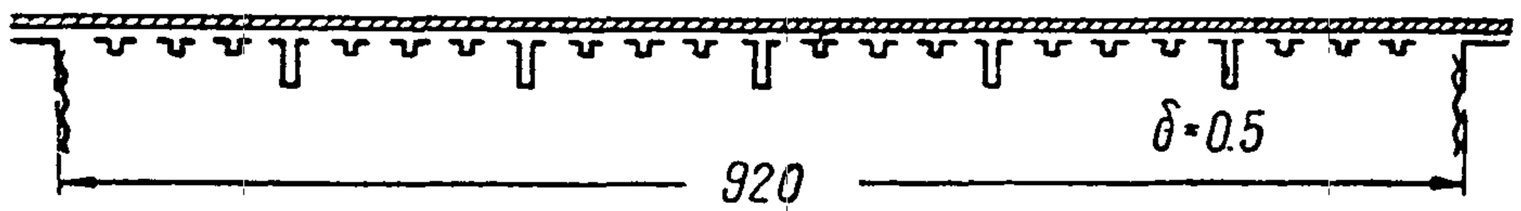
Полное использование сечения

$$\Sigma n = 66 \cdot 5 + 17 + 4 = 87 \cdot 5\% < 100\%.$$

II. Расчет обшивки в сечении между VIII и IX диафрагмами (фиг. 22_{10})

Толщина обшивки

$$\delta = 0{,}5.$$



Фиг. 22_{10}.

Определение критических сжимающих напряжений:

$$\sigma_{кр}^{II} = \sigma_{кр}^{I} = \frac{b_I^2}{b_{II}^2} \cdot \frac{\delta_{II}^2}{\delta_I^2} = 71{,}5\,\frac{2 \cdot 0^2}{1{,}95^2} \cdot \frac{0{,}5}{0{,}6} = 52\ кг/мм^2.$$

Определение критических касательных напряжений:

$$\tau_{кр}^{II} = \tau_{кр}^{I} \cdot \frac{2 \cdot 0^2}{1 \cdot 95^2} \cdot \frac{0 \cdot 5^2}{0 \cdot 6^2} = 95 \cdot 5\,\frac{0{,}5^2}{0{,}6^2} = 69\ кг/мм^2.$$

а) Расчет на сжатие

$N = 27\,500\ кг.$

$$F = 950 \cdot 0{,}5 + 2\,\llcorner\ (15 \cdot 15 \cdot 0{,}6) + 18 \cdot 36{,}14 \cdot 0{,}25 + 5 \cdot 77{,}3 \cdot 0{,}4 =$$
$$= 475 + 36{,}0 + 162{,}0 + 155{,}0 = 828\ мм^2\ \llcorner.$$

$$\sigma = \frac{N}{F} = \frac{27\,500}{828} = 33\ кг/мм^2;\quad n = \frac{33}{52} \cdot 100 = 64\%.$$

б) Расчет на сдвиг от поперечной силы

$$Q = 5000\ кг;$$
$$h_{кел} = 303\ мм;$$
$$\frac{Q}{2} = 250\ кг.$$
$$T = 0{,}8\,\frac{2500}{30{,}3} = 66{,}0\ кг/см;$$
$$\tau = \frac{66}{0{,}05} = 1300\ кг/см^2 = 13\ кг/мм^2.$$
$$n = \frac{13 \cdot 100}{69} = 19\%.$$

* Серенсен, Техническая теория упругости, стр. 171.

в) Сдвиг от крутящего момента:

$$M_{кр} = 980 \ кгм;$$

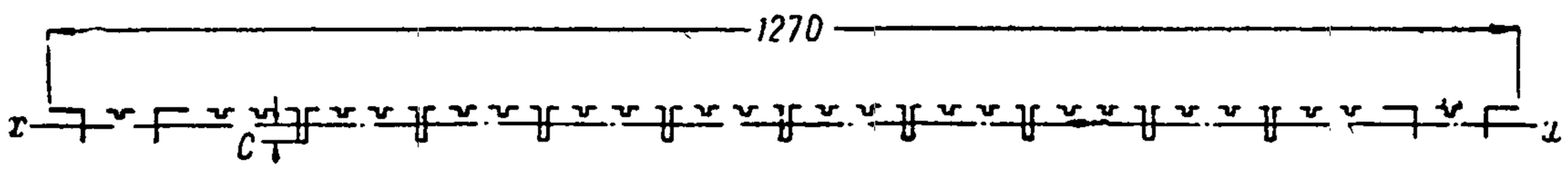
$$T = \frac{98\,000}{2 \cdot 34 \cdot 96{,}8} = 15 \ кг/см;$$

$$\tau = \frac{15}{0{,}05} = 300 \ кг/см^2 = 3{,}0 \ кг/мм^2;$$

$$n = \frac{3}{69} \cdot 100 = 4\%;$$

$$\Sigma n = 87\%.$$

Расчет обшивки со стрингерами (фиг. 23_{10}) и уголками (фиг. 24_{10}) на всей ширине кессона на пролет между диафрагмами.



Фиг. 23_{10}.

а) Расчет на устойчивость от сжимающей силы между II и III диафрагмами.

Определение момента инерции сечения.

Толщина обшивки

$$\delta = 0{,}6 \ мм;$$

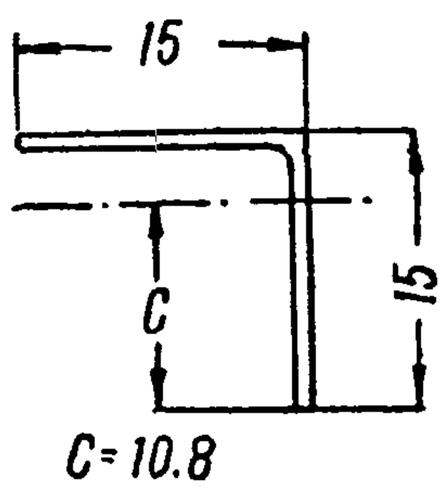
малого стрингера

$$\delta_м = 0{,}3 \ мм;$$

большого стрингера

$$\delta_б = 0{,}4 \ мм;$$

и площади их



Фиг. 24_{10}.

$$F_м = 36{,}14 \cdot 0{,}3 = 10{,}84 \ мм^2; \quad F_б = 77{,}3 \cdot 0{,}4 = 30{,}92 \ мм^2; \quad F_{\llcorner} = 17{,}65 \ мм^2.$$

Соответствующие моменты инерции будут:

$$I_м = 217{,}4 \ мм^4; \quad I_б = 3100 \ мм^4; \quad I_{\llcorner} = 379{,}2 \ мм^4.$$

$$C = \frac{S}{F} = \frac{1270 \cdot 0{,}6 \cdot 30{,}3 + 9 \cdot 30{,}92 \cdot 15{,}85 + 20 \cdot 10{,}84 \cdot 24{,}48 + 4 \cdot 17{,}65 \cdot 25{,}8}{1270 \cdot 0{,}6 + 9 \cdot 30{,}92 + 20 \cdot 10{,}84 + 4 \cdot 17{,}65} =$$

$$= \frac{23\,100 + 4400 + 5300 + 1820}{765 + 278 + 217 + 705} = \frac{34\,620}{1330} = 26{,}4 \ мм.$$

$$_x = \frac{1270 \cdot 0{,}6^3}{12} + 1270 \cdot 0{,}6 \cdot 3{,}9^2 + 9 \cdot 3100 + 9 \cdot 30{,}92 \cdot 10{,}55^2 + 20 \cdot 217{,}4 +$$

$$+20 \cdot 10{,}84 \cdot 1{,}92^2 + 4 \cdot 379{,}2 + 4 \cdot 17{,}65 \cdot 0.6^2 = 26 + 11\,600 + 27\,900 + 33\,900 + 4350 +$$

$$+ 1800 + 1515 + 25 = 80\,115 \ мм^4 = 8{,}01 \ см^4.$$

$$\rho = \sqrt{\frac{I}{F}} = \sqrt{\frac{80\,115}{1430}} = 7{,}5 \ мм;$$

расстояние между диафрагмами

$$l = 378 \ мм;$$

$$\frac{l}{\rho} = \frac{378}{7{,}5} = 50.$$

По Джонсону $\sigma_{кр} = 6{,}0$ *кг/мм²*.

$$N = 57\,500 \text{ кг}; \qquad \sigma = \frac{N}{F} = \frac{57\,500}{1330} = 44 \text{ кг/мм}^2;$$

$$n = \frac{44}{60} \cdot 100 = 78\%.$$

Расчет гофрированной стенки (лонжерона)

а) Расчет на сдвиг.
Поперечная сила на одну стенку в корне (число стенок — 4)

$$Q = \frac{11\,400}{4} = 2350 \text{ кг}.$$

Сдвигающая сила на 1 *м* в корне

$$T = \frac{Q}{h_{кес}} = \frac{2350}{0{,}474} = 6000 \text{ кг/м}.$$

Сдвигающая сила у гнезда шасси

$$T = \frac{6885}{2 \cdot 0{,}360} = 9550 \text{ кг/м}.$$

Размеры гофра:
волна

$$l = 17 \text{ мм}, \ h = 4 \text{ мм};$$

толщина

$$\delta = 0{,}15 \text{ мм}.$$

Определение момента инерции гофра I_x произведено графически: $I_x = 0{,}00186 \text{ см}^4 = 18{,}6 \text{ мм}^4$ для участка длиной 8,5 *мм*.

Определяем критическое сдвигающее усилие:

$$T_{кр} = 8{,}0 \frac{D\pi^2}{a^2} : D = \frac{EI}{1 - \mu^2} = \frac{2\,200\,000 \cdot 0{,}00186}{0{,}91} = 4500,$$

$$T_{кр} = 8{,}0 \frac{4500 \cdot 3{,}14^2}{47{,}4^2} = 18\,300 \text{ кг/м}.$$

В корне $n = 33\%$, за гнездом шасси $n = 52\%$.

б) Расчет на сжатие.

Момент от горизонтальных сил X для случая A_k

$$M = 120 \frac{X^2}{2} + 340 \frac{X}{7{,}14} \cdot \frac{X^2}{2 \cdot 3} = 60 \cdot X^2 + 8X^3; \qquad N = \frac{M}{h_{кес}} = \frac{M}{0{,}42t}.$$

№ сечения	1	2	3	4	5	6	7	8
$60X^2$.	1	78	275	590	1025	1585	2260	3055
$8X^3$	—	12	80	245	565	1090	1855	2905
M, кгм. . .	1	90	355	835	1590	2675	4115	5960
$h_{кес}$, *м.* . . .	0,378	0,516	0,654	0,792	0,930	1,068	1,206	1,344
N, кг	3	175	545	1055	1710	2500	3410	4435

Развертка гофра на длине 17 *мм* равна 19,5 *мм*.

В корне:

$$F_{\text{гофра}} = \frac{19{,}5 \cdot 474}{17} \cdot 0{,}15 = 81{,}5 \ мм^2 = 0{,}815 \ см^2;$$

$$\sigma = \frac{4435 \cdot 1344}{1284 \cdot 81{,}5} = 57 \ кг/мм^2;$$

$$\sigma_{кр} = \frac{4{,}1}{8} \cdot \frac{18\,300}{1000 \cdot 0{,}15} = 63 \ кг/мм^2 > 57 \ кг/мм^2;$$

$$n = 90\%.$$

Расчет нижней общивки на случай D_k производится в том же порядке, как и для нижней.

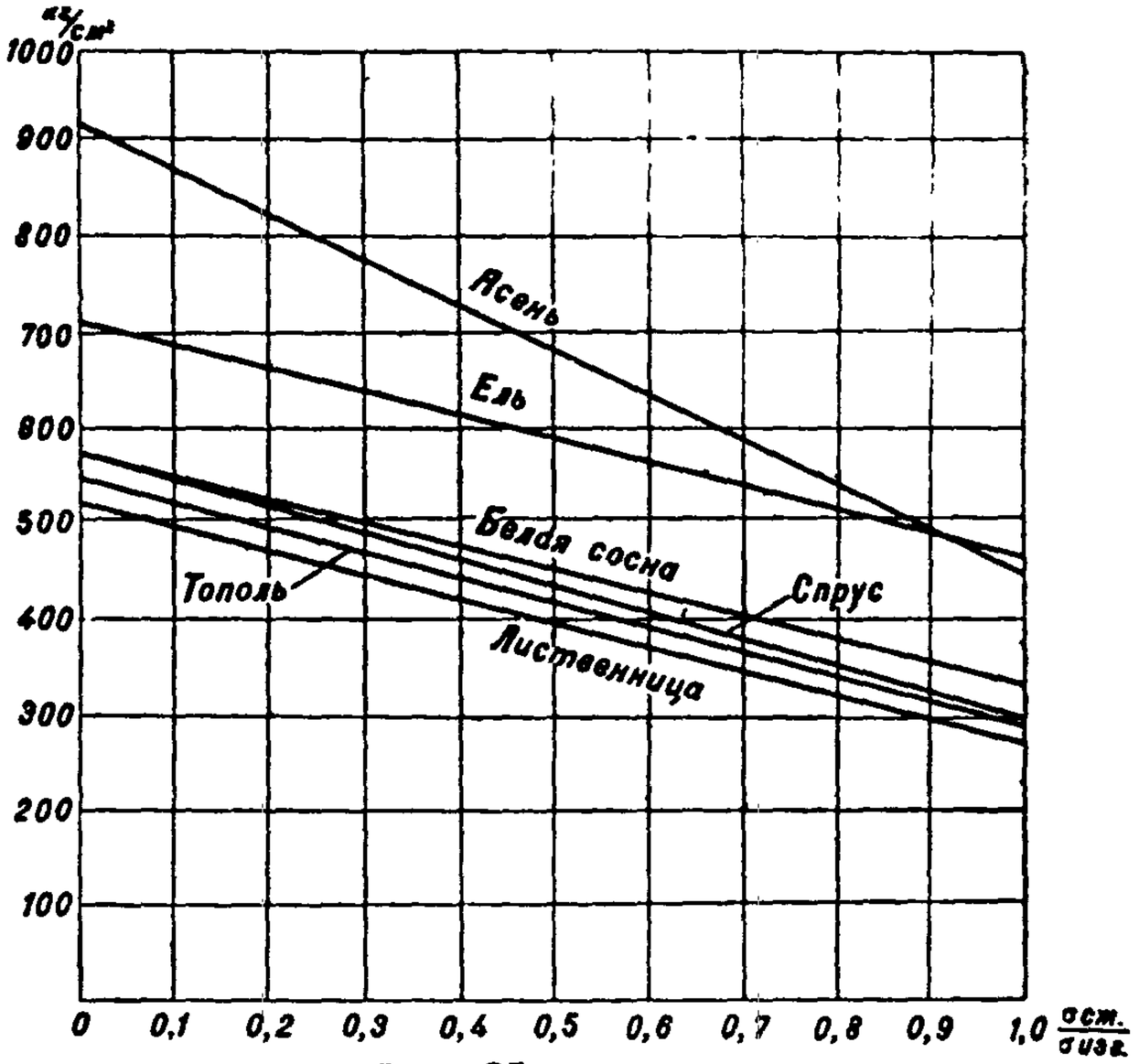
4_{10}. КОЭФИЦИЕНТ ФОРМЫ И РАЗМЕРЫ ПОЛОК ДЕРЕВЯННЫХ ЛОНЖЕРОНОВ

При расчете деревянных профилей нормальные напряжения в случае совместного действия изгиба и сжатия принято по английским справочникам выбирать, руководствуясь действительным отношением $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг}}$, которое получается для данной площадки.

Зная это $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг}}$, легко найти линейной интерполяцией нужное $R_{вр}$ (фиг. 25_{10}).

Так, например, если $\sigma_{сж} = 150 \ кг/см^2$, $\sigma_{изг} = 300 \ кг/см^2$, то $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг}} = 0{,}5$ и, следовательно, для спруса

$$R_{вр} = 440 \ кг/см^2.$$



Фиг. 25_{10}.

Вообще, если $R_{сж}$ — временное сопротивление на одно сжатие,

$R_{изг}$ — „ „ „ один изгиб,

$R_{вр}$ — „ „ при изгибе и сжатии,

то в зависимости от данных в задаче $\frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг}}$ получим:

$$R_{вр} = R_{изг} - (R_{изг} - R_{сж}) \frac{\sigma_{сж}}{\sigma_{изг}}. \qquad (8_{10})$$

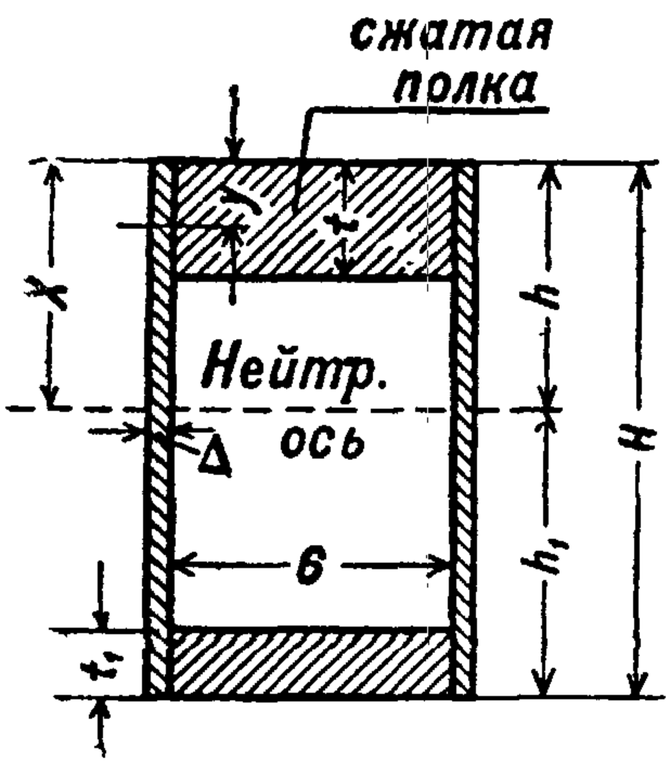
Величины $R_{ср}$ и $R_{сж}$ для каждой породы дерева могут быть взяты из соответственных опытных данных.

Более детальное опытное изучение вопроса показывает, что в обычной формуле расчета лишь на одну поперечную нагрузку

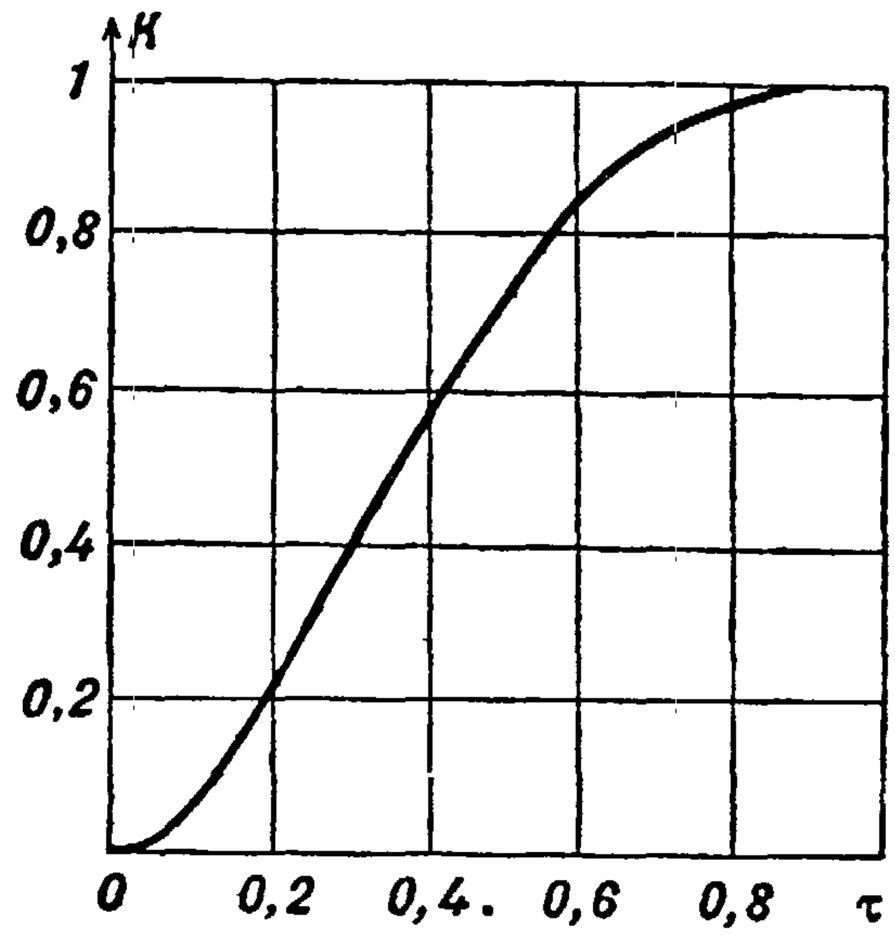
$$M_{изг} \leqq WR_{изг}$$

надо считать $R_{изг}$ переменной, зависящей от формы сечения.

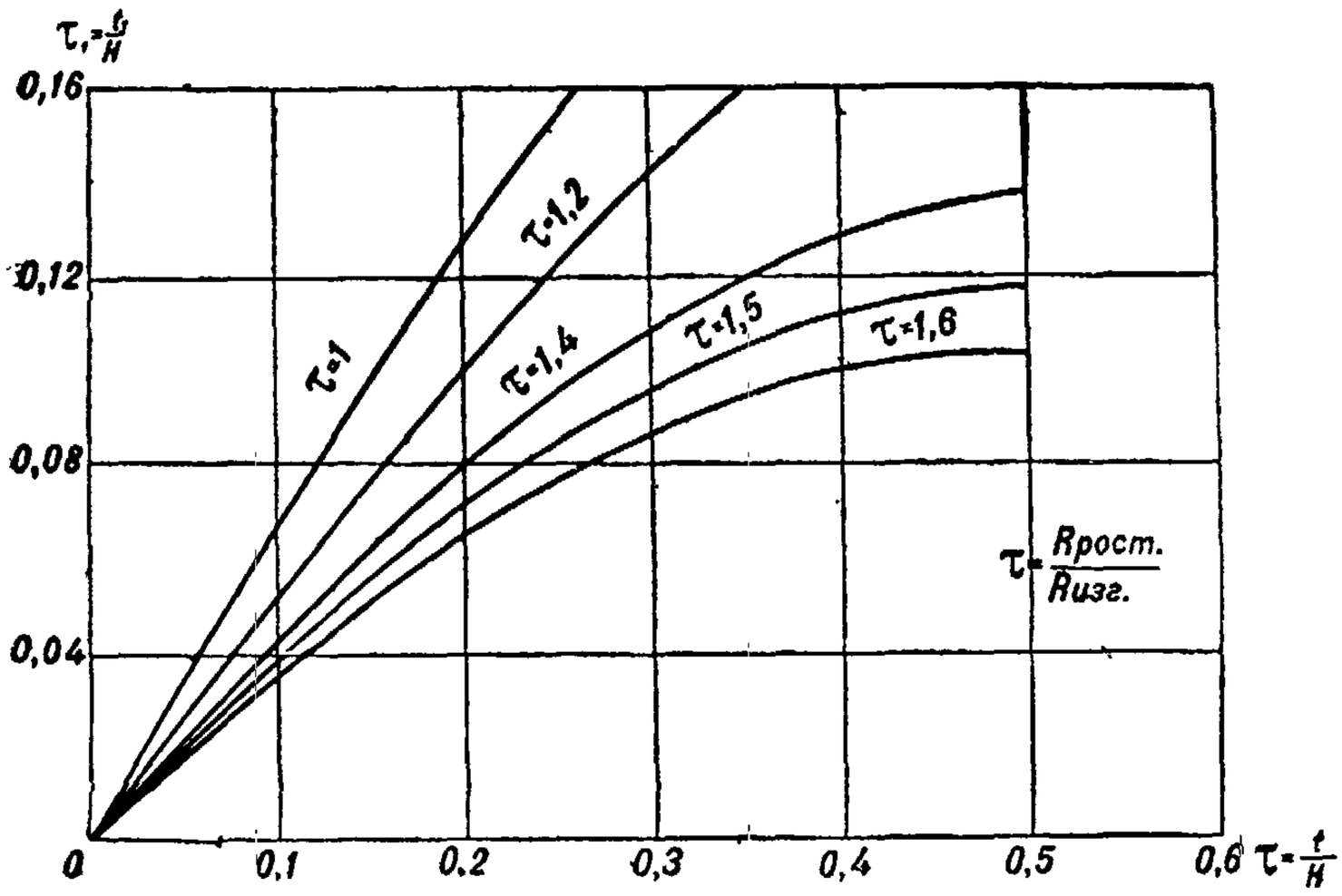
Если все же мы хотим воспользоваться тем постоянным значением величины $R_{изг}$, которое дается в результате опытов, обычно производимых



Фиг. 26_{10}.



Фиг. 27_{10}.



Фиг. 28_{10}.

с брусками прямоугольного сечения, то должны в написанную формулу для любого сечения ввести коэфициент формы Φ; таким образом

$$M_{изг} \leqq W \cdot R_{изг} \Phi, \qquad (9_{10})$$

где $R_{изг} = \text{const}$.

Зависимость коэфициентов Φ от формы поперечного сечения объясняется тем, что волокна дерева, более удаленные от нейтральной оси, испытывают, сжимаясь, и продольный изгиб; соседние же им волокна, соприкасающиеся с ними, более близкие к нейтральной оси, оказывают им некоторое поддерживающее действие.

Это поддерживающее действие оценивается коэфициентом K и зависит от расстояния y между наиболее сжатыми волокнами и теми, которые их поддерживают (фиг. 26_{10}).

Коэфициент K (фиг. 27_{10}) находится опытным путем, наблюдая разрушение $M_{изг}$ балок с различным значением величины τ.

Подставляя теоретическое значение Φ в уравнение (9_{10}), получим:

$$K = f(\tau) = \frac{M_{изг} - R_{сж} W}{R_{изг} + R_{сж}}. \qquad (10_{10})$$

Германские и американские опыты над спрусом дали для коэфициентов $K = f(\tau)$ зависимость от τ (фиг. 28_{10}).

Зная K, легко находим Φ:

$$\Phi = \frac{R_{сж}}{R_{изг}} + \left(1 - \frac{R_{сж}}{R_{изг}}\right) K. \qquad (11_{10})$$

Если принять для авиационной сосны

$$R_{сж} = 400 \ кг/см^2,$$

$$R_{изг} = 600 \ кг/см^2,$$

получим:

$$\Phi = \frac{2}{3} + \frac{K}{3}. \qquad (12_{10})$$

Основываясь на вышеизложенном, можно рациональным образом распределить материал профиля, если знать его размеры H и b. Для этого нужно лишь потребовать, чтобы: 1) и сжатые и растянутые полки разрушались одновременно, т. е. были равнопрочными; 2) количество материала, вошедшее в состав профиля, выдерживающего данный изгибающий момент, должно быть наименьшим.

Математическая задача ставится так:

Даны H, b и M (изгибающий момент).

Найти относительные толщины полок

$$\tau = \frac{t}{H} \quad \text{и} \quad \tau_1 = \frac{t_1}{H},$$

чтобы имело место

$$\frac{M}{b\frac{H^3}{6}} = \frac{W_t}{b\frac{H^3}{6}} \cdot \Phi \cdot R_{изг} = W_\tau \cdot \Phi R_{изг}; \qquad (13_{10})$$

$$\frac{M}{b\frac{H^3}{6}} = \frac{W_{\tau_1}}{b\frac{H^3}{6}} \cdot R_{раст} = W_{\tau_1} \cdot R_{раст}, \qquad (14_{10})$$

где W_t — момент сопротивления сжатой полки; W_{t_1} — момент сопротивления растянутой полки, W_τ и W_{τ_1} — те же моменты сопротивления, но относи-

тельные, W_τ и W_{τ_1} являются функциями только τ и τ_1, а потому, решив два уравнения с двумя неизвестными, находим нужные τ и τ_1, после чего находим t и t_1 и тем самым вид профиля.

Для быстрых подсчетов величин полок можно пользоваться графиком фиг. 28_{10}, если найдено значение τ_1 для решения полки по уравнению:

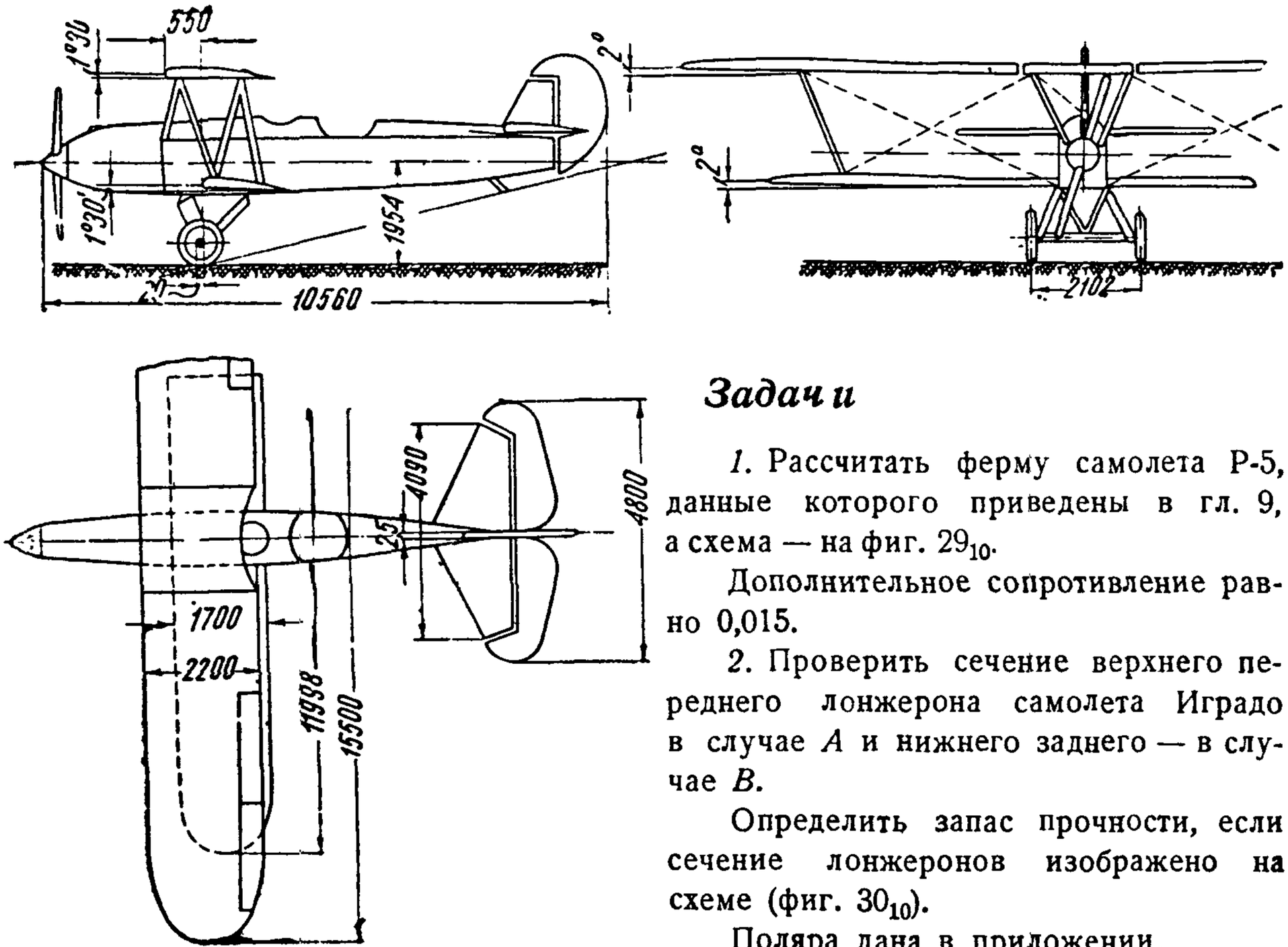
$$\tau_1 = \frac{\alpha - \sqrt{\tau^2(1+\alpha)^2 - 2\tau(1+\alpha) + \alpha^2}}{1+\alpha}, \qquad (15_{10})$$

где $\alpha = \dfrac{R_{\text{раст}}}{\Phi R_{\text{изг}}}$.

На фиг. 28_{10} кривые даны для различных материалов

$$\frac{R_{\text{раст}}}{R_{\text{изг}}} = \tau' = 1;\quad 1,2;\ldots 1,6$$

Из этих кривых все же видно, что при $\dfrac{R_{\text{раст}}}{R_{\text{изг}}} > 1$ величина τ получается по сравнению с τ_1 очень значительной, что ведет, таким образом, к чрезмерному увеличению толщины сжатой полки профиля. Имея в виду формулу (15_{10}), выгоднее делать τ_1 несколько большим, зато уменьшить τ. Вычисления показывают, что если взять, например, $\tau = 2\tau_1$, то уменьшение крепости сжатой полки, т. е. W_τ Φ, получается при $\tau + \tau_1 > 0{,}1$ не более 5%, а W_{τ_1} увеличивается значительно. При больших значениях $\tau + \tau_1$ эта разница в крепости получается еще меньше.



Фиг. 29_{10}.

Задачи

1. Рассчитать ферму самолета Р-5, данные которого приведены в гл. 9, а схема — на фиг. 29_{10}.

Дополнительное сопротивление равно 0,015.

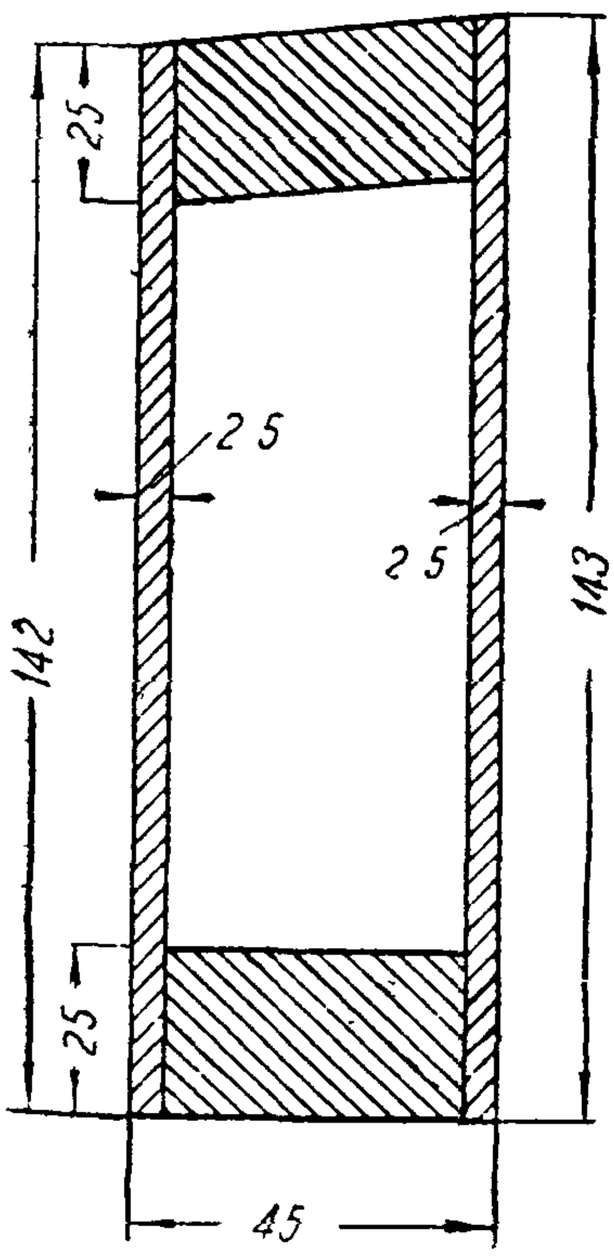
2. Проверить сечение верхнего переднего лонжерона самолета Иградо в случае *A* и нижнего заднего — в случае *B*.

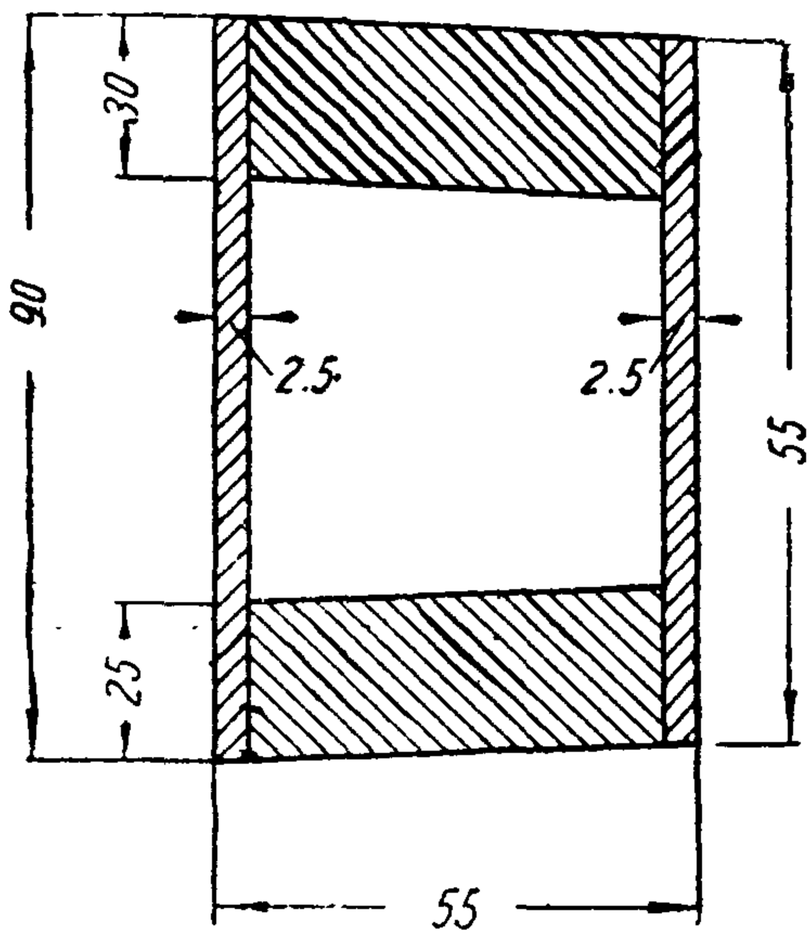
Определить запас прочности, если сечение лонжеронов изображено на схеме (фиг. 30_{10}).

Поляра дана в приложении.

Дополнительное сопротивление

$$\frac{\sigma}{S} \cdot 0{,}64 = 0{,}012.$$



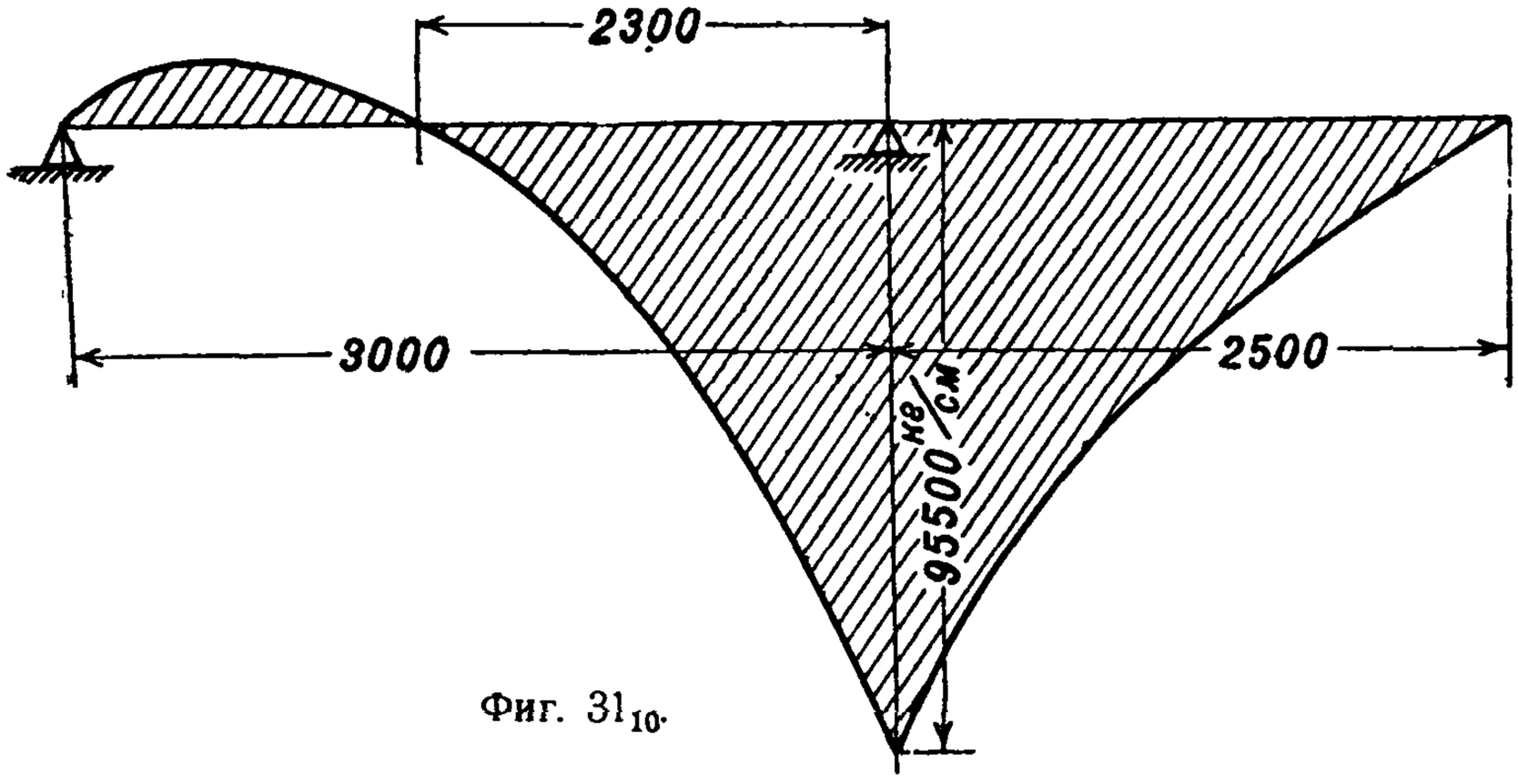


Фиг. 30_{10}.

3. Подобрать по формуле Погоржельского наивыгоднейшие размеры лонжеронов по данным расчета для задачи 2.

4. Найти размеры лонжеронов верхнего крыла самолета У-2.

Профиль Геттинген № 426; дополнительное сопротивление — 0,0103; диаметр винта 2,3 *м*.



Фиг. 31_{10}.

5. В конструкции Иградо 3 Б/М подкосы выполнены из стальных труб марки М, размер 40/37 *мм* при наибольшей длине в 2 *м*. На основании расчетов задачи 2 определить, насколько перетяжелены трубы, если машина отнесена к шестой группе.

6. Определить по формуле Погоржельского размеры переднего лонжерона верхнего крыла в примере 1, если диаграмма изгибающих моментов дана на фиг. 31_{10}. Осевое сжимающее усилие равно 4350 *кг*.

ГЛАВА 11

ВИБРАЦИЯ КРЫЛА И ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

§ 1_{11}. ВИБРАЦИИ КАК ПРИЧИНА АВАРИЙ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

С появлением больших свободнонесущих монопланов было обнаружено, что крылья и хвостовое оперение подвержены в полете колебаниям или вибрациям, амплитуда которых может быть весьма значительной.

В практике самолетостроения нередко наблюдались случаи, когда крыло или хвостовое оперение, рассчитанные по всем нормам прочности ломались в горизонтальном полете.

За последнее время в связи с ростом скорости самолета все чаще наблюдаются случаи поломки крыльев в воздухе или случаи отрыва элеронов скоростных машин.

Физическая картина возникновения вибраций представляется следующим образом: скручиванию крыла препятствуют упругие силы, пропорциональные углу закручивания. Воздушные силы, если их равнодействующая не проходит через центр жесткости, дают крылу скручивающий момент, линейно возрастающий с изменением угла атаки и пропорциональный квадрату скорости. Алгебраическаа сумма этих двух моментов дает результирующий восстанавливающий момент, который все уменьшается с возрастанием скорости полета. В соответствии с этим период колебаний кручения увеличивается, и при некоторой скорости, которая называется критической, совпадает с периодом поперечных колебаний крыла; при этом период лишь слегка возрастает со скоростью. В этот момент наступает резонанс, сопровождающийся быстрым увеличением амплитуд тех и других колебаний, вследствие чего крыло в большинстве случаев разрушается.

Амплитуда собственных колебаний крыла или оперения может быть преждевремено увеличена, если они попадут в резонанс с колебаниями винтомоторной группы или внешним атмосферным воздействием, например, „рему" — вихревое движение воздуха около облаков, порывистый ветер.

В таком случае может произойти сложение колебаний, а в связи с этим возникнут дополнительные деформации и дополнительные напряжения в лонжеронах и нервюрах.

§ 2_{11}. ФАКТОРЫ ВИБРАЦИИ КРЫЛА

В статьях инж. Лыскова „Вибрации крыльев“ и инж. Гроссмана „Влияние конструктивных параметров на критическую скорость крыла“ [1] учтены основные факторы, влияющие на вибрацию крыльев.

Результат работы поименованных авторов дан в форме уравнения приведенной критической скорости:

$$V = \sqrt{\frac{(H^2 + \sigma^2)(A - \varphi)\left(\frac{1}{A} - 1\right) + \sigma^2 A \cdot 10^3}{\sigma + b\left(1 - \frac{\varphi}{A}\right)}}; \qquad (1_{11})$$

$$V_{кр} = \frac{P_{кр}}{2} \cdot t\sqrt{\mu} \cdot \sqrt{V} \cdot V \cdot 10^{-3}, \qquad (2_{11})$$

где: H — полярный радиус инерции сечения крыла относительно центра тяжести в процентах от хорды;

σ — расстояние центра тяжести от передней кромки в процентах от хорды;

$$A = \frac{H^2 + \sigma^2 + b\left(\frac{3}{4} - \frac{\varphi_0}{t}\right)\varphi}{H^2 + \sigma^2 + b\left(\frac{3}{4} - \frac{\varphi_0}{t}\right) + b\left[\sigma + \left(\frac{3}{4} - \frac{\varphi_0}{t}\right)\right]};$$

$\frac{\varphi_0}{t}$ — положение оси жесткости;

t — хорда;

φ — отношение частот собственных колебаний изгиба и кручения, равное $\frac{P_{изг}^2}{P_{кр}^2}$;

μ — коэфициент, пропорциональный радиусу инерции крыла $\mu = \rho\frac{\frac{m}{\pi t^2}}{\varphi}$;

V — приведенная скорость;

$$V = \frac{2\pi}{\frac{\partial C_\alpha}{\partial \alpha}};$$

ρ — плотность воздуха;

m — масса крыла на единицу размаха;

$P_{изг}$ — частота собственных колебаний изгиба;

$P_{кр}$ — частота собственных олебаний кручения.

Ниже поясняется влияние каждого из этих параметров.

Влияние отношения частот собственных колебаний изгиба и кручения φ. Как показывают теоретические исследования, увеличение отношения частот несколько понижает критическую скорость, но очень немного. Так в среднем, если φ меняется от 0,05 до 0,1, приведенная критическая скорость изменится от 550 до 535, т. е. на 2,7%.

Таким образом путем изменения φ мы не можем добиться сколько-нибудь значительного увеличения критической скорости.

Однако следует считать, что если уменьшение φ происходит за счет увеличения $P_{кр}$, то это является чрезвычайно выгодным, так как критическая скорость (не приведенная) прямо пропорциональна собственной частоте крутильных колебаний [формула (2_{11})].

Влияние момента инерции. При увеличении момента инерции критическая скорость возрастает, причем для крыльев с малым моментом

[1] См. „Бюллетень ЦАГИ“ № 22, 1934.

инерции она возрастает значительно быстрее, чем для крыльев с большим моментом инерции.

При $\sigma = 0{,}05$ положение оси жесткости $\frac{\varphi_0}{t} = 0{,}35$, $H = 0{,}26$, при $\varphi = 0{,}15$ и $0{,}2$ для достаточно малых H критическая скорость падает вплоть до нуля. Но уже при незначительном увеличении H, V возрастает очень значительно. В области больших значений H, наоборот, даже значительное увеличение радиуса инерции вызывает лишь небольшое увеличение критической скорости.

Поэтому при конструировании крыльев, которые вызывают опасения в смысле вибраций, следует стремиться к тому, чтобы радиус инерции был не менее некоторой предельной величины H_a (в просчитанных примерах H_a примерно 0,4, т. е. H^2 должно быть не менее 0,16). Но нет смысла стремиться к тому, чтобы H был намного более H_a.

Влияние аэродинамических свойств профиля. Приведенная критическая скорость зависит от $K_0 = \frac{\frac{\partial C_{m_x}}{\partial x}}{\frac{\partial C_a}{\partial_a}}$; однако влияние этой величины чрезвычайно незначительно. Можно сказать, что при всех прочих равных условиях для тонких профилей (которым соответствуют меньшие значения K_0) критическая скорость несколько меньше, чем для толстых.

Влияние профиля сказывается несколько сильнее в тех случаях, когда ось жесткости лежит ближе к передней кромке крыла. Так, при изменении φ_0 от 0,25 до 0,30 критическая скорость увеличивается на $12{,}5\%$, если ось жесткости отстоит на 30% хорды от передней кромки, и на $4{,}8\%$, если ось жесткости отстоит на 50% от передней кромки.

Влияние положения центра тяжести. Рассмотрим влияние изменения положения центра тяжести относительно оси жесткости, причем положение самой оси жесткости остается неизменным. Центр тяжести, наряду с положением оси жесткости, является одним из параметров, наиболее сильно влияющих на критическую скорость. Если ось жесткости располагается ближе, чем на 40% хорды от передней кромки, т. е. если $\left(\frac{\varphi_0}{t} < 0{,}4\right)$, то кривая зависимости V от σ имеет минимум. Критическая скорость будет иметь минимальное значение, если при этом центр тяжести находится примерно на 15% хорды, сзади от оси жесткости ($\sigma = 0{,}15$).

Таким образом в случае $\frac{\varphi_0}{t} < 0{,}4$, для того чтобы повысить критическую скорость, следует перенести центр тяжести вперед или назад из области минимума. Эта область несколько изменяется с изменением φ_0, что видно из следующих данных:

при	$\frac{\varphi_0}{t} = 0{,}4$	минимум будет	$\sigma = 0{,}07$
„	$\frac{\varphi_0}{t} = 0{,}3$	„ „	$\sigma = 0{,}15$
„	$\frac{\varphi_0}{t} = 0{,}25$	„ „	$\sigma = 0{,}15$
„	$\frac{\varphi_0}{t} = 0{,}2$	„ „	$\sigma = 0{,}19$

Наибольший эффект дает отодвигание центра тяжести ближе к передней кромке и даже вынесение его вперед оси жесткости.

Несколько иную картину мы будем иметь, если ось жесткости лежит от передней кромки дальше, чем на 40% хорды $\left(\frac{\varphi_0}{t} > 0{,}4\right)$. В этом случае ход кривой в области положительных σ остается примерно тот же, но в области отрицательных σ резко изменяется. Если центр тяжести лежит перед осью жесткости, то при движении центра тяжести вперед по направлению к передней кромке критическая скорость падает и для достаточно больших φ_0 $\left(\text{например, } \frac{\varphi_0}{t} = 0{,}6\right)$ может упасть довольно сильно. Таким образом при $\frac{\varphi_0}{t} > 0{,}4$ для увеличения критической скорости следует отодвигать центр тяжести от оси жесткости как можно дальше назад.

Конечно, приведенные здесь цифры верны только для взятых значений параметров ($\varphi = 0{,}15$; $H^2 = 0{,}07$; $K_0 = 0{,}26$).

Для других значений параметров или для крыльев переменного сечения абсолютная величина цифр может быть другая, но общий ход кривых должен сохраниться.

Влияние положения оси жесткости. Пусть ось жесткости изменяет свое положение, но центр тяжести сохраняет свое положение относительно оси жесткости.

При передвижении оси жесткости ближе к передней кромке критическая скорость значительно возрастает и при некотором определенном положении оси жесткости критическая скорость обращается в бесконечность.

При дальнейшем движении оси жесткости вперед критическая скорость все время остается мнимой, т. е. крыло не будет колебаться. Таким образом, если крыло сконструировано так, что ось жесткости отстоит от передней кромки менее, чем на расстояние $\frac{\varphi_0^*}{t}$ (если при $\frac{\varphi_0^*}{t}$ имеем $V = \infty$), то крыло безопасно в смысле вибрации.

Таким образом на критическую скорость влияет главным образом положение центра тяжести относительно оси жесткости — и сравнительно слабее влияет положение центра тяжести осносительно передней кромки крыла.

Выводы

1. Основными параметрами, влияющими на приведенную критическую скорость, являются: а) положение оси жесткости, б) положение центра тяжести относительно оси жесткости.

2. Полярный массовый момент инерции крыла должен быть не менее некоторой определенной величины, которую следует определять отдельно для каждого типа крыльев.

3. Если ось жесткости крыла расположена так, что $\frac{\varphi_0}{t} < a$, то центр тяжести следует располагать как можно ближе к передней кромке. Нужно

стремиться к тому, чтобы центр тяжести был впереди оси жесткости или, по крайней мере, совмещен в ней.

4. Если ось жесткости расположена так, что $\frac{\varphi_0}{t} > \alpha$, то центр тяжести следует относить как можно дальше назад от центра жесткости.

5. Если условие, поставленное в п. 3, нельзя выполнить, то центр тяжести следует относить как можно дальше назад от оси жесткости, но во всяком случае так, чтобы уйти из области минимальной критической скорости.

6. Ось жесткости следует выносить как можно больше вперед (ближе к передней кромке крыла). Это условие является особенно важным.

7. Ни в коем случае нельзя допускать, чтобы ось жесткости лежала от передней кромки дальше некоторой определенной величины. Эти величины следует определять отдельно для каждого типа крыльев.

8. При фиксированном положении центра тяжести относительно передней кромки следует ось жесткости выносить как можно больше вперед. Этим путем можно добиться значительного увеличения критической скорости.

§ 3$_{11}$. ВИБРАЦИИ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ[1]

Вибрации хвостового оперения известны под названием „баффтинг" и „фляттер" и впервые были исследованы при гибели в Англии самолета „Юнкерс" и в Италии гидросамолета „Савойя S-64" в 1930 г. Причиной баффтинга является срыв от крыла струй в зоне сопряжения с фюзеляжем, а также малая жесткость хвостового оперения.

Для предупреждения этого явления применяют особой формы сопряжение крыла с корпусом, называемое з а л и з о м, а также щелевой капот NACA.

„Фляттер" — это вибрация хвостового оперения вследствие потери динамического равновесия упругих и воздушных сил, действующих на него. Фляттер возникает при недостаточной жесткости хвостового оперения и при наличии люфтов.

[1] См. „Бюллетень Цаги" № 17 за 1933 г.

ГЛАВА 12

ЭЛЕРОНЫ И ЩИТКИ-ЗАКРЫЛКИ

§ 1_{12}. ПЛОЩАДЬ ЭЛЕРОНОВ

Подвижные крылышки, или элероны, служащие для управления боковой устойчивостью, располагаются на задней внешней кромке крыла.

Площадь элеронов практически берется в постоянном процентном отношении от площади крыльев, а для небольших скоростных самолетов— в зависимости от их маневренных качеств.

В аэродинамике установлено понятие о коэфициенте элерона

$$C_э = \frac{Q_э}{Q_{кр}}, \qquad (1_{12})$$

равное отношению статических моментов площади элерона и крыла,

где $Q_э$ выражается, как произведение площади элерона на расстояние от центра давления его до центра тяжести самолета;

$Q_{кр}$ равно произведению площади крыла на расстояние от середины крыла до центра тяжести площади половины крыла.

Для прямоугольного крыла

$$Q_{кр} = \frac{Sl}{4},$$

для эллиптического

$$Q_{кр} = \frac{Sl}{4{,}7},$$

для треугольного

$$Q_{кр} = \frac{Sl}{6},$$

где S — площадь и l — размах крыла.

В табл. 1_{12} приведены коэфициенты $C_э$ для различных типов самолета, а в табл. 2_{12} — площади элеронов в процентах от несущих поверхностей.

За средний процент площади элеронов для большинства современных самолетов (за исключением двух- и многомоторных) можно принять 8% от площади крыльев.

ТАБЛИЦА 1_{12}

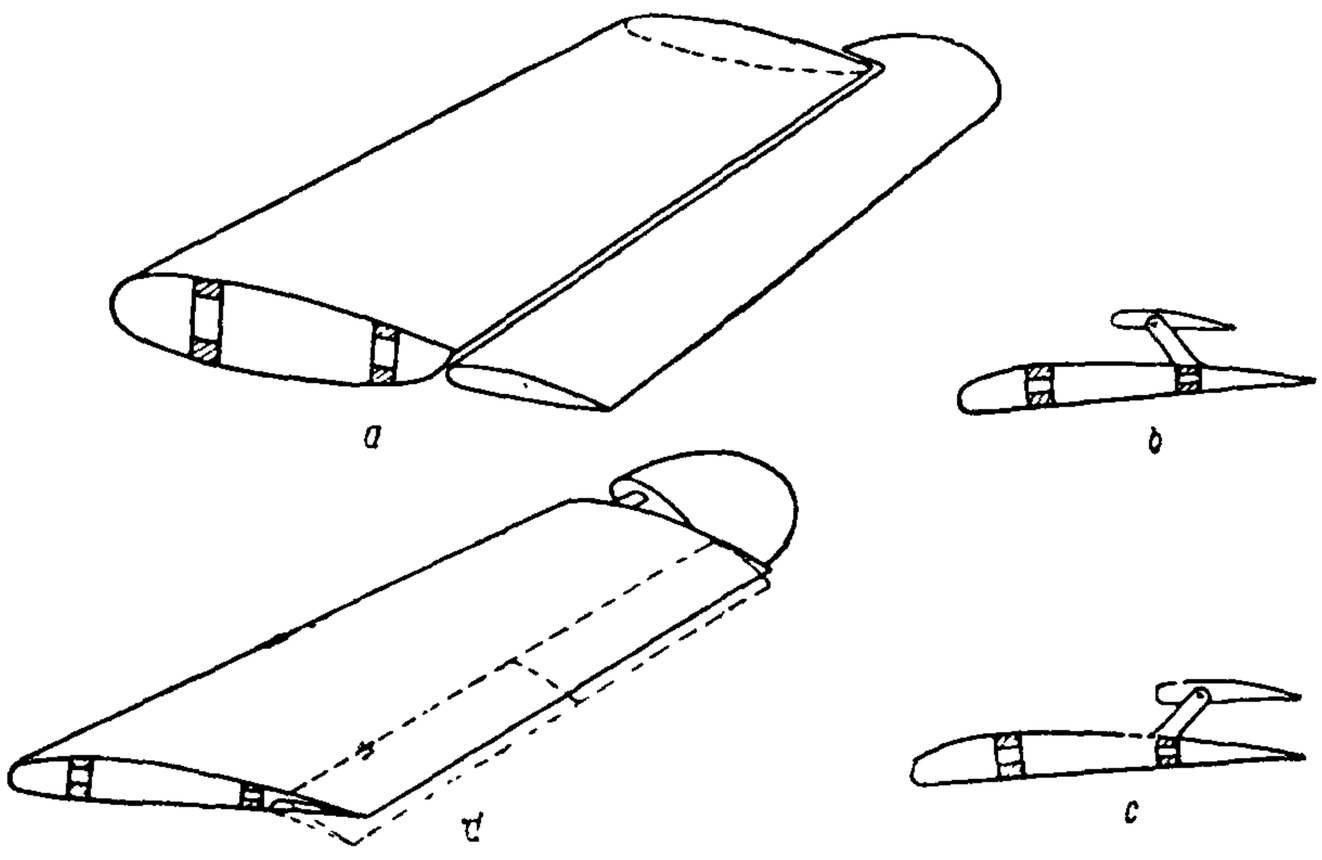
Коэфициент $C_э$.	Тип самолета						Среднее
	Разведчик	Истребитель	Тяжелый бомбовоз	Пассажирский почтовый	Учебный и спортивный	Легкий	
$C_{э.\ ср.}$	0,155	0,146	0,151	0,151	0,148	0,210	0,15
$C_{э.\ max}$	0,26	0,21	0,22	0,20	0,22	0,30	
$C_{э.\ min}$	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	

ТАБЛИЦА 2_{12}

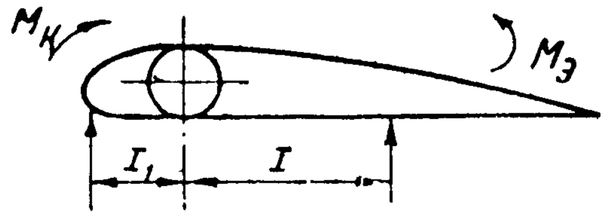
Тип самолета	Поверхность элеронов в процентах от площади крыльев
Моноплан	12,5
Одноместный истребитель	12,9
Двухместный биплан	11,3
Двухмоторный бомбовоз-биплан . .	11,3
Гидролодка	11,2
Скоростной, транспортный	8

§ 2_{12}. ОЧЕРТАНИЯ И КОНСТРУКЦИЯ ЩЕЛЕВЫХ ЭЛЕРОНОВ

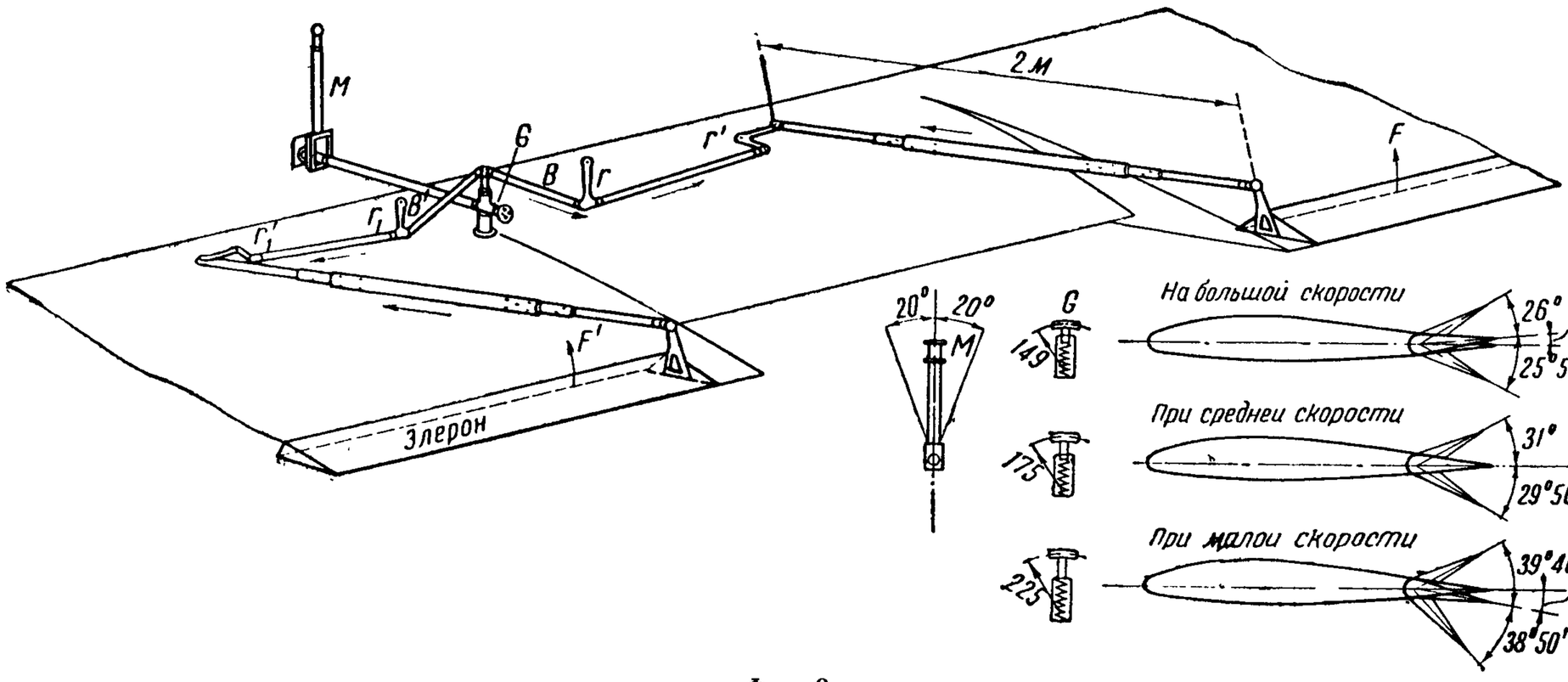
В практике самолетостроения встречаются следующие случаи размещения элеронов (фиг. 1_{12}): a) в плоскости задней кромки крыла; b) над кры-



Фиг. 1_{12}.



Фиг. 2_{12}.



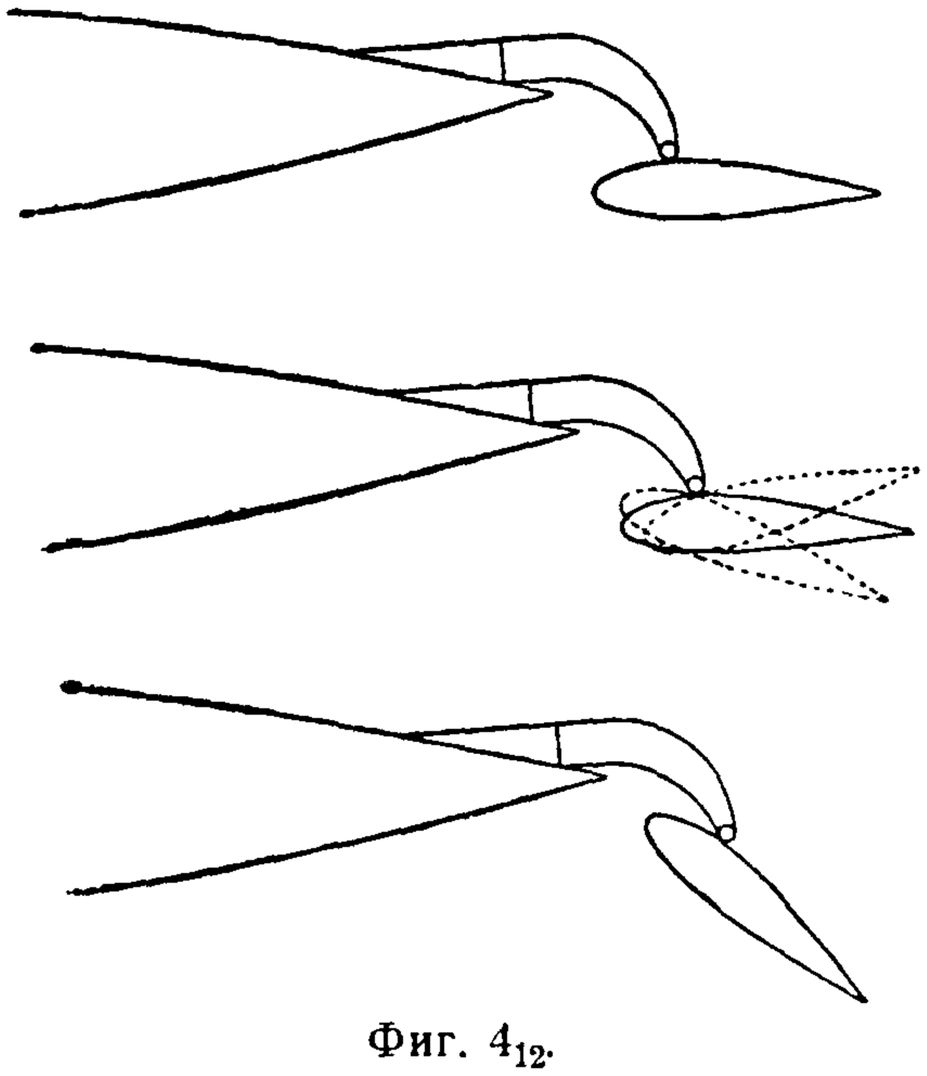
Фиг. 3_{12}.

лом в плоскости заднего лонжерона, c) на конце ребра схода крыла, d) внешняя концевая часть крыла является элероном (в последнем случае он делается плавающим).

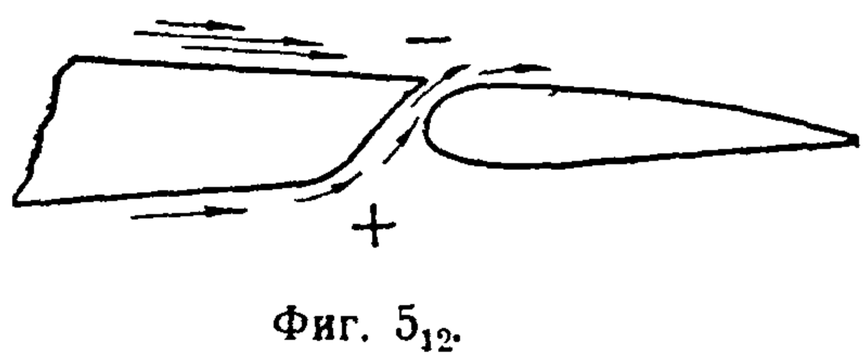
По очертанию в плане первая группа располагается весьма различно, по усмотрению конструктора с учетом особенностей конструкции.

В целях облегчения управления элеронами устраивается внешняя (роговая) или внутренняя компенсация, действие которой основано на том, что давление воздуха на выступающую вперед часть элерона создает разгружающий момент $M_{кр}$, который действует в обратном направлении моменту $M_э$ (фиг. 2_{12}).

Процент компенсации устанавливается от 3 до 5% всей площади элеронов. Точная его величина может быть определена из аэродинамической продувки.



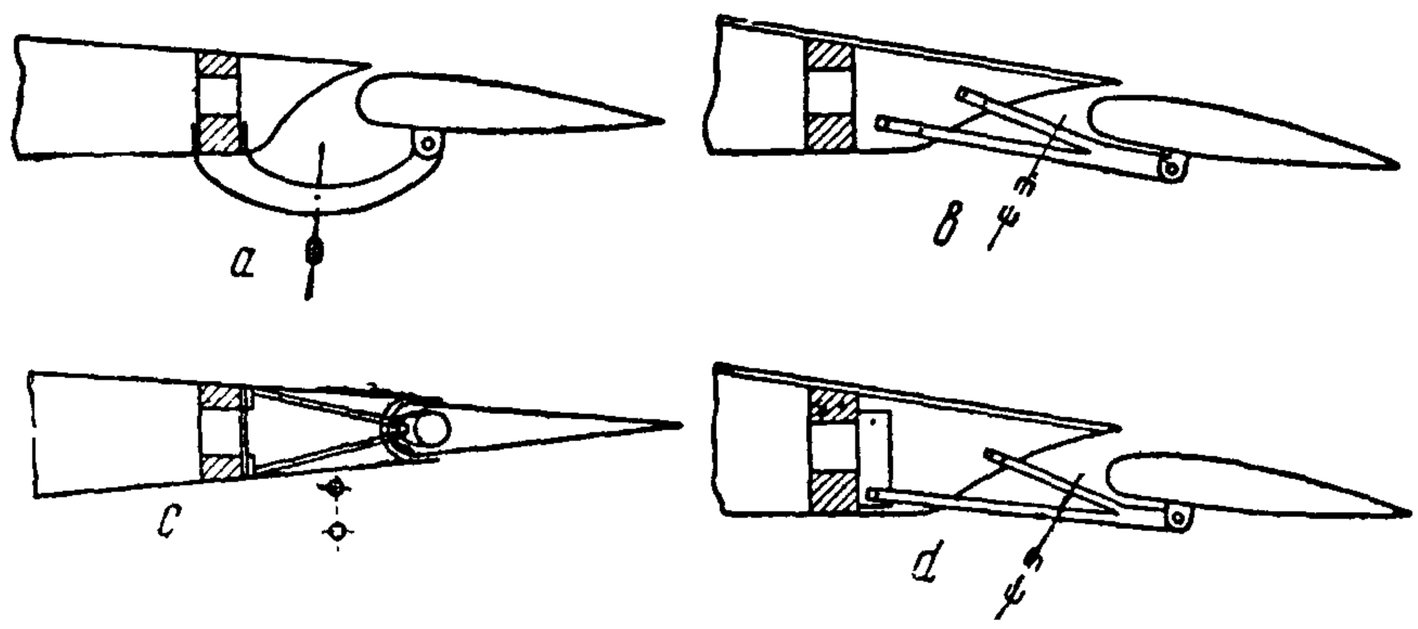
Фиг. 4_{12}.



Фиг. 5_{12}.

При внутренней компенсации элероны устанавливаются на длинных кронштейнах и делаются в большинстве случаев щелевыми.

Влияние щели на подъемные качества крыла рассмотрено в главе „Разрезные крылья". Здесь мы отметим, что в некоторых современных



Фиг. 6_{12}.

конструкциях щелевой элерон выполняет функции и закрылка благодаря особому устройству управления.

На схеме фиг. 3_{12} дано управление подобным элероном французского самолета Анрио-Биш. На фиг. 4_{12} показана схема подвески элерона на самолетах системы Юнкерс.

При осуществлении щелевого элерона центр вращения располагается ниже плоскости элерона в зависимости от кинематики его.

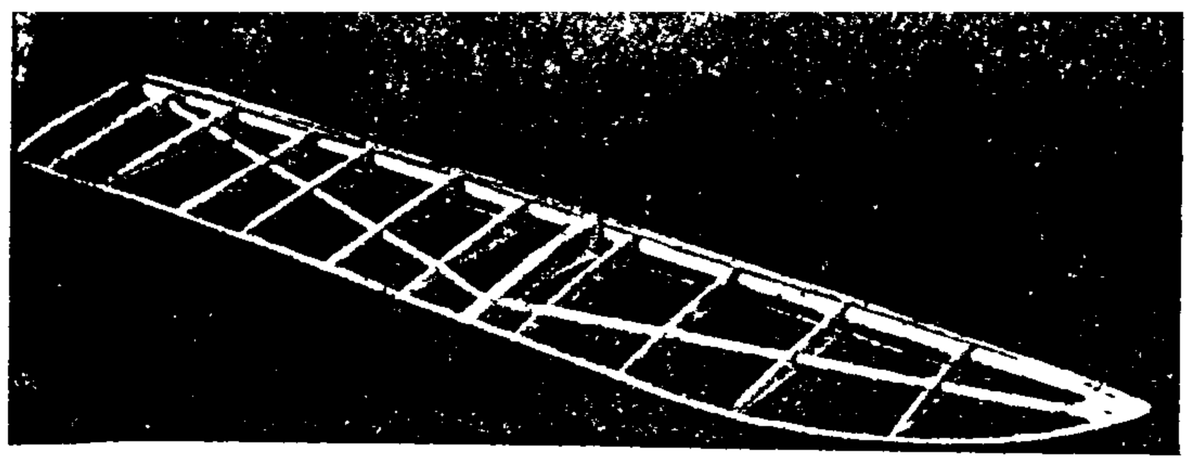
Очертание щели элерона выполняется подобно направляющим насадкам турбин или компрессоров.

Динамический эффект щели подобен действию инжектора: воздушные потоки проходят с большей скоростью из сжатой области крыла в разреженную через узкое отверстие и тем увеличивают скорость поверхностного слоя над крылом, а, следовательно, разрежение его, что в конечном итоге должно повысить подъемную силу крыла (фиг. 5_{12}).

Устройство опор подобного элерона, как правило, должно быть в сопряжении с лонжероном или же с особо усиленной концевой частью нервюр (фиг. 6_{12}).

§ 3_{12}. КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕРОНОВ

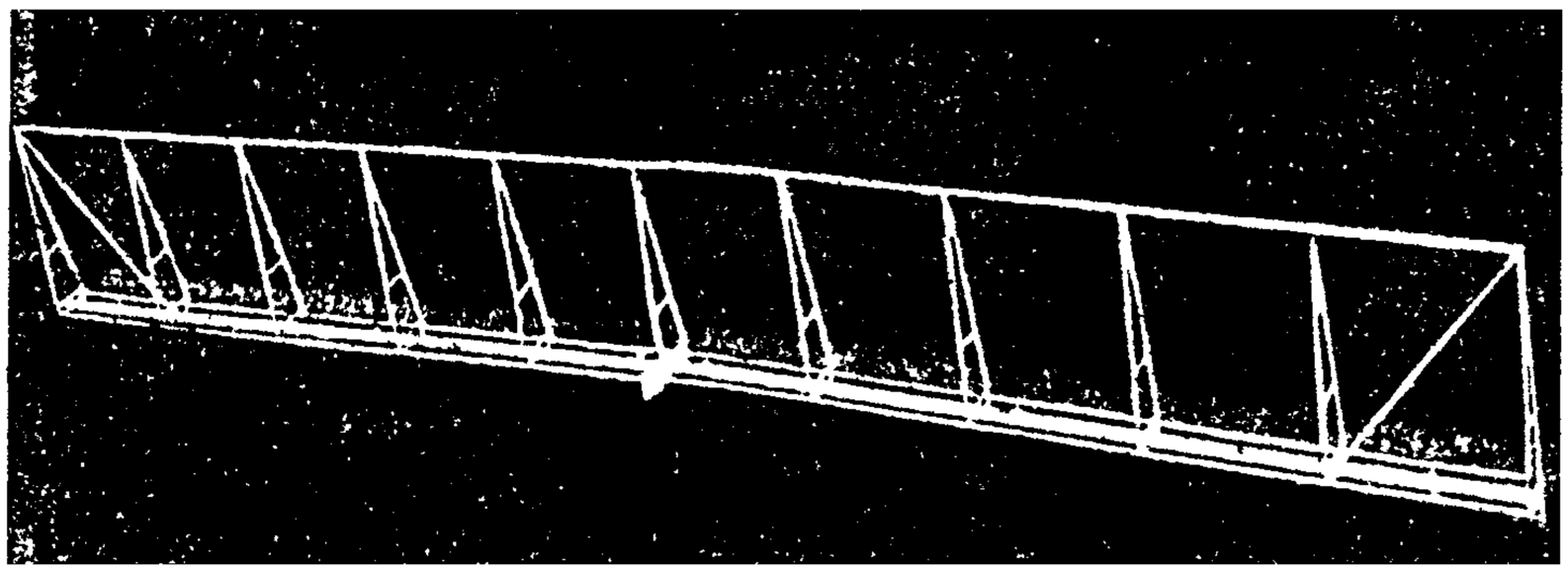
В большинстве случаев элерон представляет собой однолонжеронное крылышко с нервюрами, продолжающими основной профиль крыла. В деревянных конструкциях элероны изготовляются коробчатыми с фанерной стенкой или двутавровыми.



Фиг. $7a_{12}$.

Для сообщения жесткости на кручение ставятся стрингера. Задняя кромка состоит из деревянной рейки или металлической выколотки из дюраля. Концевые части обшиваются фанерой или листовым металлом. Приводной рычаг крепится в центре тяжести элерона; иногда делают несколько рычагов с целью разгрузки элерона от кручения.

В конструкциях больших самолетов с длинным размахом элероны разделяются на две части, чтобы избежать заклинивания проводки управления от деформаций крыла.



Фиг. $7b_{12}$.

Метод устройства металлического лонжерона отличается особой простотой: к дюралюминиевой трубе или открытому профилю с отбортовкой приклепываются нервюры. Каркас с металлической окантовкой является достаточно жестким и при полотняной обшивке.

На фиг. $7a_{12}$ изображен скелет элерона стальной и дюралюминиевой конструкции, применяемый на английском самолете Фэйри-III F. Главный лонжерон из стальной трубы, а диагональный — из дюралюминия.

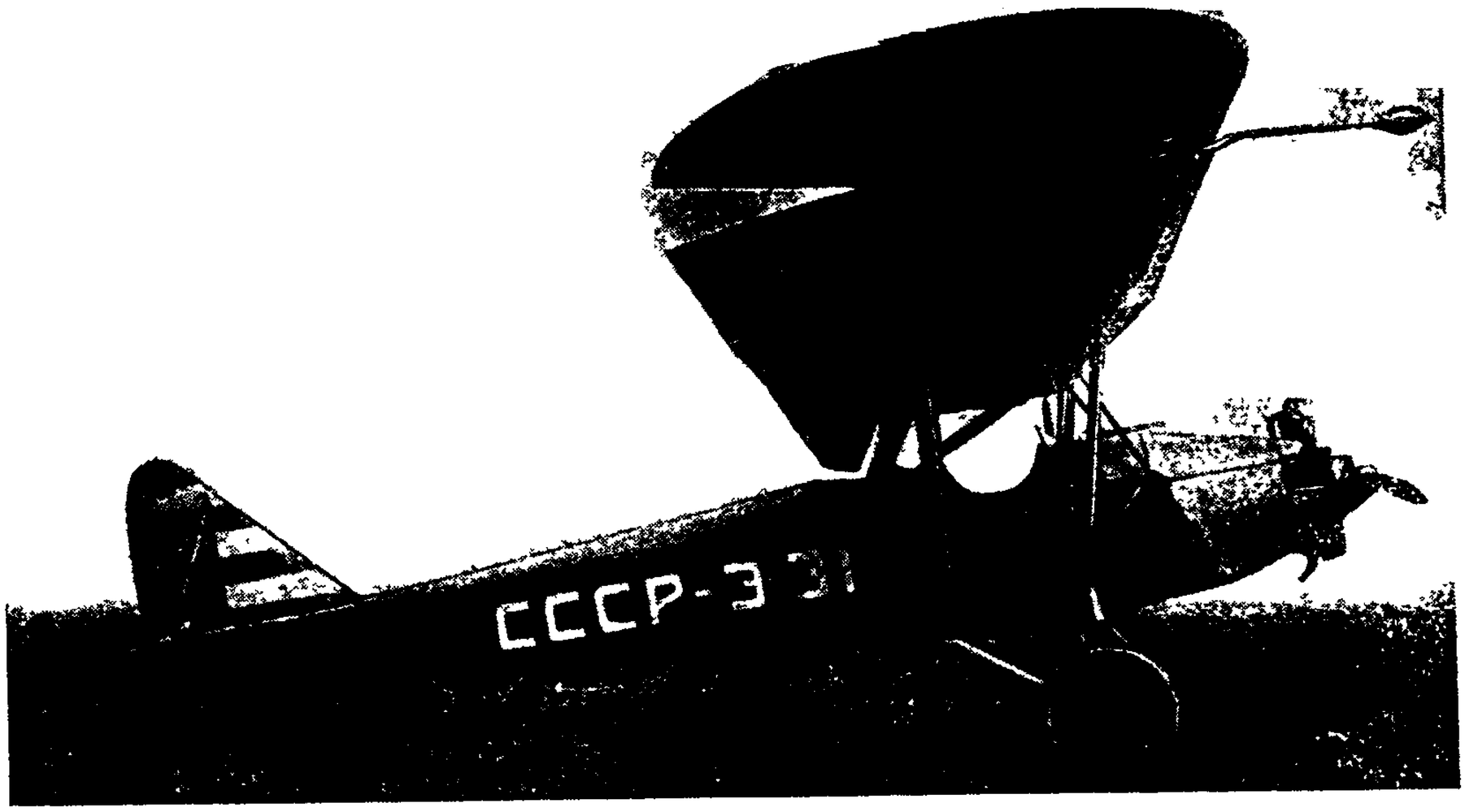
Средняя усиленная нервюра служит для крепления рычага. Крепление нервюр к трубам лонжеронов осуществлено посредством хомутов, прошплинтованных с трубами.

Очень простую, легкую и вместе с тем весьма прочную конструкцию элерона представляет элерон американского самолета Кертисс „Робин" (фиг. $7b_{12}$).

Единственный трубчатый лонжерон его имеет на середине длинный приварной рычаг. Нервюры из тонких труб имеют одну вертикальную трубчатую распорку, их носовая часть огибает лонжерон и приварена к нему с обеих сторон. Узлы шарниров непосредственно приварены к лонжерону. Нервюра этого элерона выдержала при испытании 90 *кг* вместо предписанных ей по нормам 15 *кг*.

§ 4_{12}. ПЛАВАЮЩИЙ ЭЛЕРОН

Плавающий элерон имеет своим назначением: 1) обеспечить управляемость самолета при больших углах атаки, 2) увеличить поперечный восстанавливающий момент около оси X, 3) устранить явление авторотации самолета при потере скорости, которое нередко сопровождается переходом самолета в штопор.



Фиг. 8_{12}.

При нейтральном положении ручки управления оба элерона имеют согласованные колебания в зависимости от срыва струй на крыле и качаются, подобно флюгеру, с отклонением вверх на $+65°$ и вниз на $-35°$.

Благодаря особому устройству центрального механизма плавания нормальное элеронное действие достигается отклонением элеронов в обратные стороны на угол $\pm 15°$.

Впервые подобная установка была применена на самолете Кертисс „Тонаджер“, участвовавшем в конкурсе безопасности американских самолетов.

В СССР плавающие элероны с успехом были применены на легком самолете АИР-4 в 1932 г. (фиг. 8_{12}).

Применение плавающих элеронов становится необходимым в случае постановки на крыле „цапов“, так как последние занимают всю заднюю кромку крыла.

Особенностью механизма, примененного на самолете АИР-4, является устройство вильчатой центральной качалки, благодаря которой достигается раздельное управление элеронами и их плавание (фиг. $8a_{12}$).

Проводка к летчику осуществляется системой тросов от вильчатой качалки. Расположенная в центре последней флюгерная качалка соединена жесткими тягами с боковыми качалками, которые иногда изготовляются секторными ввиду их связи с тросами.

При качании центрального рычага механизм оказывается сблокированным: флюгерная качалка движется поступательно и вызывает дополнительные обратные движения элеронов.

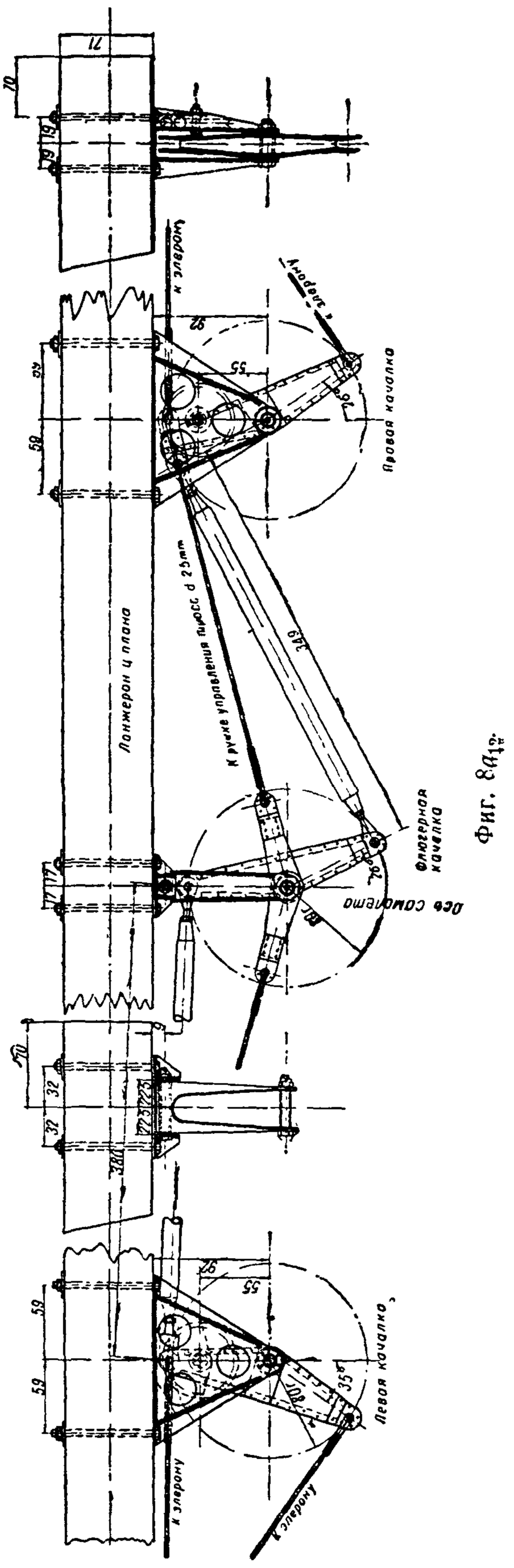
Элерону сообщается симметричный профиль. Потребное усилие на рукоятке определяется по продувкам на $C_ш$, т. е. по формуле:

$$M_ш = C_ш \rho S V^2 t, \qquad (2_{12})$$

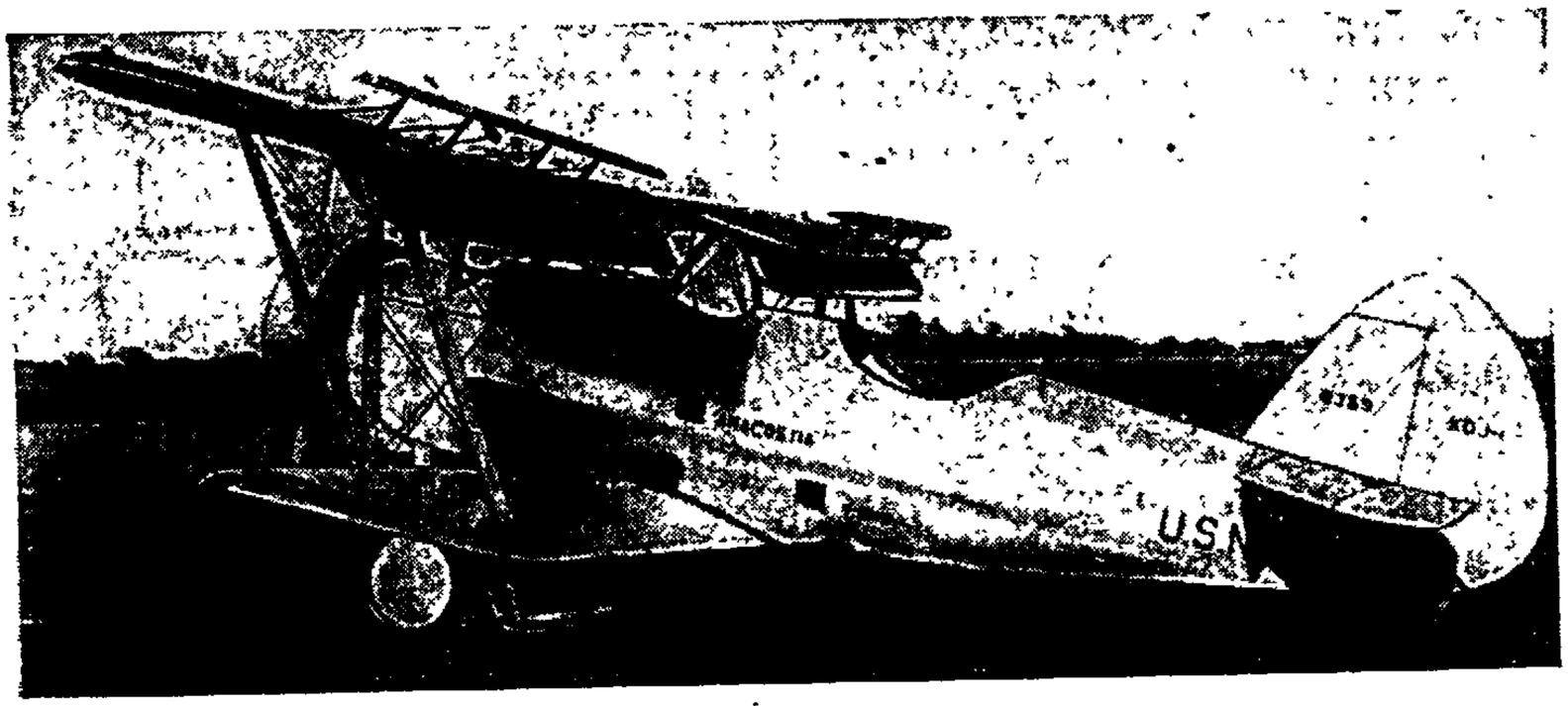
где $C_ш$ — шарнирный момент (0,02),
S — площадь элерона,
t — средняя хорда,
V — скорость полета в *м/сек*.

Для обеспечения устойчивого положения элерона в воздухе ему дают аэродинамическую компенсацию.

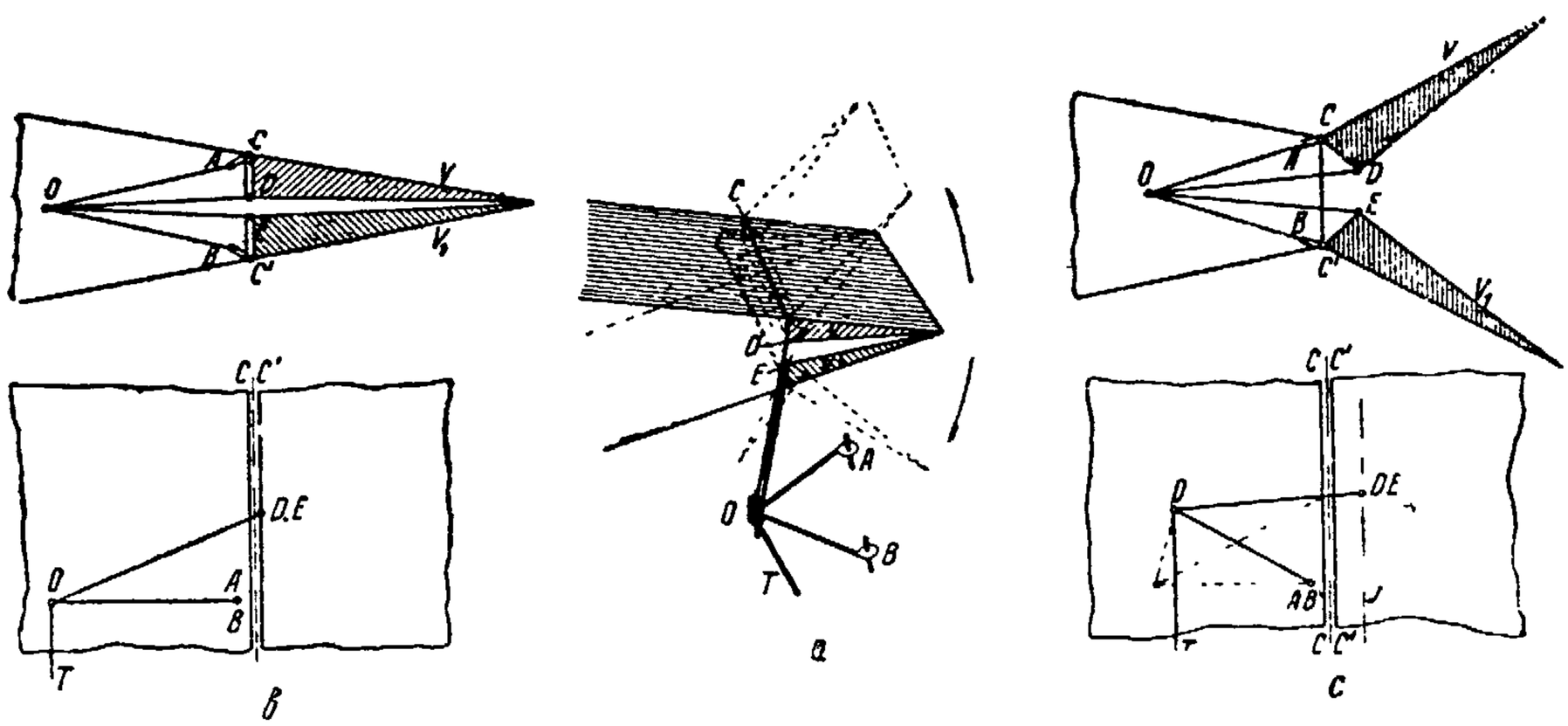
На основании продувок СНИИ ГВФ было установлено, что бла-



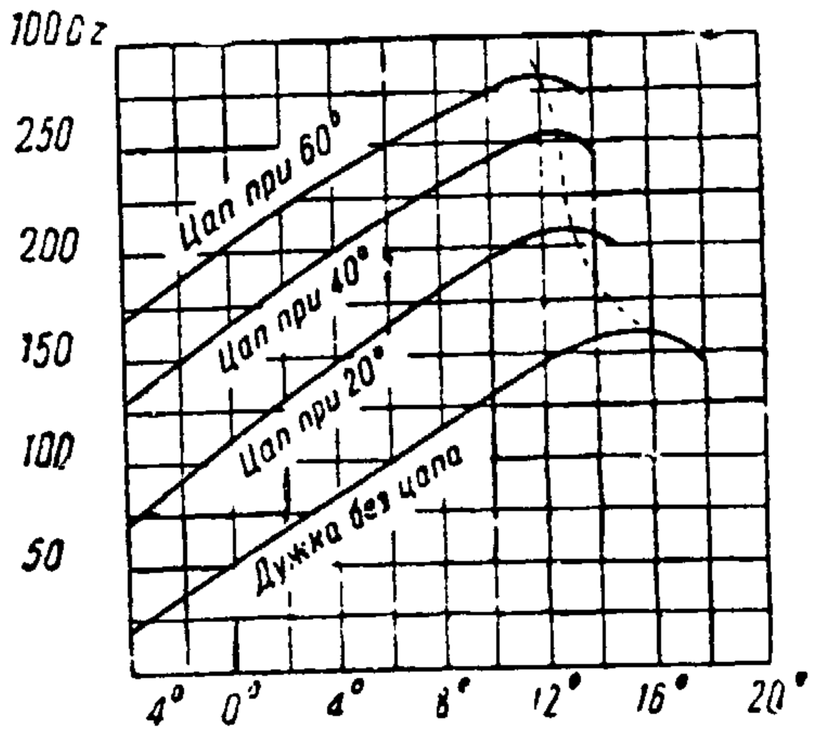
Фиг. 8_{12}.



Фиг. 9$_{12}$.



Фиг. 10$_{12}$.



Фиг. 11$_{12}$.

гоприятный процент компенсации лежит в пределах 16—18% от всей площади элерона.

Недостатком плавающего элерона является сложность привода его механизмов и дополнительное увеличение веса конструкции крыла (на 5—8%). Предположение, что элерон увеличит вибрацию крыла, вряд ли соответствует действительности, так как он выравнивает неравномерные нагрузки крыльев и уменьшает явления срыва струй на конце крыла.

§ 5_{12}. ЩИТКИ-ПОДКРЫЛКИ

Щиток-подкрылок известен под названием „цап" — по имени американского конструктора Zaparko, впервые применившего его на самолетах Берлайнер Джойс (фиг. 9_{12}) и пассажирском Нортроп „Гамма".

Цап представляет собой подкрыльный подвижной щит концевой части крыла и является одним из эффективных средств для снижения посадочной скорости самолета. Так у самолета АИР-4 она снизилась с 70 до 40 *км час.*

Существенное различие между цапом и простым закрылком состоит в том, что цап не имеет щели и не нарушает зоны разрежения крыла.

Различают три типа щитков (подкрылков): а) с вращательным движением, б) с передним скользящим шарниром — собственно цап, и в) „крокодиловый щиток" системы Кузинэ[1] (фиг. 10_{12}). На фиг. $10a_{12}$ изображена схема механизма для раскрытия обеих половин щитка, на фиг. $10b_{12}$ — щиток в собранном виде, на фиг. $10c_{12}$ — положение открытия щитка.

Подобную конструкцию американцы называют „щиток-крокодил".

Система Кузинэ имеет следующие преимущества: 1) осуществляет удвоенную поверхность сопротивления, 2) дает прогрессивно возрастающее торможение, 3) дает возможность не изменять подъемной силы крыла.

В конструкциях нормального цапа C_y растет с увеличением угла открытия цапа, что видно при рассмотрении диаграммы (фиг. 11_{12}).

§ 6_{12}. МЕХАНИЗМ ДВИЖЕНИЯ ЦАПА

Конструктивное выполнение первого типа цапа отличается простотой, но зато усилие, потребное для приведения его в движение, весьма значительно.

На самолете АИР-4 был применен червячный механизм, соединенный со штурвальным приводом (фиг. 12_{12}), причем усилий летчика для полного открытия все же не хватало. Так как щиток идет вдоль всего размаха, то в целях предупреждения перекосов и заклинивания он разрезается на две части.

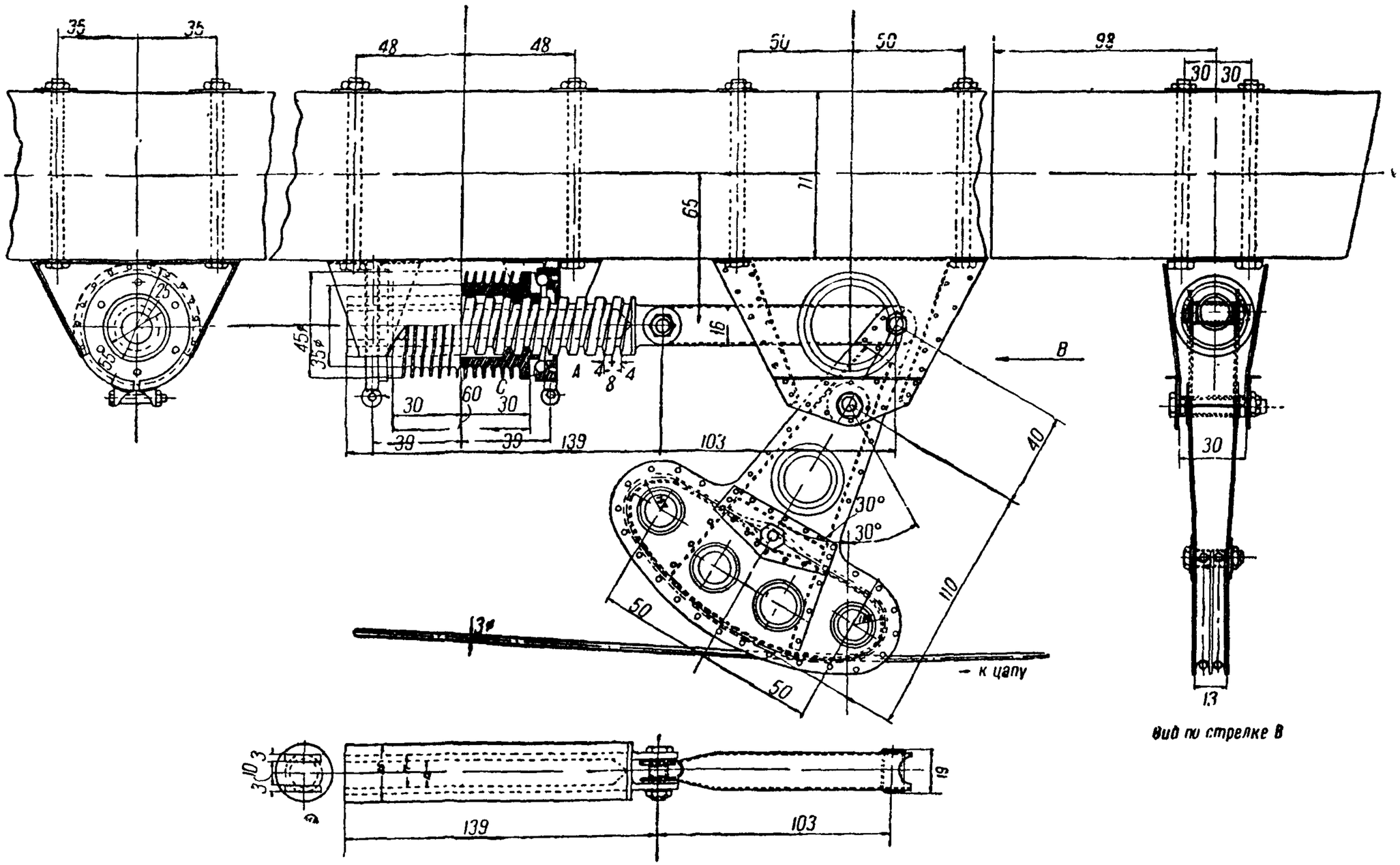
Щиток самолета АИР-4 имеет трубчатый лонжерон, полученный электросваркой, состоит из нервюры, зашит с одной стороны фанерой и обтянут полотном.

Цап с вращательно-поступательным движением имеет аэродинамическую компенсацию в 35—40% хорды. Его устройство понятно из фиг. 13_{12}. Ролик скользит в направляющей прорези под влиянием тяги. Подвеска к кронштейну заднего лонжерона осуществлена посредством балансира.

Здесь усилие для привода благодаря разносу аэродинамического момента по обе стороны оси настолько разгружено, что представляется возможной установка рычажного механизма в пилотской кабине.

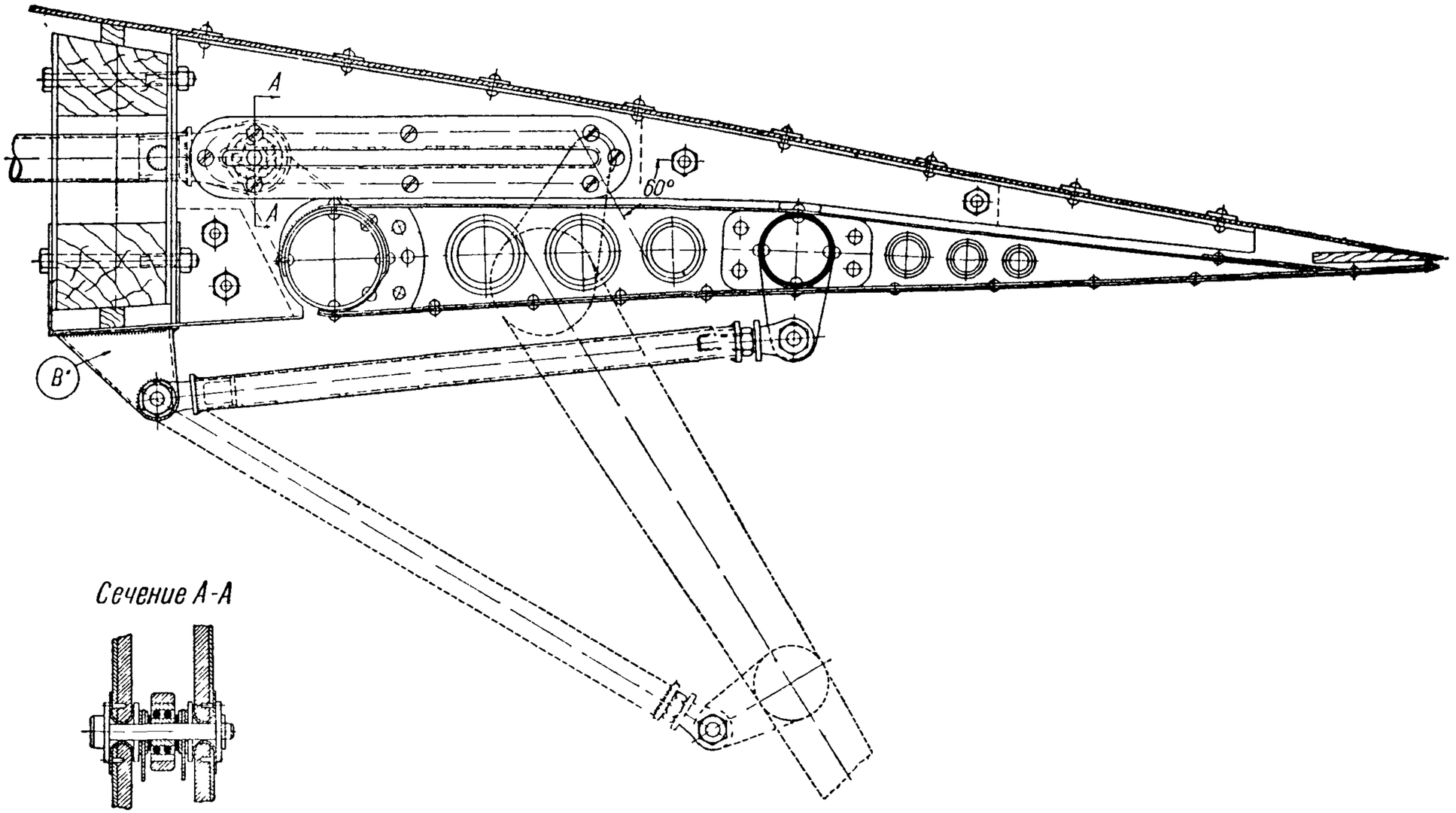
---

[1] „Revue de fôrces aériennes" № 51 за 1933 г.



Вид по стрелке В

Фиг. 12.



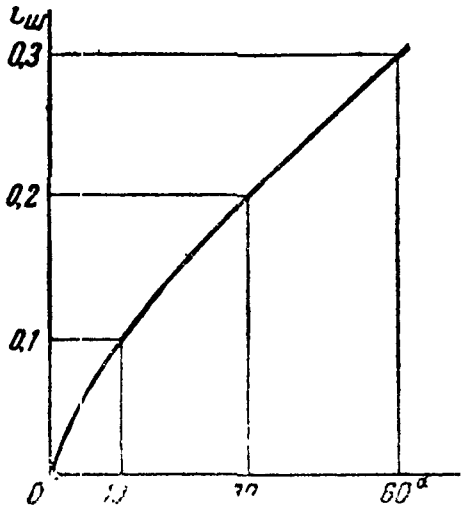
Сечение А-А

Фиг. 13₁₂.

§ 7_{12}. СВОЙСТВА ЦАПА

Аэродинамические исследования, произведенные инж. А. К. Мартыновым, устанавливают следующую физическую картину работы.

1. *Сущность явления роста подъемной силы заключается* в том, что разрежение, образующееся между подкрылком и задней кромкой крыла, создает интенсивный отсос пограничного слоя с верхней поверхности крыла и, улучшая таким образом обтекание крыла, значительно повышает его подъемную силу. Кроме того, на подъемную силу значительно действует подпор на нижней поверхности крыла.



Фиг. 14_{12}.

2. Отсутствие дополнительного лобового сопротивления с прижатым подкрылком дает ему *большое преимущество по сравнению* с щелевыми закрылками.

3. Возникающее при отклонении подкрылка большое увеличение лобового сопротивления дает возможность резкого увеличения крутизны наклона планирования, а также уменьшение пробега после посадки. Крутизна планирования, например, меняется с 1 : 12 до 1 : 4; у самолета АИР-4—с 1 : 13 до 1 : 7.

4. Увеличение хорды подкрылка более 20% хорды крыла не дает роста C_y в случае переднего нескользящего шарнира. В случае же поступательного движения цапа и переднего скользящего шарнира максимум C_y получается при большей хорде подкрылка ($\sim 35\%$ от хорды крыла).

5 Несмотря на увеличение моментов крыла, отклонение подкрылков не вызывает необходимости дополнительной регулировки стабилизатора при отклонении руля высоты, так как увеличение скоса потока компенсирует изменение момента крыла. Таким образом подкрылки очень мало влияют на продольную устойчивость самолета.

6. Одна из наиболее сложных задач при проектировании самолета с подкрылком — поперечная устойчивость — может быть разрешена или по линии устройства так называемых надкрыльных элеронов (над задней кромкой крыла), на небольшом расстоянии от верхней поверхности крыла (элероны „цап"), или же по линии применения в рассматриваемой схеме концевых плавающих элеронов.

Исследования шарнирного момента $C_ш$ щитка, произведенные в аэродинамической лаборатории ЦАГИ при различных углах открытия, даны на графике фиг. 14_{12}.

При средних углах открытия, близких к 40°, можно принимать $C_ш = 0{,}25$ и усилие пилота может быть подсчитано по выражению момента

$$M_ц = C_ш \rho S V^2 l,$$

где S — площадь цапа;

V — скорость, близкая к посадочной;

l — средняя хорда цапа, если $M_ц$ приравнять моменту привода от руки пилота.

СКБ "Вулкан-Авиа"

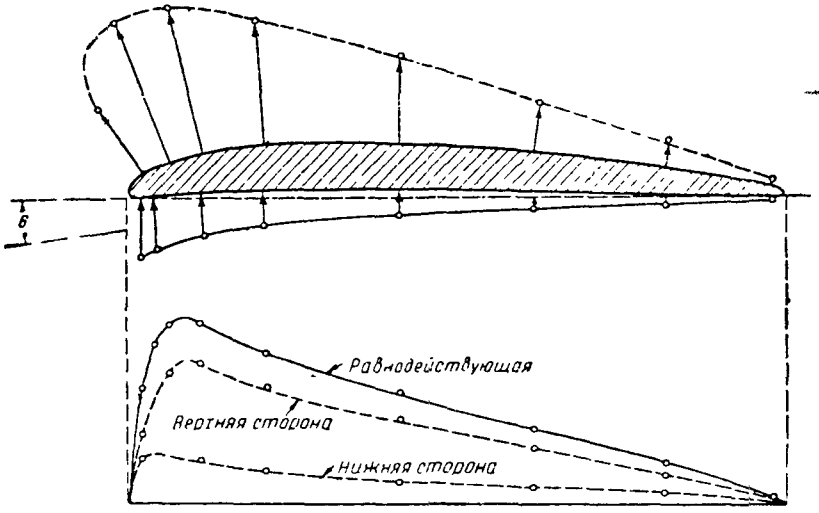
ГЛАВА 13

РАСЧЕТ НЕРВЮР

§ 1_{13}. РАСЧЕТ ОБШИВКИ И РЕБРА АТАКИ КРЫЛА

Натяжение обшивки складывается из: 1) натяжения ее от давления воздуха; 2) предварительного натяжения, например, от ссаживания полотна после покрытия лаком; 3) участия обшивки в общей крепости крыла (лонжеронов).

Двигающийся воздух, если пренебречь силами трения, вызывает нормальное давление к поверхности (нижней и верхней) крыла (фиг. 1_{13}).



Фиг. 1_{13}.

Возникающее при этом натяжение различно в направлениях, взятых параллельно хорде σ_x и параллельно размаху σ_y [1].

Уравнение равновесия сил, взятых по направлению нормали к элементу поверхности (фиг. $2a_{13}$), дает:

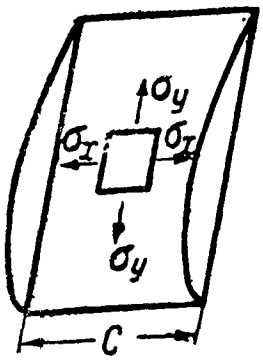
$$\frac{\sigma_x}{\rho_1} + \frac{\sigma_y}{\rho_2} = p, \qquad (1_{13})$$

где ρ_1 — радиус кривизны сечения, перпендикулярного хорде (фиг. $2b_{13}$, *I*);
ρ_2 — радиус кривизны сечения, параллельного хорде (фиг. $2b_{13}$);
p — нормальная к поверхности крыла нагрузка.

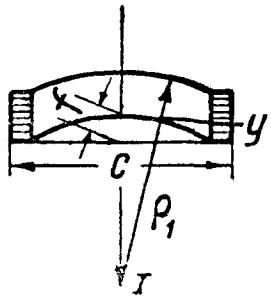
[1] См. книгу инж. Г. Г. Ростовцева „Строительная механика самолета", изд. Ленинградского политехнического института, 1930.

Радиус ρ_2 в различных точках поверхности близок к радиусу кривизны профиля в соответствующей точке нервюры.

Вообще говоря, вдали от ребра атаки ρ_2 велико по сравнению с ρ_1, а потому $\sigma \approx p\rho_1$.



Фиг. $2a_{13}$.



Фиг. $2b_{13}$.

Если считать, что обшивка между нервюрами гнется по параболе (фиг. $2b_{13}$)

$$y^2 = \frac{c^2 x}{4f_{\max}},$$

где $f_{\max}$ — стрела прогиба, то можно считать, что в пролете у вершины

$$\rho_1 = \frac{c^2}{8f},$$

а следовательно,

$$\sigma_x = \frac{pc^2}{8f}$$

(фиг. $2a_{13}$).

Этой формулой дается связь между стрелой прогиба обшивки и нормальным напряжением обшивки σ_x в полете.

Если требовать, чтобы $\frac{f}{c}$ было бы больше или равно $\frac{1}{16} - \frac{1}{20}$, то получим $\frac{\sigma_x}{pc}$ от 2 до 2,5, т. е. если взять σ_x от 100 до 150 *кг/м* (разрушающее натяжение 1200—1500 *кг/м*), pc получится от 40 до 75.

Этим расчетом можно подобрать расстояние c между нервюрами в случае известного p.

Величину σ_y при более точных подсчетах можно было бы установить из уравнения (1_{13}), зная свойство данной обшивки. Заметим, что на практике при испытаниях σ_y меняется от 0,5 до 0,7 *кг/мм*.

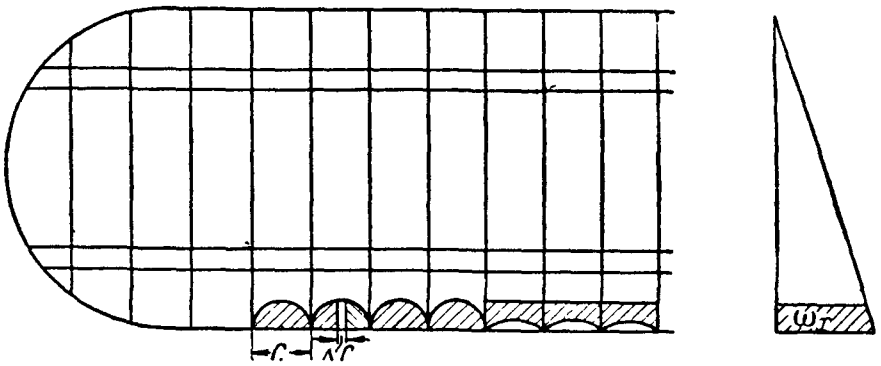
От этого натяжения полотна создается изгиб ребра атаки крыла. Для выяснения изгибающей поперечной нагрузки надо построить треугольники нагрузок p по хорде и считать, что на ребро атаки передается часть этих нагрузок на площадь, равную площади полукруга[1], как показано на фиг. $3a_{13}$ в общем виде и для смежных отсеков — на фиг. $3b_{13}$.

[1] Так рекомендуют английские правила.

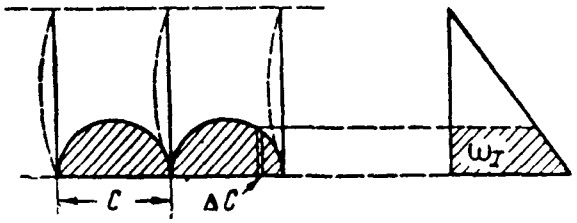
Таким образом распределенная нагрузка по ребру на участках треугольника (фиг. $3b_{13}$) будет

$$\Delta c q_x = \Delta c \omega_x,$$

где ω_x — площадь треугольников нагрузки, соответствующая ординате окружности.



Фиг. $3a_{13}$.

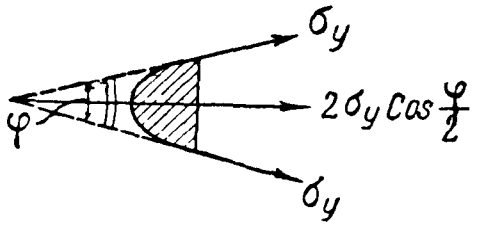


Фиг. $3b_{13}$.

Быстрее и с достаточной точностью можно считать с некоторым запасом, что вся нагрузка вообще равна $c\omega$ и считать ее распределенной равномерно. Здесь ω соответствует максимальной ординате $\frac{c}{2}$ окружности.

Так как передняя кромка крыла опирается на много нервюр и может рассматриваться как защемленная в местах крепления балка, то

$$M_{\max} = \frac{qxc^2}{12} = \frac{\omega c^2}{12}. \qquad (2_{13})$$



Фиг. 4_{13}.

Этот момент можно считать изгибающим ребро в плоскости крыла.

Иногда считают, что поперечная нагрузка на ребро, получаемая от натяжения σ полотна, распределена равномерно по ребру и направлена по биссектрисе угла при ребре атаки (фиг. 4_{13}).

Таким образом

$$q_x = 2\sigma_y \cdot \cos\frac{\varphi}{2}. \qquad (3_{13})$$

Тогда

$$M_{\max} \approx \left(2\sigma_y \cos\frac{\varphi}{2}\right)^2 \frac{c^2}{12}. \qquad (4_{13})$$

Аналогично считают, что на ребре схода получим $z = 2\sigma_y$.

На общее натяжение полотна влияет его предварительная затяжка, которая увеличивает главным образом σ_x обычно все же не более как на 50 *кгм*.

§ 2_{13}. РАСЧЕТ НЕРВЮР

Нервюры обычно делятся на две категории: 1) ферменной конструкции. 2) нервюры-балки.

В § 10_2 были даны нормы расчета нервюр и установлены поперечные нагрузки при статических испытаниях в различных случаях. Кроме поперечной нагрузки, нервюра подвержена действию продольных сил.

Распределение этих продольных сил можно наметить лишь приближенно, а именно, — можно считать, что носовые части нервюры сжаты силами, исходящими от натяжения полотна σ_y и от непосредственной передачи сил лобового сопротивления крыла.

Можно считать, что на ребро атаки приложена распределенная нагрузка

$$q_x = 2\sigma_y \cos\varphi,$$

где σ_y — полное натяжение полотна, если обшивка полотняная.

Далее считаем с некоторым запасом, что носовые нервюры сжаты реакциями от сил лобового сопротивления на все крыло.

Эти реакции бывают максимальны в случае *C*, когда распределенная нагрузка на единицу длины размаха крыла в случае прямоугольного крыла

$$k = \frac{R_x}{l} = f\,\frac{C_{x\,\text{кр}}}{C_{x_0} + C_{x\,\text{кр}}} \cdot \frac{G}{l}, \qquad (5_{13})$$

где f — коэфициент безопасности, l — размах крыла.

Перечисленная суммарная нагрузка $q_{\text{нос}} = q_x + k$ нагружает носовые части нервюр. Кроме того, вследствие прогибов лонжеронов в плоскости крыла нагрузка k частично вызывает также сжимающую нагрузку средних частей нервюр, так что здесь полная сжимающая, распределенная и сосредоточенная на нервюру $q_\Phi \cdot c$ нагрузка

$$q_\Phi \approx W\,\frac{I'}{I + I'} + 2\sigma_y, \qquad (6_{13})$$

где I' — момент инерции профиля заднего лонжерона относительно вертикальной оси,

I — момент инерции профиля переднего лонжерона относительно вертикальной оси.

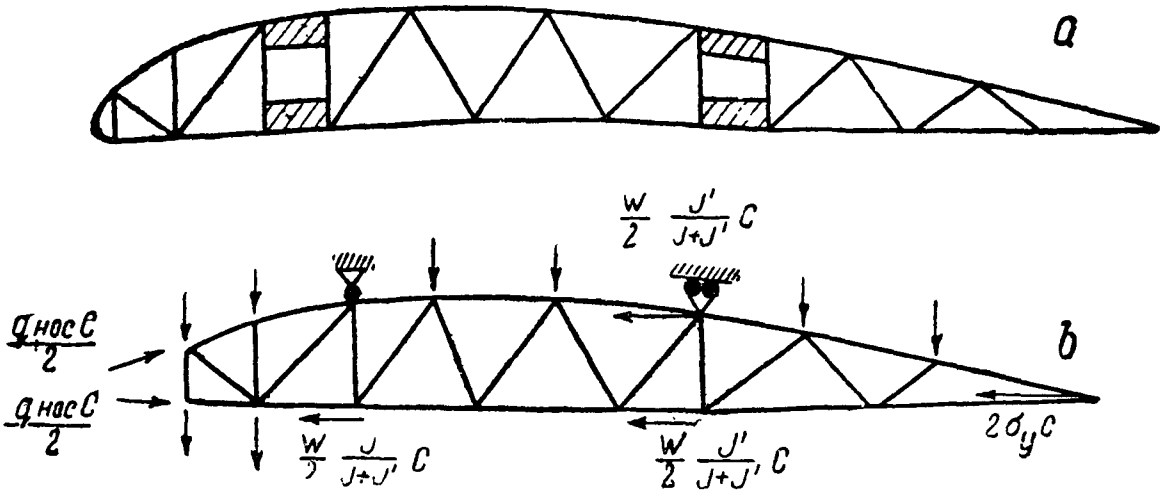
Наконец, заднюю часть нервюр с некоторым запасом можно считать сжатой сосредоточенной нагрузкой $2\sigma_y c$.

Когда нагрузки поперечная и продольная выяснены, остается приступить к расчету нервюр.

На фиг. $5a_{13}$ представлена нервюра ферменной конструкции с приложенной к ней поперечной (например для случая *C*) и продольной нагрузкой (фиг. $5b_{13}$). Нервюру рассчитываем, как одну сплошную ферму, считая, что она на лонжеронах свободно поворачивается. Опорами можно

считать либо верхние, либо нижние кромки лонжеронов, — от такого изменения положения опор изменяются лишь усилия в вертикальных стойках у опор.

Остается только построить диаграммы Кремоны для такой фермы.



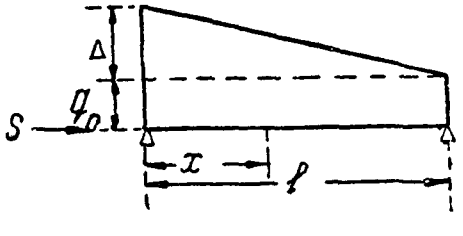
Фиг. 5_{13}.

Таким образом найдем продольные усилия в элементах ферм. Далее необходимо проверить пояса на изгиб, как соответствующей частью поперечной нагрузки, приходящейся на данный стержень пояса согласно нормам расчета, так и найденных продольных сил; при этом сами стержни пояса считаются разрезными.

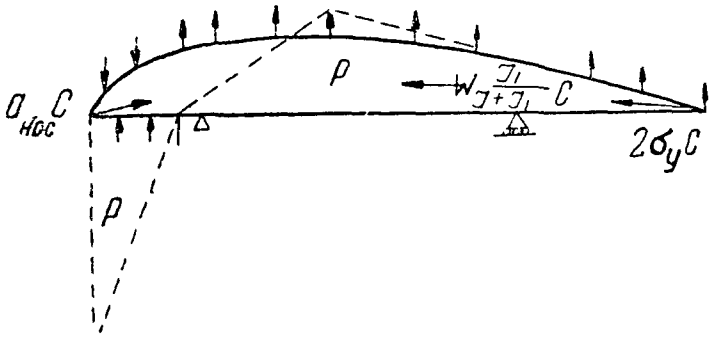
Поперечная нагрузка q представляется здесь заданной по закону трапеций (фиг. 6_{13}), т. е.

$$q = q_0 + \Delta\left(1 - \frac{x}{l}\right).$$

В этом случае M_{max} будет в пролете и найдется по одной из приближенных формул, считая опорные моменты равными нулю.



Фиг. 6_{13}.



Фиг. 7_{13}.

Иначе можно найти тот же M_{max} построением кругов Ченцова.

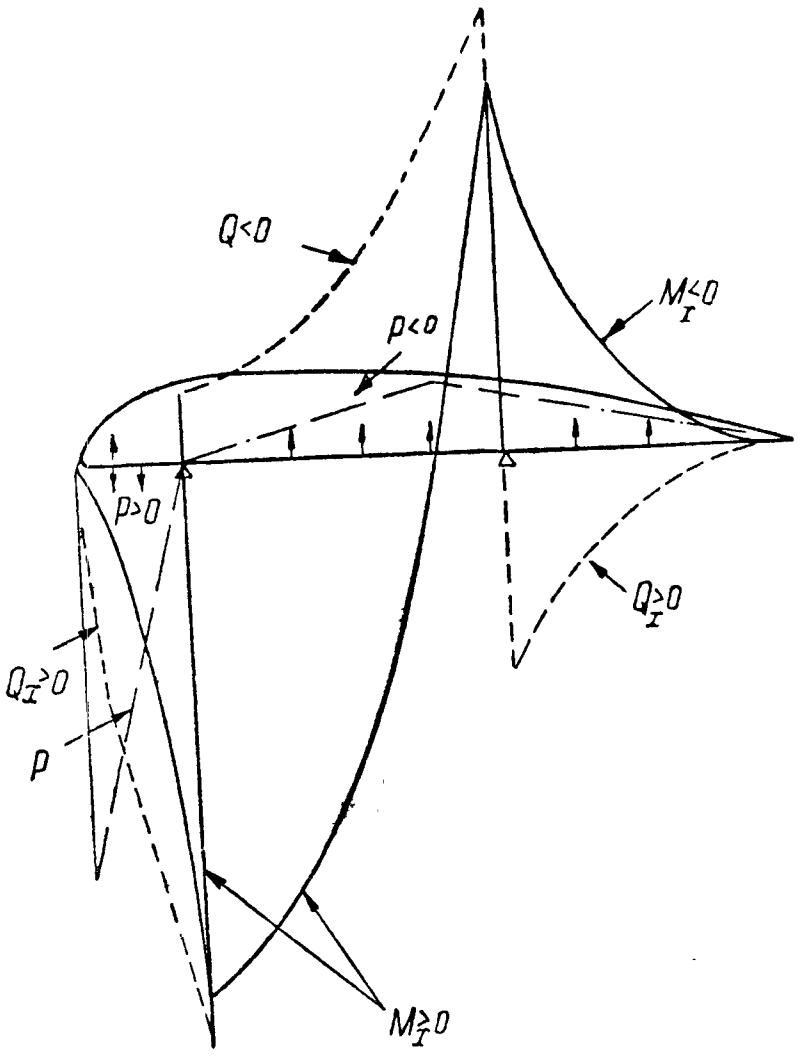
Если нервюра представляет собой балку, то также считаем ее двухопорной, приложив к ней нагрузку так, как представлено на фиг. 7_{13}.

Обычно продольные сжимающие силы ($P = 2\sigma_2 c$ и пр.) почти не влияют на изгиб нервюры в плоскости ее наибольшей жесткости и лишь увеличивают нормальные сжимающие напряжения на соответствующую ве-

личину $\frac{P}{\omega_x}$, где ω_x — площадь сечения нервюры. Эти сжимающие напряжения могут быть значительными у ребра обтекания, где величина ω_x мала.

Таким образом можно, пренебрегая влиянием продольных сил на изгиб нервюры, построить эпюру моментов M_x, срезывающих сил q_x, моментов сопротивления W_x и нормальных напряжений:

$$\sigma_x = \frac{M_x}{W_x} + \frac{P}{\omega_x}.$$



Фиг. 8_{13}.

На фиг. 8_{13} построены кривые нагрузки p для случая C. Планиметрируя эту нагрузку, например, слева направо (с учетом реакций), получим кривую Q_x и, планиметрируя эту кривую, получим M_x.

Если W_x примерно пропорционален ординате нервюры (не вводя в W_x стенок и считая нервюру высокой), получим $\sigma_{x\,max}$ примерно у переднего лонжерона на консольной части его.

Там же получится и максимум касательного напряжения

$$\tau_{max} = \frac{QS}{I \cdot e},$$

где S — статический момент половины профиля и e — толщина стенок.

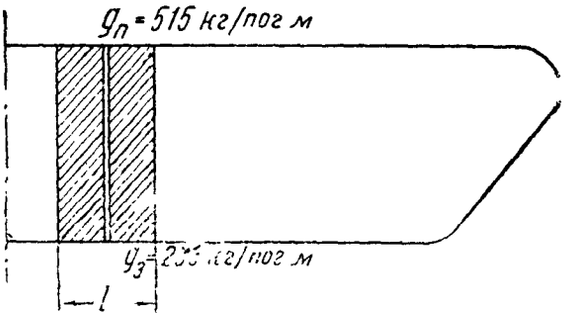
Если нервюра высока, может возникнуть также опасение за устойчивость плоской фермы от изгиба; возможно скручивание нервюры. Однако исследование этого вопроса практически затруднено необходимостью учесть влияние обшивки и соединительных планок, в большой степени препятствующих такому закручиванию.

Значительно увеличивается жесткость нервюр в случае фанерной или гофрированной обшивки, но, конечно, в том случае, если соединение этой обшивки с нервюрами обеспечивает цельность всего профиля (считая и обшивку).

При утолщении обшивки нервюры начинают играть роль ребер жесткости или даже совершенно исчезают в конструкции крыла; и в этом случае обшивка воспринимает часть изгибающих и крутящих моментов, как это обычно имеет место для крыльев моноплана.

Пример. **Рассчитать нервюру на случай А** (из примера 1 гл. 6)

Определяем нагрузку на нервюру; она равна погонной нагрузке (по лонжерону), заключенной между двумя нервюрами (справа и слева нашей рассчитываемой нервюры) и умноженной на расстояние между этими же нервюрами (фиг. 9_{13})



Фиг. 9_{13}

а) Расчет для нервюры № 2 (второй от торца крыла)

Погонная нагрузка по переднему лонжерону дана на фиг. 10_{13}.

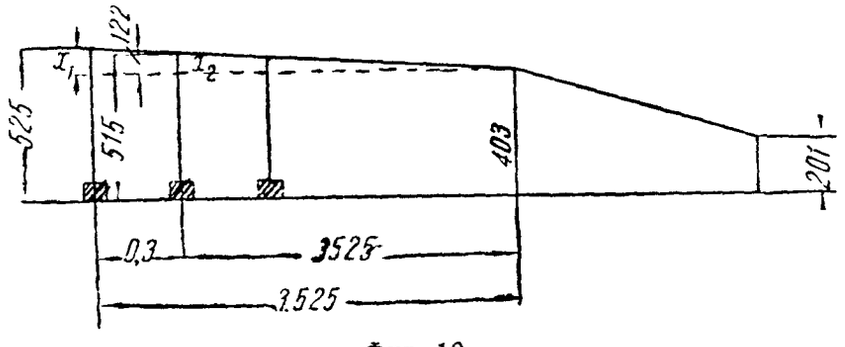
Находим погонную нагрузку по второй нервюре:

$$X_1 = 525 - 403 = 122.$$

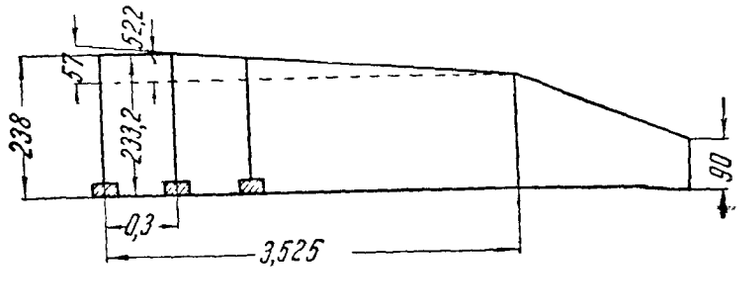
Из подобия треугольников находим:

$$\frac{122}{3{,}525} = \frac{X_2}{3{,}225}$$

$$X_2 = \frac{3{,}225 \cdot 122}{3{,}525} = 112 \text{ кг.м.}$$



Фиг. 10_{13}.



Фиг. 11_{13}.

Полная погонная нагрузка будет:

$$403 + 112 = \mathbf{515}.$$

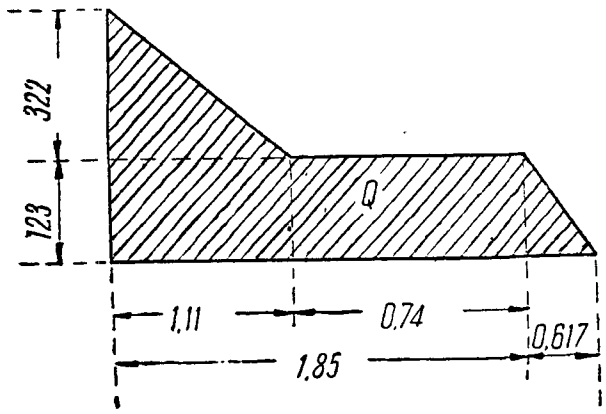
Погонная нагрузка по заднему лонжерону дана на фиг. 11_{13}.

Находим ординату погонной нагрузки по второй нервюре:

$$X_1 = 238 - 181 = 57;$$

$$\frac{57}{3{,}525} = \frac{X_2}{3{,}225};$$

$$X_2 = \frac{57 \cdot 3{,}225}{3{,}525} = 52{,}2.$$



Фиг. 12_{13}.

Ордината погонной нагрузки во второй нервюре выразится так:

$181 + 52{,}2 = \mathbf{233{,}2}$ *кг/пог. м.*

Полная нагрузка на нервюру

$Q = (515 + 233{,}2) \cdot 0{,}3 = 225$ *кг.*

б) Распределение нагрузки по хорде нервюры.

Распределение нагрузки по хорде берем из норм прочности на случай *A* (фиг. 12_{13}):

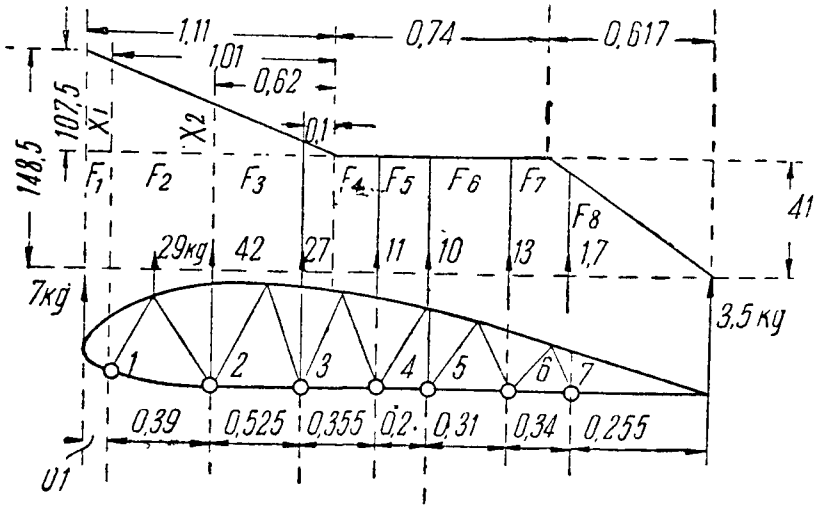
$$\alpha = \frac{2l - 0{,}3}{0{,}908}; \qquad \beta = \frac{1 - 0{,}875\alpha}{0{,}225},$$

где l — расстояние центра давления от носка дужки в долях хорды;

$$l = 0{,}823 \text{ м}.$$

$$\alpha = \frac{2 \cdot 0{,}823 - 0{,}3}{0{,}908} = \frac{1{,}346}{0{,}908} = 1{,}48;$$

$$\beta = \frac{1 - 0{,}875 \cdot 1{,}48}{0{,}225} = \frac{0{,}871}{0{,}225} = 3{,}87.$$



Фиг. 13_{13}.

Определение *P*.

Известно, что вся эта нагрузка должна равняться *Q*; отсюда

$$\frac{1{,}11 \cdot P}{} + P \cdot 1{,}85 + \frac{P \cdot 0{,}617}{2} = 225 \text{ кг};$$

$$0{,}55\,P + 1{,}85\,P + 0{,}309\,P = 225 \text{ кг};$$

$$P = \frac{225}{2{,}7} = 83{,}3.$$

Распределяем нагрузку в следующем виде: на верхний пояс $^2/_3$ нагрузки, на нижний — $^1/_3$.

Распределение нагрузки верхнего пояса по узлам нервюры производим согласно схеме фиг. 13_{13}.

Определяем ординату X_2:

$$1{,}11 - 0{,}25 = 0{,}86;$$

$$\frac{215}{1{,}11} = \frac{X_2}{0{,}86};$$

$$X_2 = \frac{215 \cdot 0{,}86}{1{,}11} = 166{,}5.$$

Тогда общая ордината, приходящаяся на узел *1*, составляет $166{,}5 + 82 = 248{,}5$.

Определяем силовую площадь F_1:

$$F_1 = \frac{297 + 248{,}5}{2} \cdot 0{,}25 = 68 \text{ кг}.$$

Для упрощения расчета площадь трапеции принимаем в виде площади прямоугольника; тогда силовая площадь F_1 распадается на две равные части: $\frac{68}{2} = 34$ *кг*, которые пойдут на носок нервюры и на узел *1*, кроме 34 *кг*, которые пришли от F_1.

На узел *1* будет приходиться половина силовой площади F_2 (приняв ее также в виде прямоугольника) и так далее, аналогично для каждого узла.

Определим площадь F_2:

$$\frac{166{,}5}{0{,}86} = \frac{X_3}{0{,}62};$$

$$X_3 = \frac{166{,}5 \cdot 0{,}62}{0{,}86} = 120.$$

Общая ордината составляет $120 + 82 = 202$;

$$F_2 = \frac{248{,}5 + 202}{2} \cdot 0{,}24 = 54{,}6 \text{ кг}.$$

Для площади F_3 получим:

$$\frac{120}{0{,}62} = \frac{X_4}{0{,}37}; \quad X_4 = \frac{120 \cdot 0{,}37}{0{,}62} = 73; \quad 78 + 82 = 160.$$

$$F_3 = \frac{155 + 202}{2} \cdot 0{,}25 = 44 \text{ кг}.$$

Решая остальные участки, найдем соответственно:

$$F_4 = \frac{155 + 82}{2} \cdot 0{,}47 = 55 \text{ кг};$$

$$F_5 = 82 \cdot 0{,}38 = 31{,}2 \text{ кг};$$

$$F_6 = 82 \cdot 0{,}155 = 13 \text{ кг};$$

$$F_7 = 82 \cdot 0{,}315 = 26 \text{ кг};$$

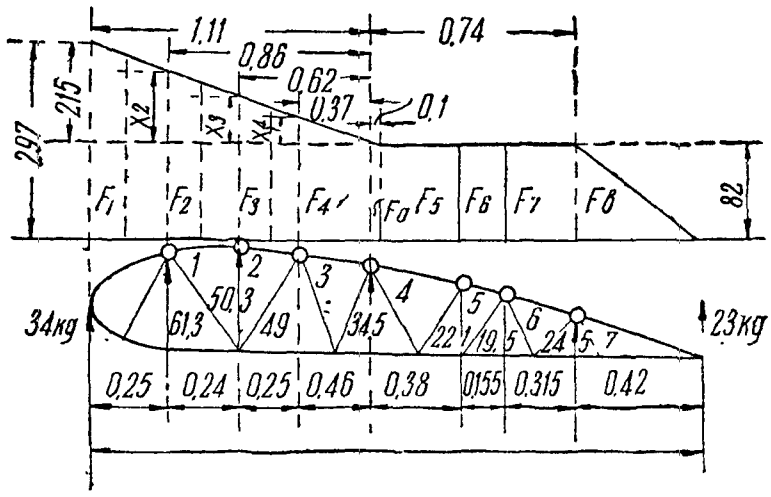
$$F_8 = \frac{82 \cdot 0{,}42}{2} = 34{,}4 \text{ кг}.$$

Проверяем правильность разноски площадей погонной нагрузки по узлам.

Эта площадь должна равняться сумме всех сил на верхнем поясе, приложенных к узлам нервюры:

$$F = \frac{297+82}{2}\cdot 1{,}11 + 0{,}74\cdot 82 + \frac{82\cdot 0{,}617}{2} = 34+61+50+49+34{,}5+22+$$
$$+19{,}5+24{,}5 = 210+61+25{,}5 = 296.$$

Распределяем нагрузки на нижний пояс нервюры по схеме фиг. 14_{13}.



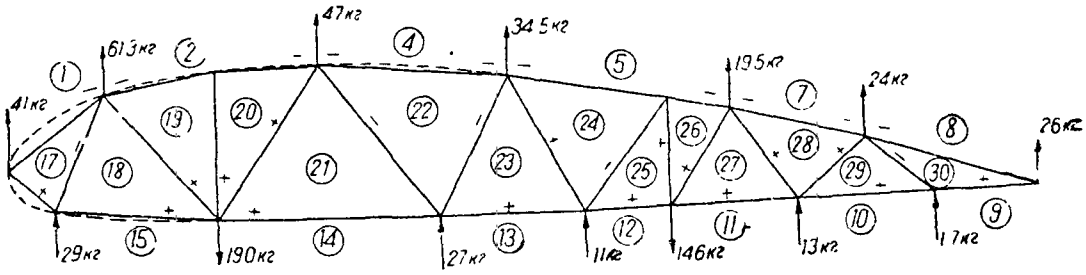
Фиг. 14_{13}.

Отрезок X_1 найдется:

$$\frac{107{,}5}{1{,}11} = \frac{X_1}{1{,}01}; \qquad X = \frac{107{,}5\cdot 1{,}01}{1{,}11} = 98.$$

Полная ордината составляет $98+41 = 139$.

$$F_1 = \frac{148{,}5+139}{2}\cdot 0{,}1 = 14 \text{ кг}.$$

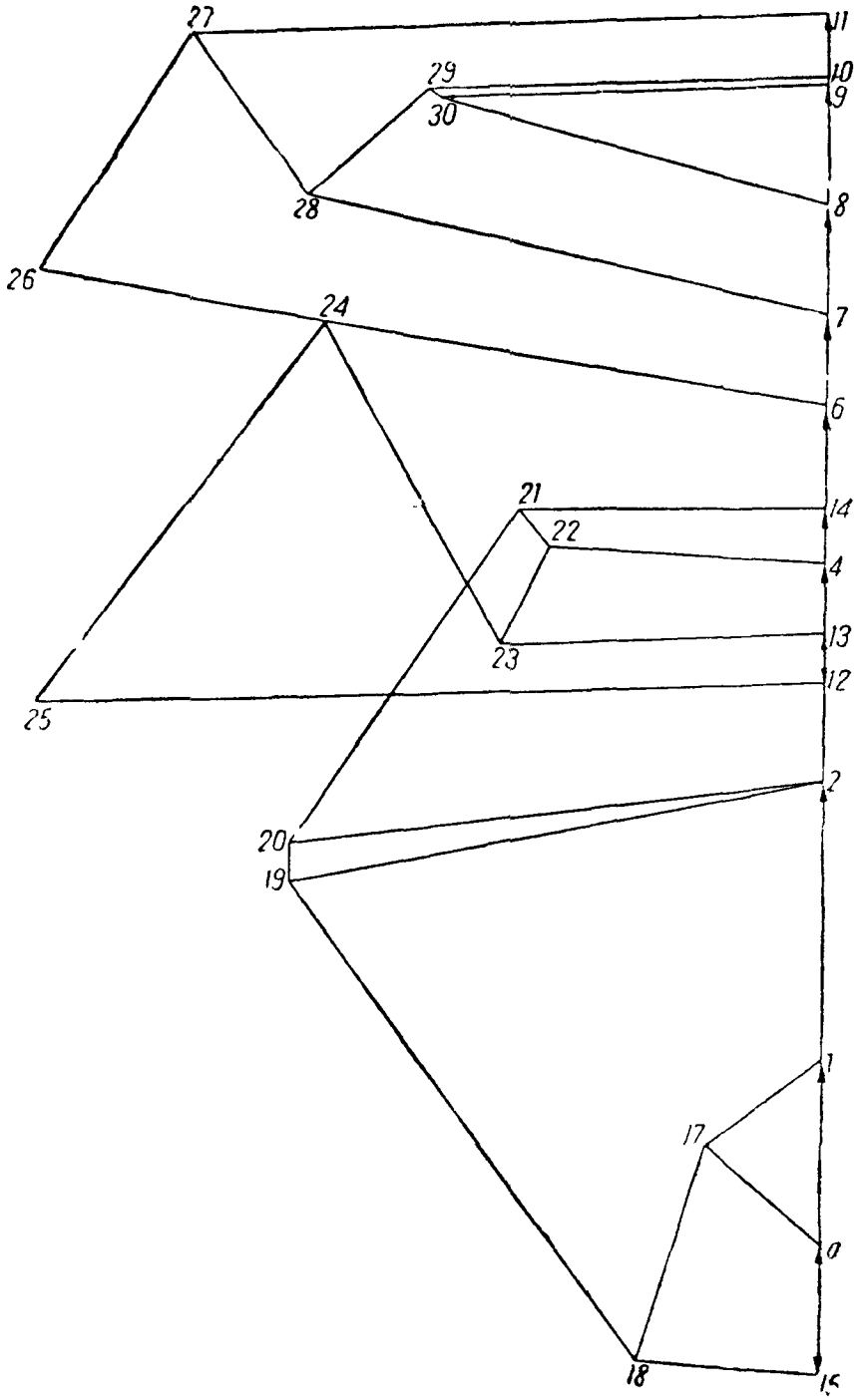


Фиг. 15_{13}.

Находим X_2 и F_2:

$$\frac{98}{1{,}01} = \frac{X_2}{0{,}62}; \qquad X_2 = \frac{98\cdot 0{,}62}{1{,}01} = 60; \qquad 60+41 = 101.$$

$$F_2 = \frac{139+101}{2}\cdot 0{,}39 = 45.$$



Фиг. 16_{13}.

Решая аналогично по фиг. 14_{13}, получим:

$$F_3 = \frac{101+57}{2} \cdot 0{,}525 = 40;$$

$$F_4 = 41 \cdot 0{,}355 = 14;$$

$$F_5 = 41 \cdot 0{,}2 = 8{,}2;$$

$$F_6 = 41 \cdot 0{,}31 = 12;$$

$$F_7 = 41 \cdot 0{,}341 = 14;$$

$$F_8 = \frac{41 \cdot 0{,}255}{2} = 5.$$

Проверяем правильность разноски.

$$F = \frac{148{,}5 + 41}{2} \cdot 1{,}11 + 41 \cdot 0{,}74 + \frac{41 - 0.617}{2} = 7 + 29 + 42 + 27 + 11 + 10 + \\ + 13 + 1{,}7 + 3{,}5.$$

В обеих частях равенства найдем: 147—146.

Разноску по узлам можно считать правильной.

Определяем реакции относительно опор (фиг. 15_{13}).

Для определения R_n берем сумму моментов всех сил относительно заднего лонжерона:

$$41 \cdot 1{,}58 + 29 \cdot 1{,}48 + 61{,}3 \cdot 1{,}33 + R_n \cdot 1{,}08 + 47 \cdot 0{,}84 + 27 \cdot 0{,}565 + 11 \cdot 0{,}2 + \\ + 34{,}5 \cdot 0{,}38 - 19{,}5 \cdot 0{,}155 - 13 \cdot 0{,}31 - 24{,}5 \cdot 0{,}47 - 1{,}7 \cdot 0{,}65 - 26{,}5 \cdot 0{,}89 = 0.$$

Решая относительно R_n, найдем:

$$R_n = \frac{-206}{1{,}08} = 190 \text{ кг}.$$

Определяем R_3, для этого берем сумму моментов относительно переднего лонжерона:

$$-26{,}5 \cdot 1{,}98 - 1{,}7 \cdot 1{,}73 - 24{,}5 \cdot 1{,}56 - 13 \cdot 1{,}39 - 19{,}5 \cdot 1{,}245 + \\ + R_3 \cdot 1{,}08 - 34{,}5 \cdot 0{,}71 - 11 \cdot 0{,}88 - 27 \cdot 0{,}525 - 47 \cdot 0{,}25 + 41 \cdot 0{,}49 + \\ + 29 \cdot 0{,}39 + 61{,}3 \cdot 0{,}24 = 0.$$

$$R_3 = \frac{156}{1{,}08} = 146 \text{ кг}.$$

Проверяем правильность подсчета реакций.

Сумма реакций должна равняться сумме всех действующих сил:

$$R_n + R_3 = P,$$

где $P = 190 + 146 = 336$. Расчет верен.

$$P = 41 + 29 + 61{,}3 + 47 + 27 + 34{,}5 + 11 + 19{,}5 + 24{,}5 + 13 + 26{,}5 + 1{,}7 = 336.$$

Найдя все усилия, действующие в узлах нервюры, и их реакции, строим диаграмму Кремоны (фиг. 16_{13}), по которой находим усилия в стержнях нервюры.

Раскосы в нервюре подбираем следующим способом.

Задаемся, что раскосы — дюралюминиевые трубы. Для сжатых стержней подбираем трубу по графикам приложения, а для растянутых стержней — на основании формулы

$$\sigma = \frac{P}{F},$$

где σ для дюралюминия 3600 $кг/см^2$.

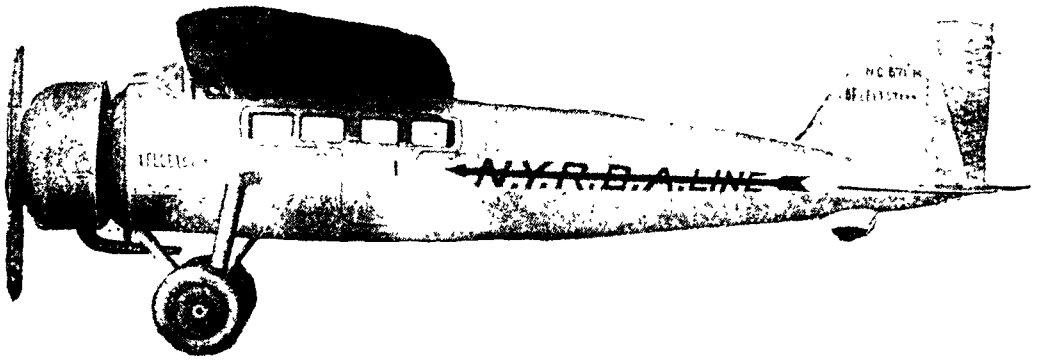
ГЛАВА 14

КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

§ 1_{14}. НАЗНАЧЕНИЕ И ФОРМА ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

Фюзеляж, или корпус, самолета является опорой крепления крыльев, хвостового оперения, шасси и винтомоторной группы, вместе с тем его внутренний объем служит для размещения полезной нагрузки.

На практике нередко встречаются самолеты, у которых фюзеляж заменяется хвостовой фермой, несущей оперение, например, у самолетов ОСГА-6, амфибии Сикорского, в итальянских гидросамолетах „Савойя" S-64 и S-55.



Фиг. 1_{14}.

Форма фюзеляжа зависит от назначения самолета. У большинства пассажирских самолетов (К-6, К-5, АНТ-9, АНТ-14 и др.) форма изготовляется прямоугольной с закруглениями верхней и нижней плоскостей; у скоростных транспортных самолетов: Локхид „Вега", ХАИ-1, американского самолета „Флитстер" (фиг. 1_{14}) фюзеляж имеет круглую форму, приближаясь к телу наименьшего лобового сопротивления.

Форма фюзеляжа весьма существенно влияет на аэродинамические качества всего самолета и ухудшает его поляру по двум основаниям: во-первых, вследствие дополнительного паразитного сопротивления, которое зависит от миделевой площади его и коэфициента C_x [1], и, во-вторых, по

[1] Для прямоугольного сечения $C_x = 0{,}2$;
„ круглого сечения $C_x = 0{,}12$;
„ с капотом NACA $C_x = 0{,}06$.

причине интерференции воздушного потока между фюзеляжем и крылом, или, как принято говорить, вследствие наличия аэродинамической тени.

Наиболее эффективными средствами, понижающими сопротивление фюзеляжа при наличии обтекаемой формы, явились при звездообразных двигателях кольца Таунепда, а при низкопланной конструкции монопланов — щелевой капот NACA и зализы Кармана.

§ 2_{14}. СОПРЯЖЕНИЕ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА [1]

У современных самолетов, имеющих минимальную площадь пассивного сопротивления, особое значение имеет интерференционное сопротивление, вызванное влиянием частей самолета друг на друга.

Сопряжение крыла с фюзеляжем при некоторых схемах самолета является основным источником этого сопротивления, ухудшающего аэродинамические свойства аппарата в целом.

Так, в работах Муттрея, Туссена и Клейна выявлено, что низкопланное расположение в смысле его поляры является наихудшим: оно дает резкое возрастание индуктивного сопротивления, в особенности если низкое крыло установлено на фюзеляже круглого или эллиптического сечения, как в самолетах Локхид, Вега, Нортроп и др.

Фюзеляж искажает поле скоростей крыла. Сечение последнего, расположенное вблизи фюзеляжа, имеет обтекание, отличное от более удаленных. Это искажение наиболее слабо у высокоплана. Сторона разрежения крыла, наиболее чувствительная к изменению поля скоростей, в этом случае затрагивается.

Фюзеляж, находящийся под крылом, оказывает сравнительно небольшое влияние на распределение циркуляции по размаху.

Совершенно иначе влияет фюзеляж на крыло в случае низкопланного расположения последнего. Поле скоростей и вызванное им распределение давления на стороне разрежения крыла изменяются. Эффективный угол атаки сечений, прилегающих к фюзеляжу, увеличивается. Толщина пограничного слоя в этих сечениях быстро нарастает, и при дальнейшем повышении угла атаки сечения, прилегающие к фюзеляжу, оказываются работающими на срыв задолго до того, когда все крыло достигнет своего критического угла атаки.

Это обусловливает быстрое нарастание индуктивного сопротивления. Так например, самолет „Мак-Доннэл" имеет удлинение $\lambda = 6{,}25$. Продувка, однако, при $C_y = 0{,}5$ дает эффективное удлинение $\lambda = 2{,}32$. Совершенно очевидно, как это обстоятельство влияет на аэродинамические качества самолета.

Кроме того, система вихрей, сбегающая с близлежащих к фюзеляжу сечений крыла, оказывает влияние на хвостовое оперение самолета. Вихри Кармана, периодически срывающиеся с этих сечений и попадающие на оперение, сообщают последнему толчки, вызывающие периодическое колебательное движение его. Это явление называется баффтингом. Когда вынужденные колебания оперения попадут в резонанс с собственными колебаниями, нередко происходит катастрофа. Путь, по которому необходимо пойти для уничтожения интерференции крыла и фюзеляжа, ясно следует из физической картины явления. Необходимо уничтожить то

[1] „Бюллетень ЦАГИ" № 4 за 1933 г.

искажение поля скоростей на стороне разрежения крыла, которое обусловлено наличием фюзеляжа. Установка предкрылка, примененная фирмой Дуглас, эти недостатки уменьшает.

Больший эффект был достигнут применением особой формы сопряжения крыла с фюзеляжем, так называемого „зализа“ (фиг. 2_{14}), состоящего в том, что сечения крыла у фюзеляжа делаются более увеличенными по высоте и хорде.

Мы имеем подробные результаты экспериментов с самолетом „Мак-Доннэл“ в трубе NACA для испытания самолетов в натуру.

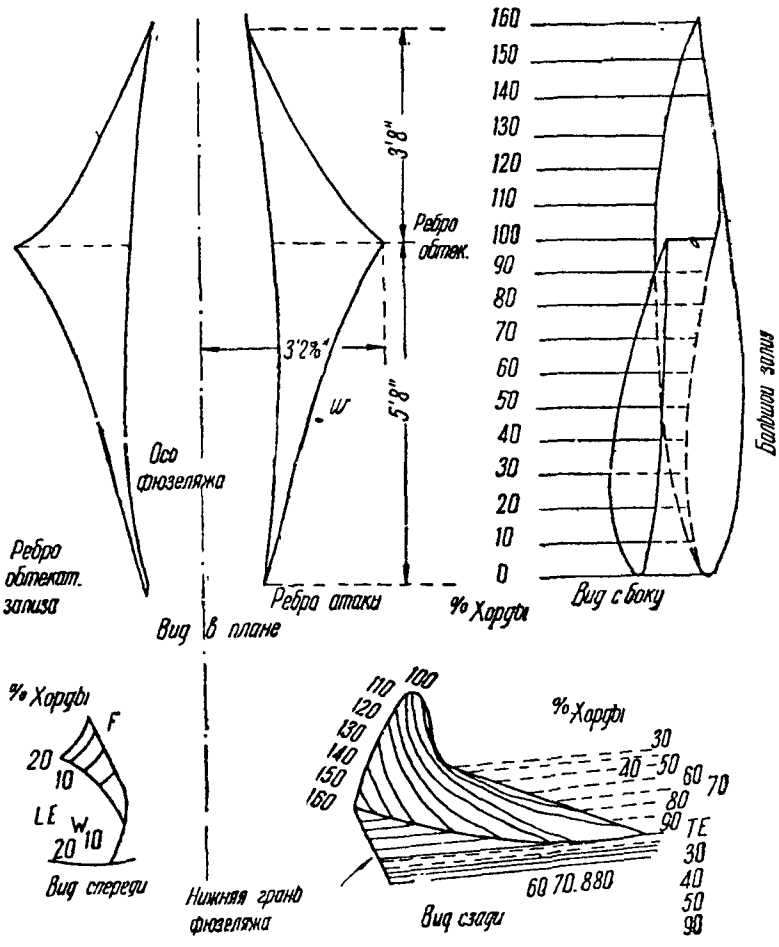
Самолет испытывался с работающим мотором.

Были исследованы:

а) два вида зализа—большой и малый;
б) загнутое кверху ребро обтекания крыла вблизи фюзеляжа;
в) предкрылок в трех положениях;
г) капот NACA на моторе, отдельно и совместно с указанными приспособлениями.

На фиг. 2_{14} даны эскизы большого зализа.

Срыв потока наступал при следующих углах атаки (в градусах):



Фиг. 2_{14}.

Самолет в первоначальном состоянии	5
То же, плюс обтекатель	14
Малый зализ	12
Большой зализ	15
Малый зализ + обтекатель	14
Большой зализ + обтекатель	17
Загнутое ребро обтекания	7
То же, плюс обтекатель	16
Загнутое ребро обтекания + зализ.	За критическим углом.
Предкрылки в зависимости от положения	7 — 10

Зализ, выработанный на основании этих продувок самолета „Нортоп“, изображен на фиг. 3_{14}. На фиг. 4_{14} показан зализ, давший неудовлетворительные результаты, так как постепенный переход в зоне нарастания разрежения увеличивает лобовое сопротивление.

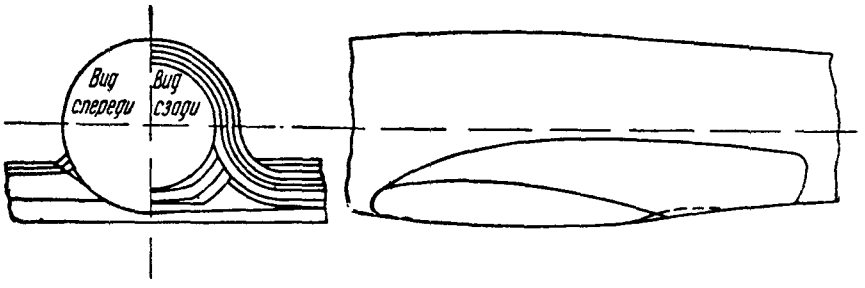
Продувки самолетов „Мак-Доннэл“ и „Нортроп-Гамма“ дают возможность сделать следующие заключения:

1. Низкопланная схема путем применения специальных устройств может быть в аэродинамическом отношении сделана не уступающей высокопланной.

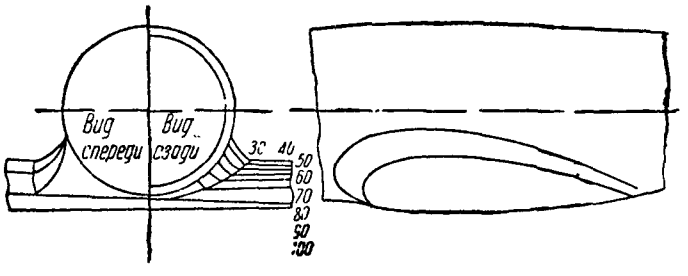
2. Из приспособлений, улучшающих низкопланную схему, наиболее эффективны два: зализ и обтекатель типа NACA, помещенный в носу фюзеляжа при моторе воздушного охлаждения или на лобовом радиаторе — при моторе водяного охлаждения.

Действие кольца NACA на срыв потока в сопряжении крыла с фюзеляжем объясняется следующим. Струя воздуха, вырывающаяся из кольцевой щели между фюзеляжем и обтекателем, обладая известным запасом кинетической энергии, создает дополнительное разрежение в плоскости стыка фюзеляжа с крылом.

На фиг. $4a_{14}$ даны границы срыва на крыло самолета „Месершмидт 23" на разных скоростях с выключенным мотором. Эффект струи винта ясно виден. Он объясняется так же, как и эффект обтекателя NACA.



Фиг. 3_{14}.



Фиг. 4_{14}.

На фиг. $4b_{14}$ даны границы срыва того же самолета, но при наличии зализа. На всех режимах срыва потока на зализе не было.

Для сравнения на фиг. 5_{14} приводится спектр потока того же самолета при моторном полете на полном газе.

§ 3_{14}. ФЕРМЕННЫЙ ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляжи металлических и деревянных самолетов можно разбить на четыре группы: 1) ферменные, 2) шпангоутные, 3) смешанные и 4) типа „Монокок".

Ферменные фюзеляжи встречаются в большинстве современных самолетов как наиболее простые по конструкции и легко выполнимые, например, У-2, АИР-7. К-6 и др.

Деревянные фюзеляжи. Основой фюзеляжа является деревянный каркас, состоящий чаще всего из четырех продольных реек-лонжеронов, связанных стойками, подкосами и распорками в пространственную ферму четырехугольного сечения.

Жесткость фермы достигается применением расчалок (проволока, трос),

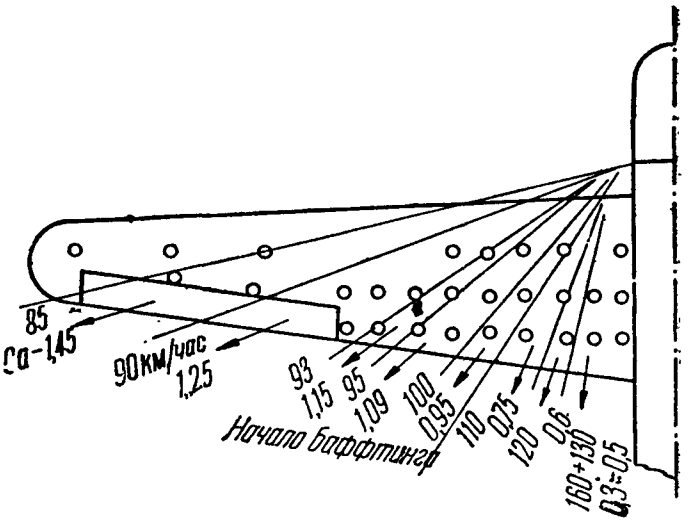
либо устройством ее по раскосной системе с последующей обшивкой полотном или фанерой.

В зависимости от конструкции каркаса ферменные фюзеляжи называются или расчалочными или раскосными.

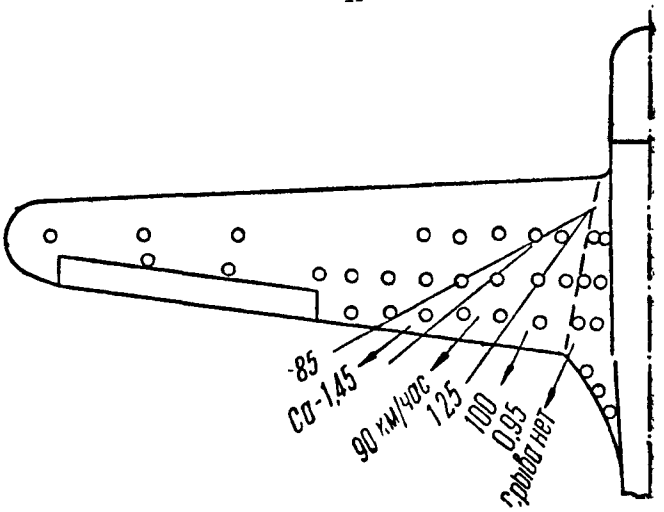
Наиболее часто встречается следующая схема фермы деревянного расчалочного и шпангоутного фюзеляжа (фиг. $6a_{14}$). Верхние лонжероны с горизонтальными распорками образуют верхнюю горизонтальную ферму фюзеляжа, нижние — нижнюю; верхний и нижний правые лонжероны с вертикальными стойками образуют правую вертикальную ферму, левые лонжероны и стойки — левую.

Лонжероны ферменного фюзеляжа обычно изготовляются из сосны четырехугольного, постепенно уменьшающегося к концу, сечения; для уменьшения веса они часто фрезеруются. Стойки и распорки крепятся к лонжеронам при помощи специальных стальных башмаков, снабженных ушками для присоединения расчалок (фиг. $6b_{14}$).

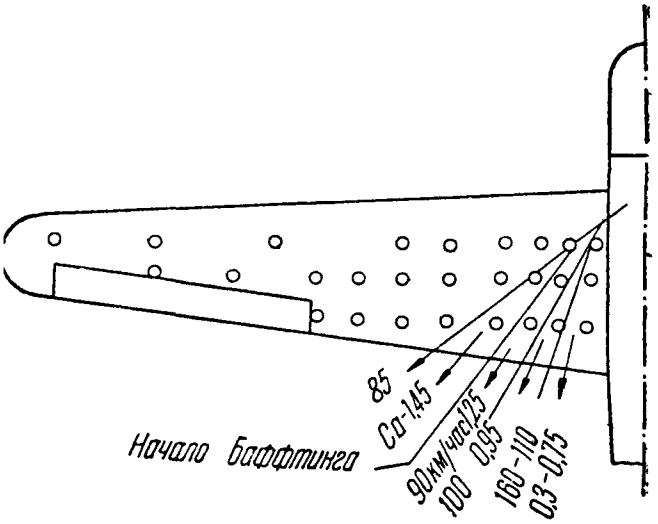
В настоящее время целиком расчалочные фюзеляжи встречаются редко, так как при мощных и тяжелых двигателях передняя часть фюзеляжа была бы недостаточно жесткой. Обычно передняя часть фюзеляжа делается раскосной — и только в хвостовой части применяется расчалочная конструкция. Такие ферменные фюзеляжи называются раскосно-расчалочными.



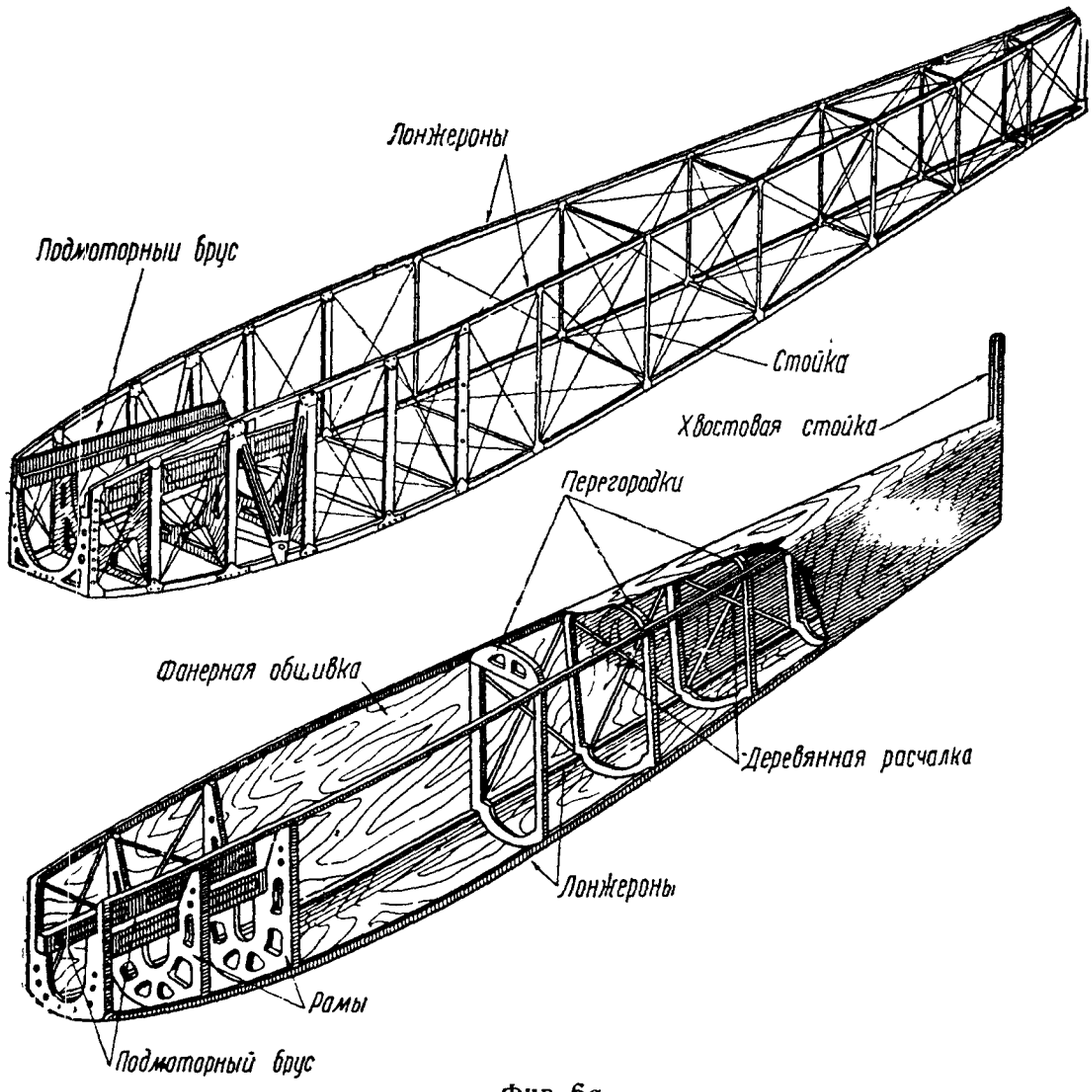
Фиг. $4a_{14}$.



Фиг. $4b_{14}$.

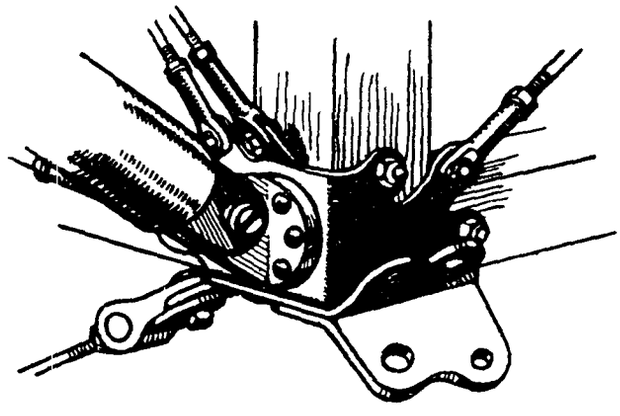


Фиг. 5_{14}.



Фиг. $6a_{14}$.

Раскосная конструкция отличается от расчалочной тем, что в ней система стоек, распорок и расчалок заменяется подкосами (фиг. 7_{14}), которые крепятся своими концами к лонжеронам с помощью металлических или фанерных накладок, так называемых к н и ц.



Фиг. $6b_{14}$.

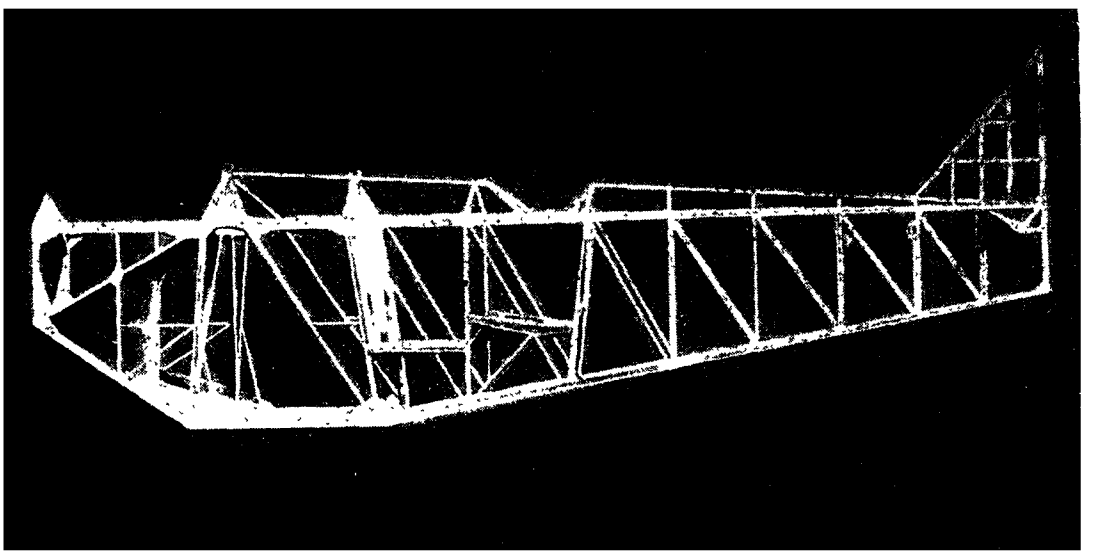
Благодаря такой конструкции фюзеляж не требует регулировки, и подкосы ферм могут работать не только на сжатие, но и на растяжение.

Для придания фюзеляжу хороших аэродинамических форм на четырехугольные грани фермы фюзеляжей как расчалочной, так и раскосной конструкции накладываются легкие деревянные каркасы — г а р г р о т ы, часто не входящие в

силовую схему фермы, а придающие лишь необходимую внешнюю форму.

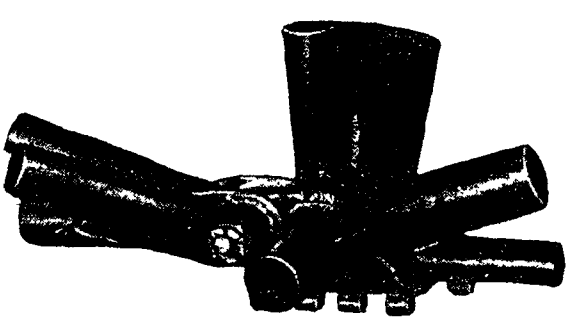
С наружной стороны фюзеляж обтягивается (полотном, перкалем и др.), либо обшивается фанерой.

Сварные конструкции. Металлические ферменные фюзеляжи чаще всего делаются сварными из углеродистых или хромомолибденовых стальных труб. Передняя часть при этом делается раскосной, задняя — расчалочной. В легких самолетах и истребителях нередко применяют целиком раскосную систему без внутренних расчалок.



Фиг. 7_{14}.

На фиг. 8_{14} изображен комбинированный сварной узел фюзеляжа Фоккер. Его передний шарнир для крепления моторной рамы образован сварной коробкой из углеродистой стали. Внизу приварена точеная гребенка для стоек шасси.



Фиг. 8_{14}.

В противоположность этому английские конструкции крыльевых узлов, подкосов шасси не допускают сварки точеных деталей. Типичное узловое соединение в сварном фюзеляже самолета „Пуш-Мозс" (фиг. 9_{14})[1] достигается посредством болтов. Некоторая дороговизна в механической обработке детали с избытком окупается более надежным соединением и отсутствием пороков сварки, как-то: пережога тонкостенного элемента, недостаточной глубины проварки и, кроме того, устраняется возможность работы сварки на отрыв.

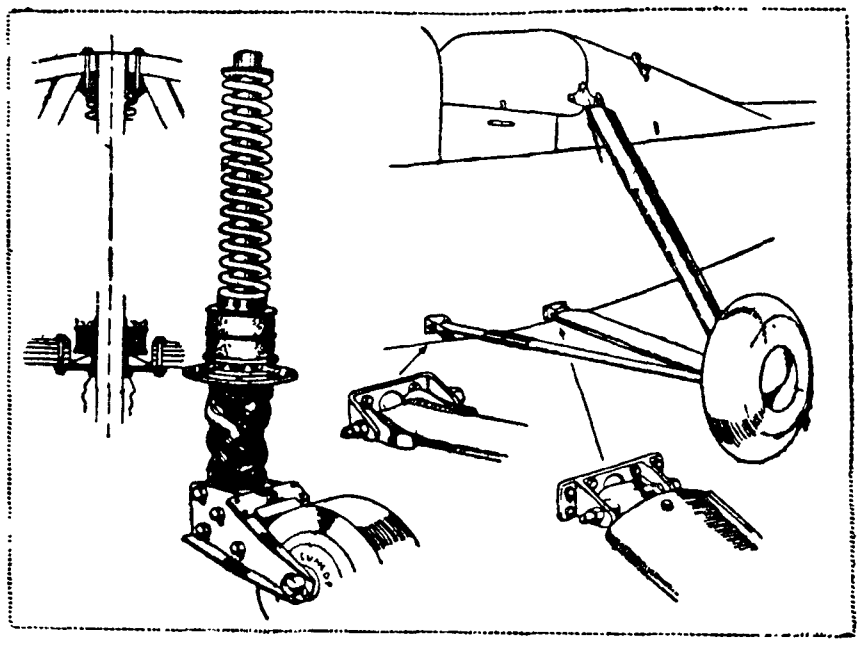
Следует заметить, что плотный стык поверхностей башмака требует гранения труб для образования большей поверхности сварки накладной пластины.

[1] Здесь же изображен колесный костыль.

Примером образцового сварного фюзеляжа может служить фюзеляж разведчика фирмы Кертисс, показанный на фиг. 10_{14}.

Здесь моторная установка съемная, расчалка в нижней горизонтальной ферме — ленточная, а в боковых фермах она заменена раскосными трубами. Фюзеляж обшивается полотном, которое накладывается на легкий трубчатый обтекатель и продольные стрингеры из профильного дуралюмина, места швов предварительно подготавливаются обмоткой из тесьмы.

Фюзеляж самолета АТ-1, представленный на фиг. 11_{14}, выполнен из углеродистых труб марки С-6140. Особенностью его фермы является полное отсутствие расчалок, которые заменены диагональными трубами. Чистый вес конструкции фюзеляжа с центропланом составляет 85 *кг*. На фиг. 12_{14} заснята центральная часть, сквозные лонжероны которой изготовлены из хромомолибденовых труб диаметром 35—38 *мм*.



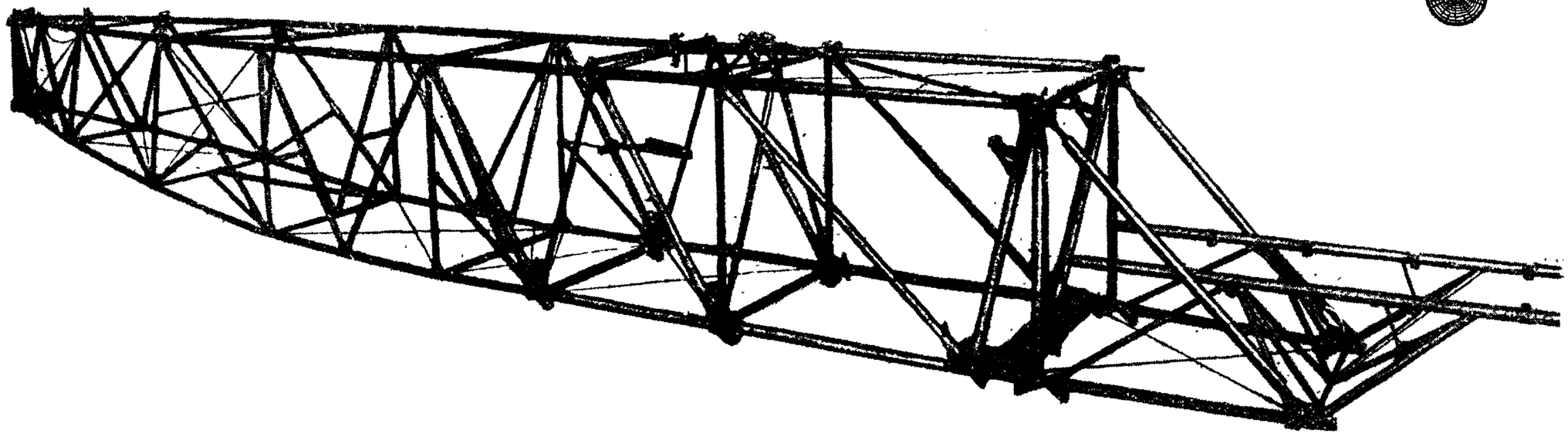
Фиг. 9_{14}.

Недостатком фюзеляжей, полученных дуговой или автогенной сваркой, является понижение сопротивляемости разрыву и сжатию. Так, в местах сварки хромомолибденовых труб напряжение материала падает с 70 до 50 *кг/мм*^{2}. Кроме того, приходится вести специальное наблюдение за сваркой, чтобы избежать случайных пережогов тонких стенок.

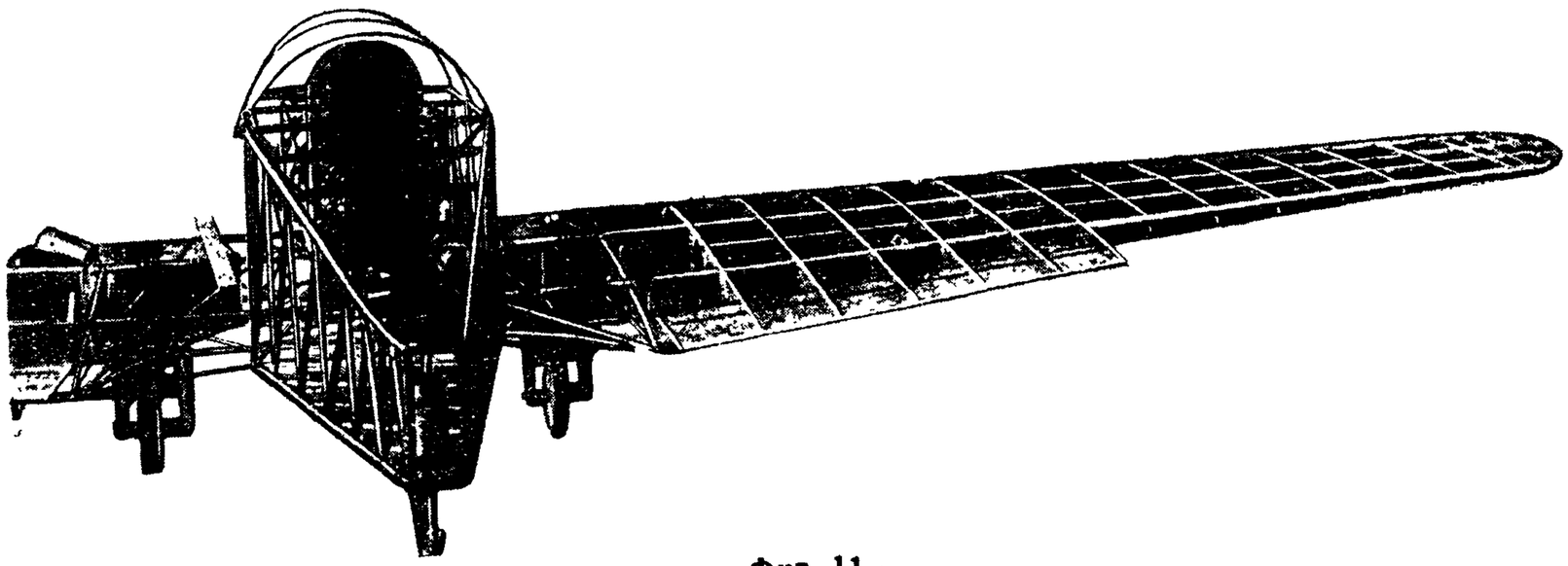
Разъемные фюзеляжи. Недостатков, присущих фюзеляжам сварным, не имеют разъемные стальные фюзеляжи типа самолета „Хаукер" (фиг. $12a_{14}$), где граненые концы труб соединяются посредством накладок, пистонов и болтов. В результате сохраняется первоначальная термическая структура материала. К этому надо прибавить удобство производства, наблюдения и ремонта.

Другим примером рациональной увязки узлов фюзеляжа является английский пассажирский самолет „Бультон Поль Р-64".

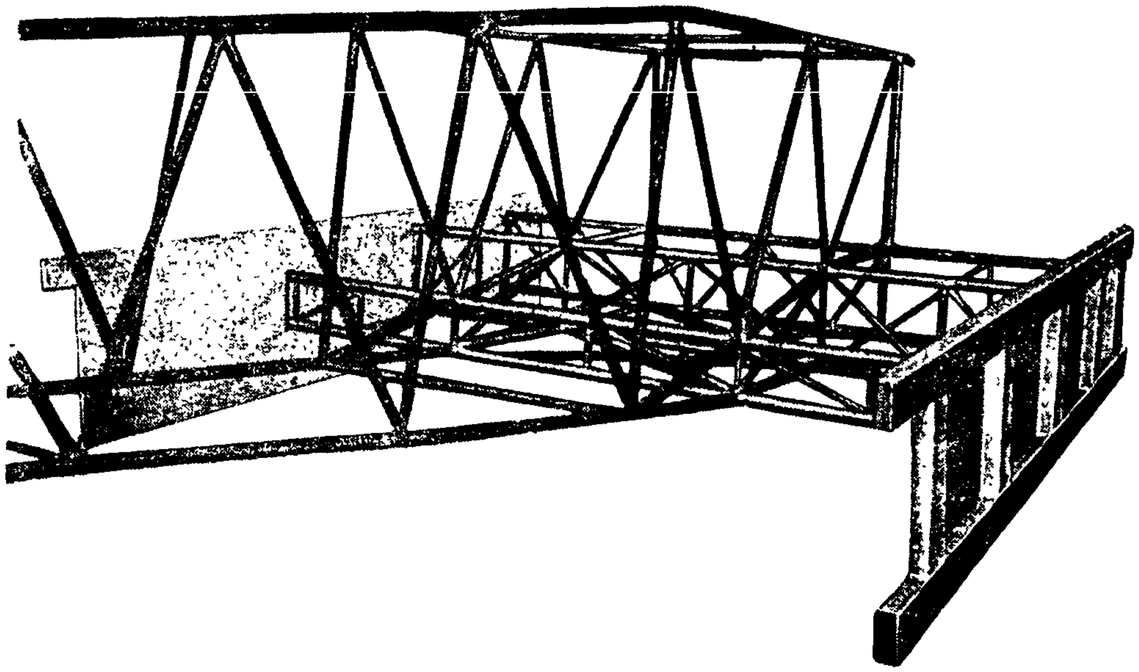
На фиг. 13_{14} дан общий вид фюзеляжа этого самолета со съемной моторной установкой. Как видно из рисунка, его простейший узел *С* образован стыком труб с гранеными концами, увязанными кницей и накладками через пистонное и болтовое соединение. Узел *В* — крепление кабана



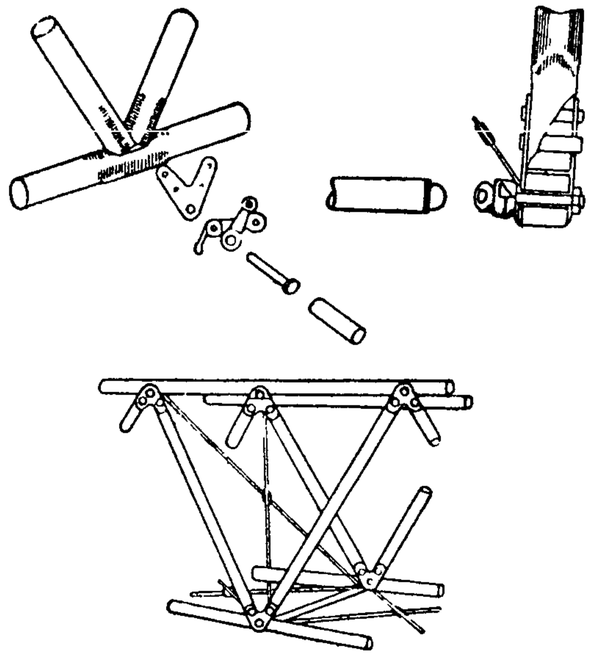
Фиг. 10_{14}.



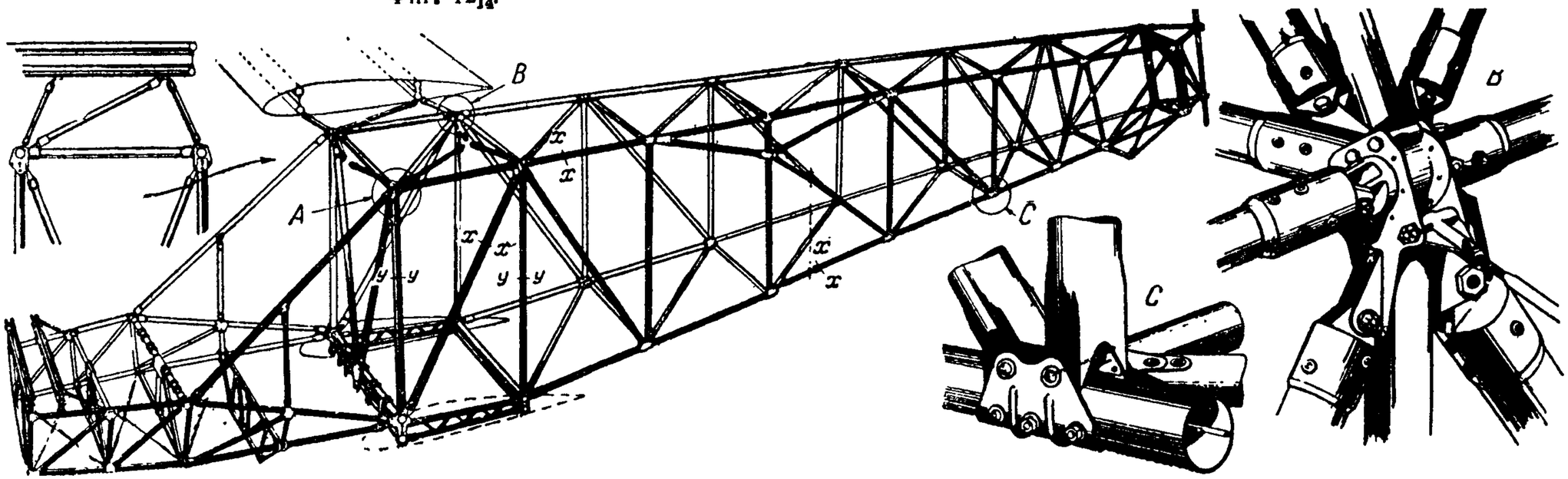
Фиг. 11_{14}.



Фиг. 12$_{14}$.



Фиг. 12а$_{14}$.



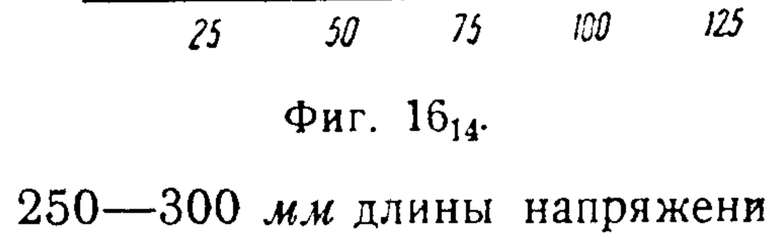
верхней плоскости, а также моторный узел *A* (фиг. 14_{14}) выполнены разъемным соединением посредством точеных муфт на пистонах и болтах.

Электросварные фюзеляжи. Первым образцом фюзеляжей, полученных в СССР путем контактной электросварки, является фюзеляж конструкции инж. А. И. Путилова самолета „Сталь-2". Он принадлежит к типу раскосных с профилированными стойками и лонжеронами из нержавеющей стали ЭНЕРЖ-6.

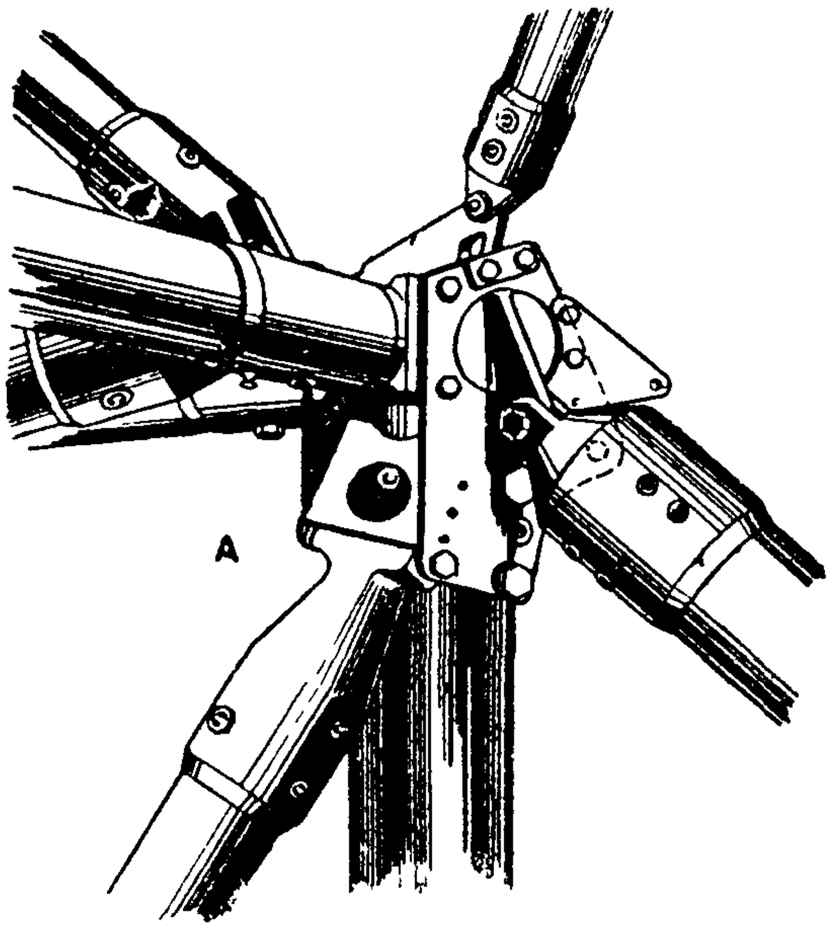
Фюзеляж самолета „Сталь-2". В конструкции самолета „Сталь-2" все профили фюзеляжа получены из двух типов гофра: волнистого и плоского.

Такой гофр может быть заранее заготовлен, а затем разрезан на полосы и путем роликовой сварки превращен в профили разнообразных фигурных сечений.

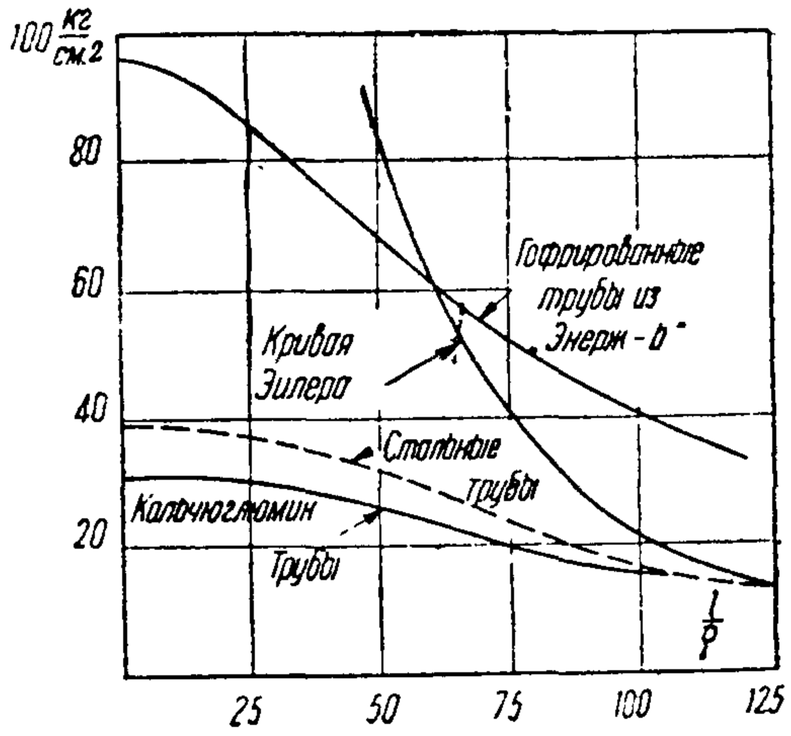
Типичной частью фюзеляжа является *гофрированная трубка*, представленная на фиг. 15_{14}.



Фиг. 15_{14}.



Фиг. 14_{14}.



Фиг. 16_{14}.

Испытание на сжатие показало, что до 250—300 *мм* длины напряжение остается почти постоянным, а дальше начинает заметно падать. При более длинных трубках необходимо ставить перегородки на расстоянии не больше 250 *мм* с прикреплением к ним всех волн гофра. Волна гофра с размерами $h = 5$ *мм* и $t = 15$ *мм* оказалась достаточно хорошей. По этой волне и был создан первый сортамент гофрированных трубок „Сталь-2", исходящий из кратности числа волн и из конструкции продольных швов.

С целью предохранения от прожогов во время проварки волн к перегородке была разработана особая конструкция, защемляющая волны гофра в местах перегородок.

На согнутой в полутрубу полосе гофра устанавливаются штампованные кольцевые перегородки, которые фиксируются точечной сваркой к бортам полутрубы. Затем накладывается вторая полутруба и ведется роликовая сварка бортов. В местах перегородок борта имеют просечки, в которые продеваются узкие ленты, стягивающие все волны снаружи при помощи обыкновенных шплинтов.

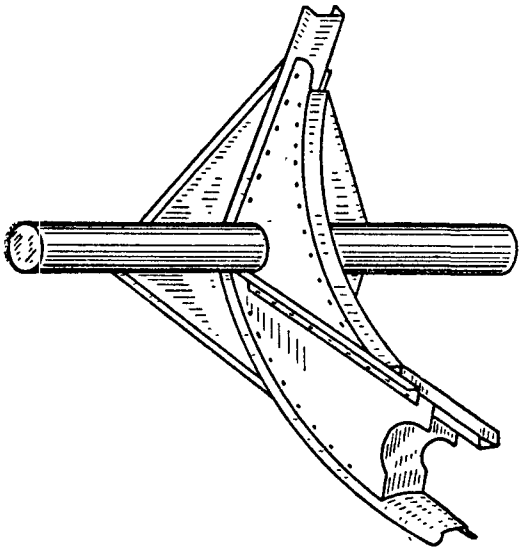
Выполненные таким образом трубки испытывались на продольное сжатие с шаровыми опорами и дали чрезвычайно интересные результаты. Оказывается, что не только на малой относительно длине трубки имеют большое увеличение напряжения, но и на больших длинах (L/S — 100—120) увеличение напряжения достигает 100% по сравнению с круглыми трубами.

На фиг. 16_{14} представлена диаграмма продольного сжатия гофрированных трубок по сравнению с круглыми из углеродистой стали и из кольчугалюминия.

В конце трубок вварены свернутые из листового материала стаканчики, заканчивающиеся ушками для присоединения к узлу. Узел состоит из ряда подходящих к одному месту ушков и расчалок. В случае подхода к одному узлу большого числа трубок вводится один или два добавочных болта.

§ 4_{14}. ШПАНГОУТНЫЕ ФЮЗЕЛЯЖИ

Шпангоутные фюзеляжи состоят из ряда перегородок рамной конструкции, объединенных лонжеронами, стрингерами и силовой обшивкой, благодаря чему шпангоутные фюзеляжи работают как цельная трубообразная балка. В подобных фюзеляжах без специальных обтекателей легко достигается выгодная с точки зрения аэродинамики форма; зато такая конструкция выходит несколько более тяжелой, чем сварная, и более трудна в ремонте.



Фиг. 17_{14}.

В дюралевых конструкциях шпангоутный тип выгоднее прочих, так как он более прост; дюралевая обшивка по сравнению с полотняной увеличивает безопасность и срок эксплоатации самолета.

Классическим примером подобной конструкции является фюзеляж самолета Юнкерс и имеющий до известной степени сходство с ним фюзеляж АНТ-9.

Фюзеляж самолета АНТ-9. Каркас фюзеляжа состоит из 18 вертикально расположенных рам-шпангоутов, связанных между собой боковыми лонжеронами.

По своему назначению конструкции шпангоутов делятся на основные (силовые) и дополнительные.

Все шпангоуты связаны верхними и нижними лонжеронами. Кроме того, связью служат косынки (фиг. 17_{14}), которые прикреплены к полкам наружных профилей и трубе в нижнем узле или полкам профилей в верхнем.

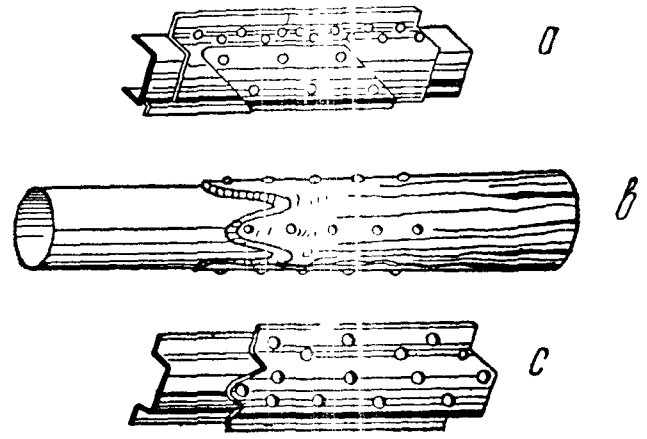
Верхний лонжерон представляет собой в передней части до четвертого шпангоута трубу, переходящую дальше в двойной профиль из склепанных полками двух профилей, переменных по длине, наружным размерам и толщине стенок. Стык внешнего и внутреннего лонжеронов изображен на фиг. 18_{14}.

Фюзеляж по своему внутреннему устройству делится на следующие отсеки: 1) пилотская кабина, 2) пассажирская кабина, 3) гардеробная и

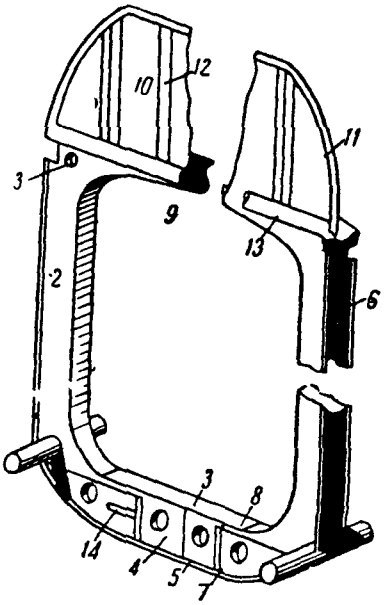
уборная, 4) багажное отделение и хвостовая часть с креплением костыля и оперения.

Устройство шпангоутов фюзеляжа АНТ-9 является однотипным; иллюстрацией может служить силовой шпангоут пассажирской кабины, изображенный на фиг. 19_{14}; более легкий хвостовой шпангоут дан на фиг. 20_{14}.

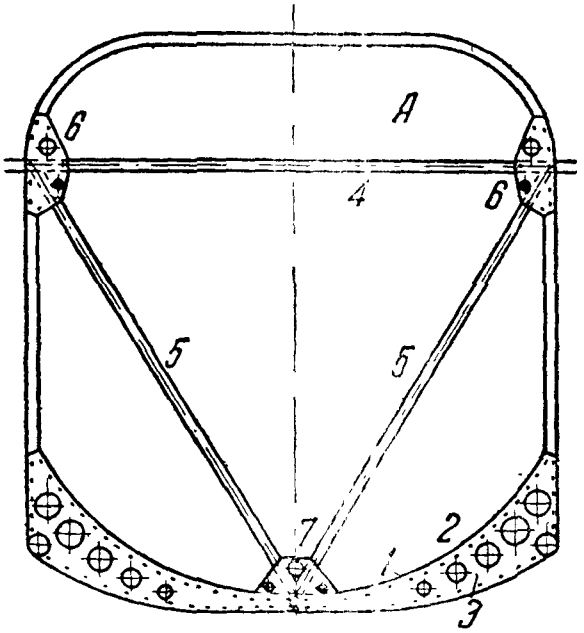
Верхняя часть шпангоута, а также боковые его стенки сделаны из профиля *А*, обращенного полками наружу. Нижняя часть шпангоута в сечении



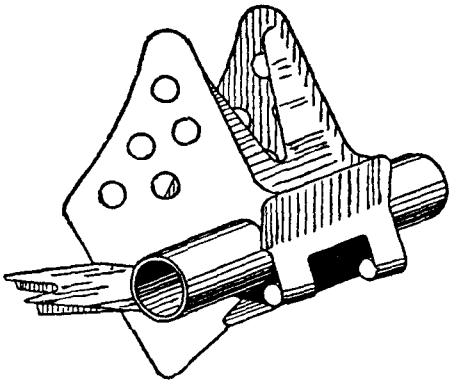
Фиг. 18_{14}.



Фиг. 19_{14}.



Фиг. 20_{14}.

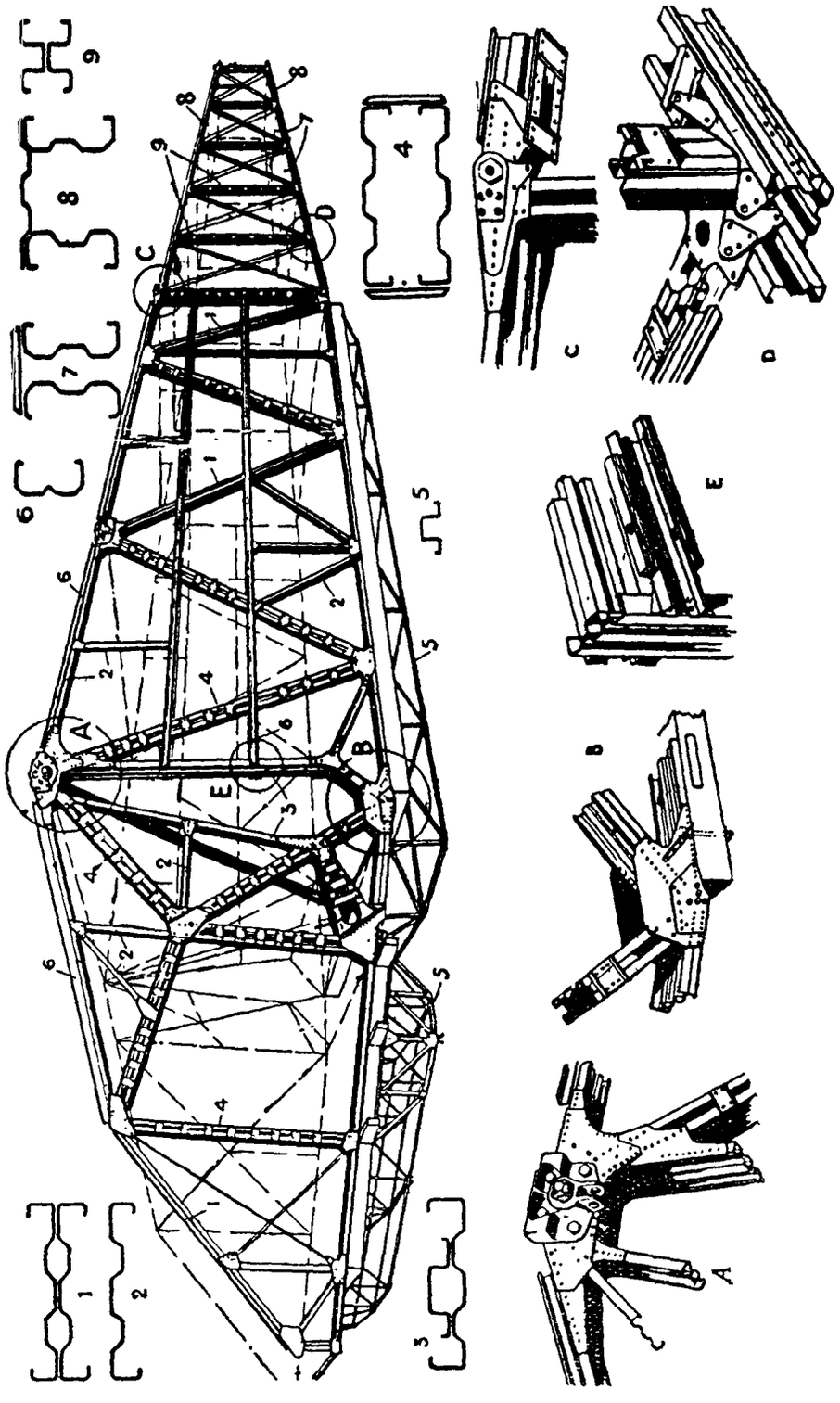


Фиг. 21_{14}.

коробчатая и состоит из двух листов *1*, склепанных с профилем *2* и обшивочными уголками *3*. Между верхними лонжеронами поставлена труба *4*, от концов которой к середине основания подходят две трубы *5*. Связь труб между собой и габаритным профилем осуществлена косынками *6*, приклепанными с обеих сторон. Косынки *6* и *7* для жесткости имеют отбортовки и отогнутые уголки.

К силовым шпангоутам типа, изображенного на фиг. 19_{14}, присоединяется узел крепления шасси (фиг. 21_{14}.) Узел состоит из двух шарнирных проушин для болта осевой трубы шасси.

Ферменный стальной фюзеляж Армстронга. Стальной фюзеляж английского пассажирского самолета „Армстронг-Аталанта" (фиг. 22_{14})



Фиг. 22_{14}.

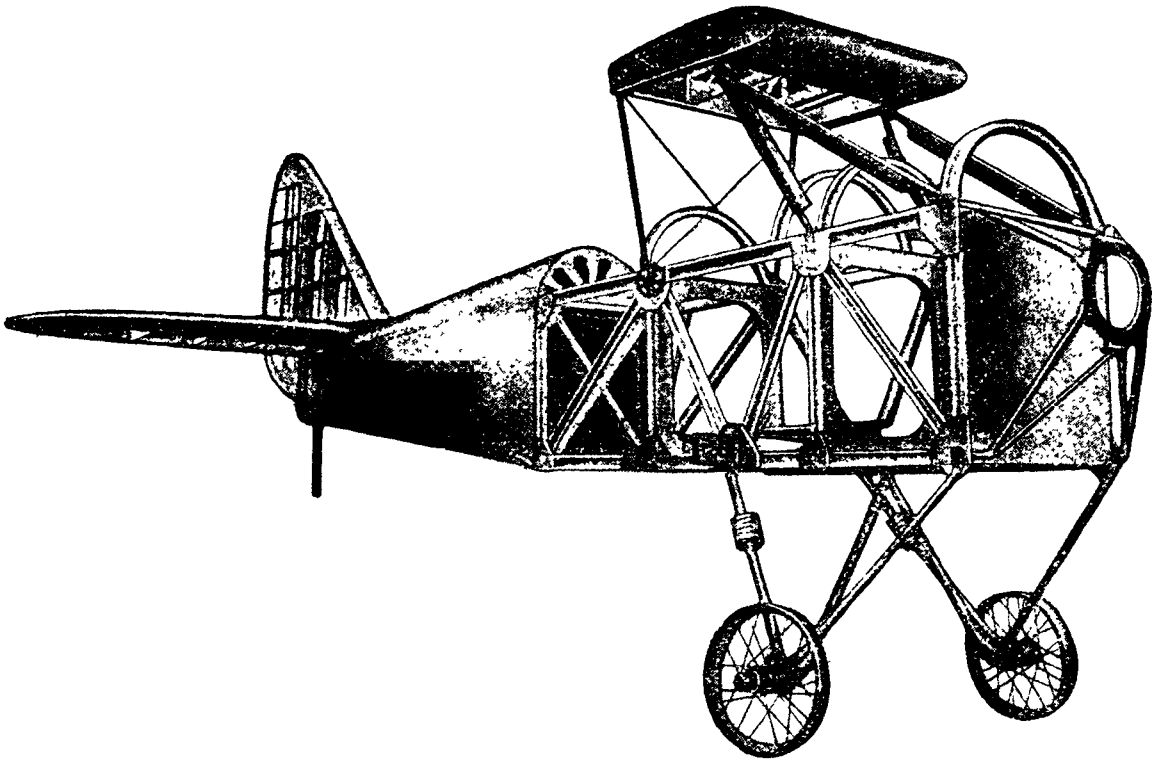
представляет жесткую раскосную ферму в центральной части и расчалочную — в хвостовой.

Стойки решетчатой конструкции образованы из профилированной листовой стали и показаны соответствующими номерами на фиг. 22_{14}.

Вся конструкция выполнена пневматической клепкой; соединение узлов достигается косынками с каждой стороны. Стык переднего лонжерона показан в пункте *A* и вынесен отдельно вниз. Центральная часть фюзеляжа покрывается фанерой, которая привинчивается к легким деревянным стрингерам, крепление которых показано в узле *E*. Хвостовая часть разъемная, узел ее *C* вынесен отдельно под той же буквой внизу. В узле *D* показано типовое крепление хвостовой стойки.

§ 5_{14}. СМЕШАННЫЕ КОНСТРУКЦИИ ФЮЗЕЛЯЖЕЙ

Стремление увеличить безопасность самолета, снизить его производственную стоимость и облегчить ремонт является основной идеей фюзеляжей смешанной конструкции, т. е. состоящих из металлической центральной части и деревянной хвостовой. К числу таких относятся фюзеляжи самолетов „Пандер-V“ и легкого самолета „Иградо 3 Б/М“.



Фиг. $23a_{14}$.

Конструкция полуметаллического фюзеляжа Иградо. На фиг. $23a_{14}$ изображена конструкция фюзеляжа, состоящая из раскосной дюралевой части и хвостовой, обшитой фанерой и полотном, имеющей отдельные решетчатые перегородки из сосновых реек. Боковые фермы центральной части из профиля с толщиной стенки 0,5 *мм*. С пятью рамами обе фермы образуют одну коробку. Первая рама зашита листовым материалом, угловые внешние косынки ее развиты для узловых соединений со стойками вверху для центроплана, внизу — для шасси. Жесткость рамы усиливается диагональными профилями (фиг. $23b_{14}$). Третья рама — грузовая: она воспринимает снизу распор от заднего узла нижних крыльев, вверху — сжатие от У-образных подкосов.

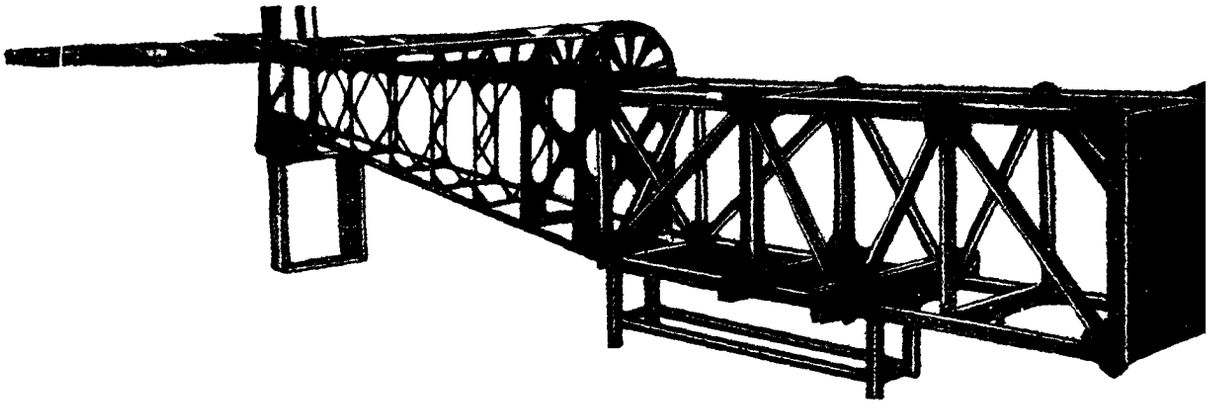
Промежуточная рама высотой 200 *мм* имеет сквозной профиль для сварной консоли центроплана, внутренняя сторона которой служит одновременно косынкой раскосов.

В передней части консоли имеется болт для крыльев; кроме того, она служит опорой промежуточного рычага элеронного управления. Задняя рама с диагоналями из того же профиля А-IV.

Если смотреть со стороны двигателя, то фюзеляж снизу имеет прямоугольную форму, а сверху — выпуклую, обтекаемую.

Для образования последней были применены гнутые профили А-III; их поставлено 5 шт.

В качестве обвязки бортов и для плавного перехода к лонжеронам фермы поставлены дюралевые трубки, изогнутые по шаблону в горячем состоянии. Промежуточные пространства между дугами закрыты листовым алюминием.



Фиг. $23b_{14}$.

Хвостовая часть фюзеляжа деревянная и находится в стыке с металлическими профилями. Метод соединения крайне простой: концы хвостовых лонжеронов заключены в стальную коробку для предохранения дерева от смятия, продвинуты в открытый профиль до особых упоров и закреплены 12 болтами через внешнюю косынку задней рамы. Стык закрыт алюминиевой лентой.

Конструкция этой части фюзеляжа безрасчалочная; она состоит из восьми деревянных рам с отдельными дуговыми обтекателями. С лонжеронами рамы соединяются легкими стальными угольничками на шурупах, причем с передней фанерной рамой толщиной 8 *мм* они сопряжены болтами.

Лонжероны сечением 20—25 *мм* заключены в стальную хвостовую коробку, несущую вертикальную трубу для киля и руля поворота.

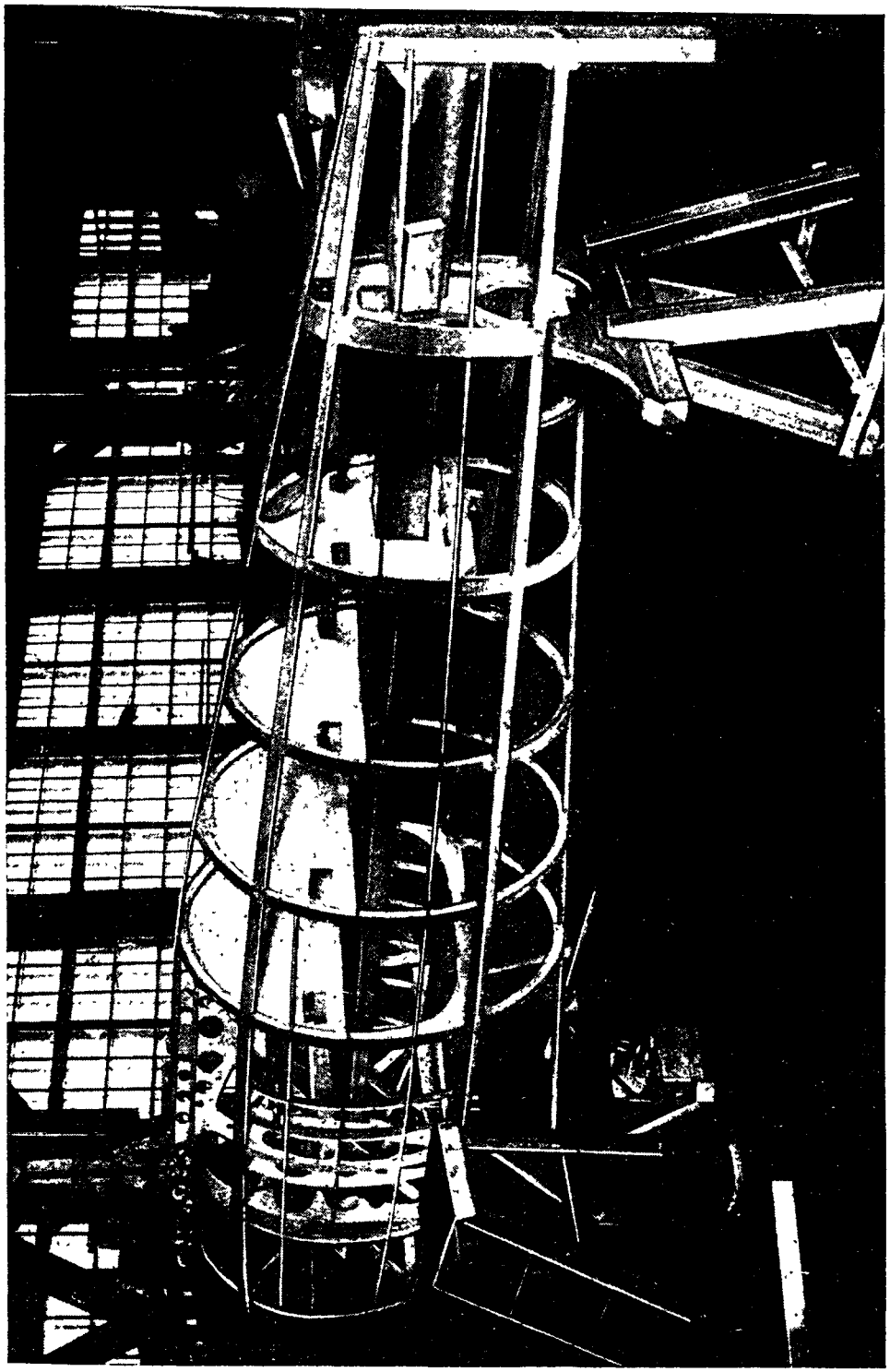
Весь деревянный корпус защит миллиметровой фанерой и обтянут полотном. Для увеличения жесткости на кручение в передних двух панелях введены диагональные планки.

Полный вес хвостовой части — 32 *кг*.

§ 6_{14}. ФЮЗЕЛЯЖИ ТИПА „МОНОКОК"

Деревянные монококи. К монококам или самолетам, имеющим скорлупы — фюзеляжи наименьшего сопротивления, относятся современные скоростные почтово-пассажирские самолеты, как Хенкель, Нортроп, Беинг, Локхид и др.

Деревянные монококи имеют остов, составленный из продольных планок и шпангоутов овальной формы, образующих в хвостовой части так называемые гитары, переходящие в килевую часть (фиг. 24_{14}).



Обшивка деревянного монокока выклеивается из нескольких слоев шпона (в полосах), расположенных под углом ~ 90° между собой. Полосы шпона крепятся к продольным планкам и шпангоутам на клею и гвоздях.

В некоторых случаях на остов ставятся уже готовые, собранные на отдельных болванках, скорлупы.

Конструкция монококов представляет следующие преимущества:

а) удобство размещения оборудования благодаря отсутствию каких-либо препятствий внутри,

б) совершенство обтекания,

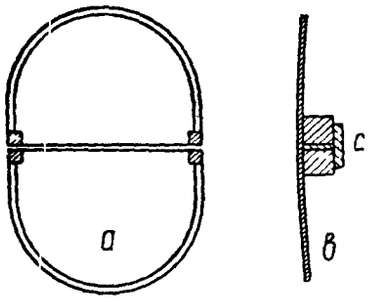
в) значительное сопротивление скручиванию.

К недостаткам следует отнести:

а) трудность расчета самого фюзеляжа,

б) сравнительно быструю деформацию обшивки под влиянием атмосферных явлений,

в) значительное время процесса выклейки.



Фиг. 25_{14}.

Отдельная скорлупа изготовляется на двух половинках болванки, представляющей собою теоретический обвод фюзеляжа.

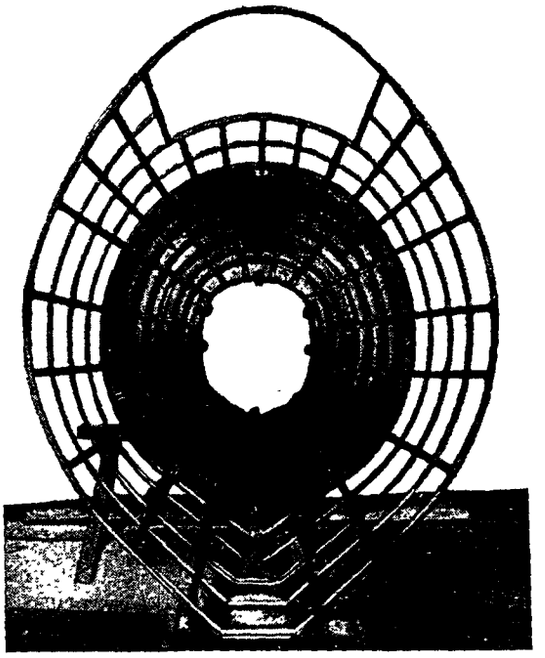
Процесс склейки скорлупы заключается в следующем:

1. На болванку накладываются листы бумаги (чтобы шпон не приклеился в болванке) и поверх — полосы шпона, которые по краям временно закрепляются планками.

2. Затем на клею накладывается второй слой шпона под углом 90° к первому. Полосы шпона для лучшего склеивания прижимаются планками на гвоздях, которые по высыхании первого слоя удаляются. Дальше таким же путем накладываются полосы третьего слоя шпона.

3. По высыхании „скорлупа" склеивается миткалем.

4. По высыхании вся „скорлупа" легко отделяется от болванки.



Фиг. 26_{14}.

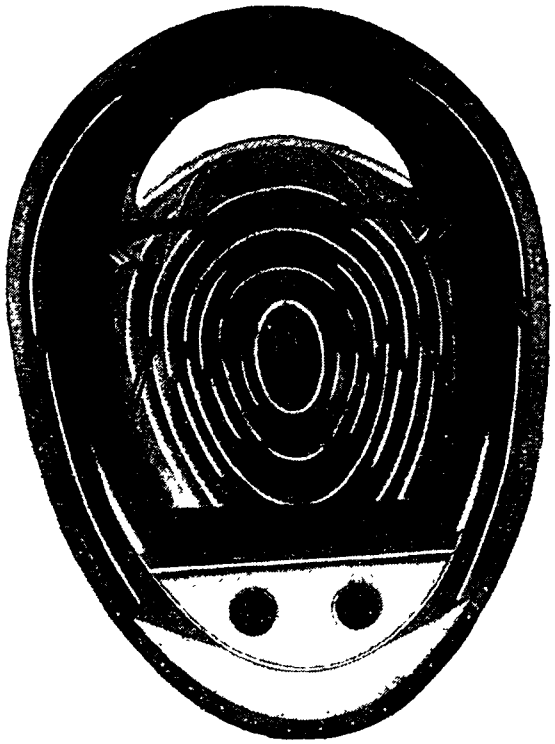
Соединение обеих половин скорлупы производится на клею и гвоздях (фиг. 25_{14}) на собранном каркасе фюзеляжа, состоящем из продольных стрингеров и поперечных рам-шпангоутов.

Стык скорлупы оклеивается лентой, а затем весь фюзеляж тщательно красится (обычно грунтовка, три последовательных шпаклевки и шлифовки и два покрытия краской и один раз лаком). Иногда для увеличения крепости фюзеляжа внутренняя сторона его также выклеивается тканью.

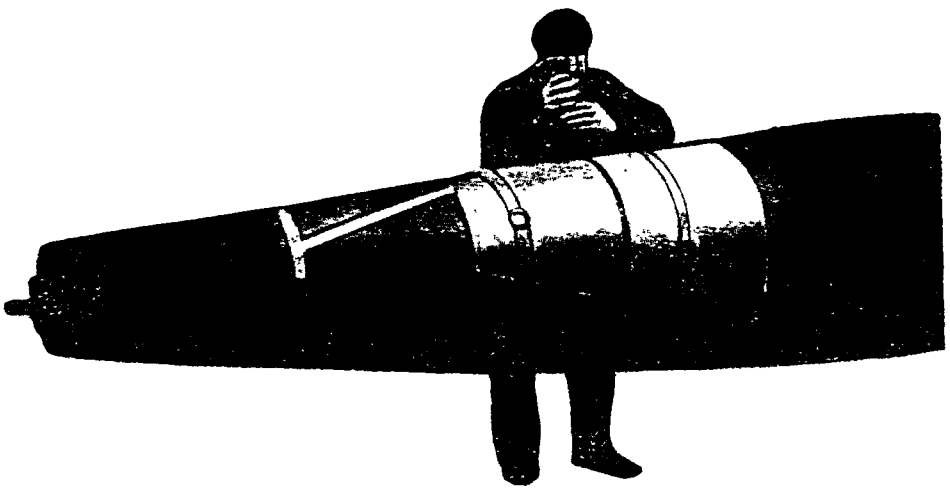
Металлические монококи. Кроме деревянных монококов, на практике встречаются металлические монококи (фиг. 26_{14}). Обладая всеми качествами деревянных монококов, они имеют еще то преимущество, что остаются нечувствительными к действию непогоды. Но, к сожалению, металлические монококи тяжелы и для более мощных аппаратов вес их возрастает скорее, чем размеры.

Металлические монококи состоят из металлического каркаса и металлической обшивки, которая крепится на заклепках.

Элементы каркаса тем ближе расположены друг к другу, чем тоньше листовой материал, служащий для обшивки.



Фиг. 27_{14}.



Фиг. 28_{14}.

Каркас состоит из шпангоутов, соединенных между собой основными профилями — лонжеронами.

Продольные профили могут быть типа квадратных труб, таврового или П-образного сечения с отбортованными краями.

Для обшивки служит листовой материал толщиной от 0,3 до 0,7 *мм*. В случае применения для обшивки гофрированного материала, имеющего значительную крепость в продольном направлении, каркас может быть изготовлен более слабым.

На фиг. 26_{14} показан стальной фюзеляж самолета „Бристоль". Поперечному сечению его придана эллиптическая форма, как более благоприятная в аэродинамическом отношении и в смысле прочности на кручение от действия оперения.

Внешняя силовая обшивка фюзеляжа выполняется из стали высокого напряжения толщиной 0,25 *мм*; жесткость достигается поперечными подкрепительными профилями и продольными стрингерами.

Другой пример удачной конструкции монокока представляет дюралюминиевый фюзеляж самолета „Кельнер-Бешеро" (фиг. 27_{14}).

В отличие от предшествующего монокока он не имеет стрингеров: они заменены в средней зоне фюзеляжа отдельными короткими профилями, идущими наискось от одного поперечного обвода к другому. Обводы представляют собой рамки омегообразного (Ω) очертания. Сборка монокока производится на разъемном болване, показанном на фиг. 28_{14}.

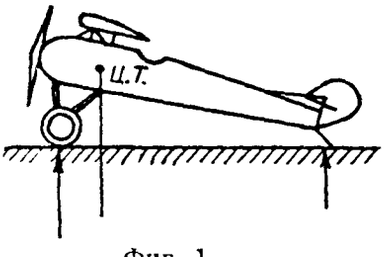
ГЛАВА 15

РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА

§ 1_{15}. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

Фюзеляж воспринимает нагрузку от веса и инерционных сил соответствующих грузов и деталей, а также от воздушных сил, действующих на крылья и на хвостовое оперение.

Нормы прочности фюзеляжа составлены таким образом, что: 1) для расчетов назначаются коэфициенты статической перегрузки или 2) даются формулы, указывающие максимальные значения сил, могущих действовать на рули при той или другой скорости полета.



Фиг. 1_{15}.

Нормы рассматривают работу фюзеляжа в целом только при посадке на три точки $E_ф$, в остальных случаях ($C_ф$, $H_ф^з$, $A_ф$ и $H_ф^п$) рассматривается работа хвостовой, носовой и центральной частей. Если хвостовая часть фюзеляжа работает главным образом благодаря аэродинамическим силам хвостового оперения, то носовая и средняя части загружаются инерционными силами, возникающими при криволинейном полете и при посадке.

По нормам прочности 1934 г. нормы для фюзеляжа определяются в следующем виде.

1. Случай $E_ф$. Посадка на три точки. Нагрузка определяется по формуле:

$$P = n \cdot G,$$

где G — общий вес самолета,
n — статическая перегрузка по нормам в случае $E_ш$.

Нагрузка распределяется на колеса и костыль (фиг. 1_{15}).

Примечания. 1. Для двухвостых самолетов на каждый костыль принимается реакция, равная $^2/_3$ суммарной.

2. Если перегрузка шасси и костыля разная, равновесие достигается приложением инерционных сил.

2. Случай $C_ф$. Нагрузка на горизонтальное оперение сверху, соответствующая случаю $C_к$.

Если нагрузка по другим случаям ($B_к$, $D_к$) больше, исследование прочности производится на нее.

3. Случай $H_ф^з$. Боковая нагрузка на заднюю часть фюзеляжа.

Рассматривается случай максимальной нагрузки вертикального хвостового оперения.

4. Случай $H_ф^п$. Боковая нагрузка на переднюю часть фюзеляжа. Нагрузка определяется по формуле:

$$P = n \cdot G_{пер},$$

где $G_{пер}$ — вес передней части самолета и агрегатов, в ней установленных;

n — статическая перегрузка та же, что и для случая $H_ф^з$.

5. Случай $A_ф$. Соответствует случаю $A_к$. Рассматривается весь фюзеляж с учетом нагрузки на оперение с тем же коэфициентом перегрузки, что и для крыльев.

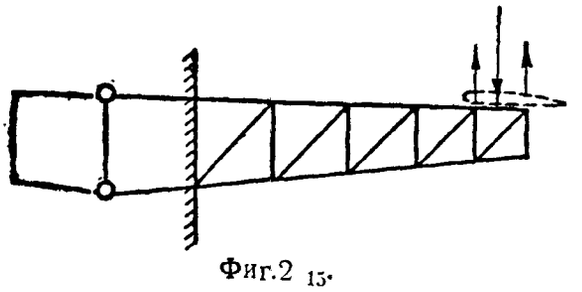
6. Случай $E_ф^I$. Посадка на одно колесо. Перегрузка по нормам для шасси. Необходимо учитывать инерционные силы вращательного движения.

Примечание. Элементы фюзеляжа, воспринимающие усилия от подходящих частей самолета, должны быть проверены на усилия от последних. Так, например, для элементов средней части необходимо просмотреть случаи $B_к$, $C_ш$ и $F_ш$, а для элементов хвостовой части — местные нагрузки от костыля соответственно случаю E.

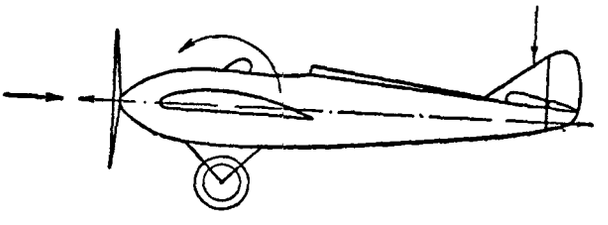
§ 2_{15}. РАБОТА ФЮЗЕЛЯЖА

При определении расчетных нагрузок в стержнях фюзеляжа следует иметь в виду следующую физическую картину его работы.

1. При посадке на три точки $E_ф$, т. е. на два колеса и костыль, распределенные узловые нагрузки уравновешиваются реакциями шасси и костыля.



Фиг.2_{15}.



Фиг. 3_{15}.

Величина инерционных сил зависит от силы удара о землю и от степени жесткости амортизации.

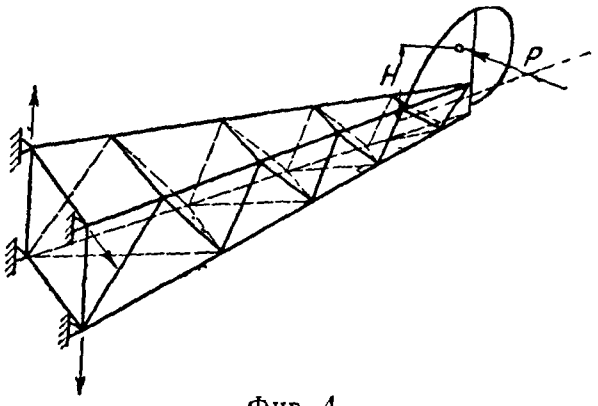
Стандартизуя силу удара, принимают, что коэфициент перегрузки n_E есть функция посадочной скорости и зависит от назначения машины. Он берется из расчета шасси, но менее 4 не принимается.

2. От усилия на горизонтальное оперение, наибольшее из всех случаев, рассчитывают только хвостовую часть фюзеляжа, которая принимается защемленной в месте крепления крыльев (фиг. 2_{15}).

При ферменной и расчалочной конструкциях нагрузка распределяется на две вертикальные фермы.

В случае $C_ф$, когда нагрузка приложена на горизонтальное оперение сверху (соответственно пикированию), мы будем рассматривать фюзеляж условно, как неуравновешенный, потому что сила на хвосте одна не может уравновесить момента, создаваемого крыльями (фиг. 3_{15}).

3. В случае боковой нагрузки на заднюю часть фюзеляжа ($H_ф^з$) сила приложена в центре давления ертикального оперения и вызывает скручивание хвостовой части фюзеляжа до заделки его в месте крепления задних лонжеронов крыла (фиг. 4_{15}). В этом случае скручивающий момент PH воспринимается двумя реактивными парами, действующими в горизонтальной и вертикальной плоскостях.



Фиг. 4_{15}.

4. Случай $A_ф$, соответствующий случаю A крыла, рассматривает нагрузку передней части фюзеляжа от веса расположенных в нем грузов или мотора.

При наличии мотора перегрузочный коэфициент берется по формуле:

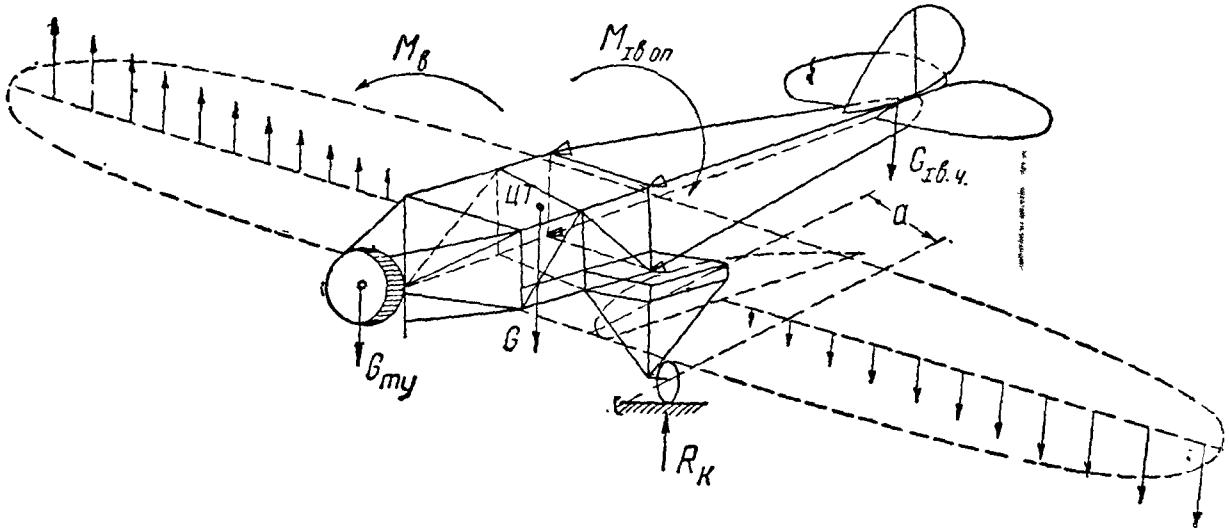
$$n_{A_{му}} = n_{A_{кр}} + 2; \qquad (1_{15})$$

таким образом диапазон перегрузки оказывается от 6 до 14 в зависимости от назначения самолета.

Хвостовую часть фюзеляжа на случай A не рассчитывают, так как этот случай перекрывается случаем C.

§ 3_{15}. РАСЧЕТ В СЛУЧАЕ НЕСИММЕТРИЧНОЙ НАГРУЗКИ ФЮЗЕЛЯЖА

Несимметричная нагрузка фюзеляжа возникает главным образом в центральной части на виражах, при штопоре и при посадке на одно колесо.

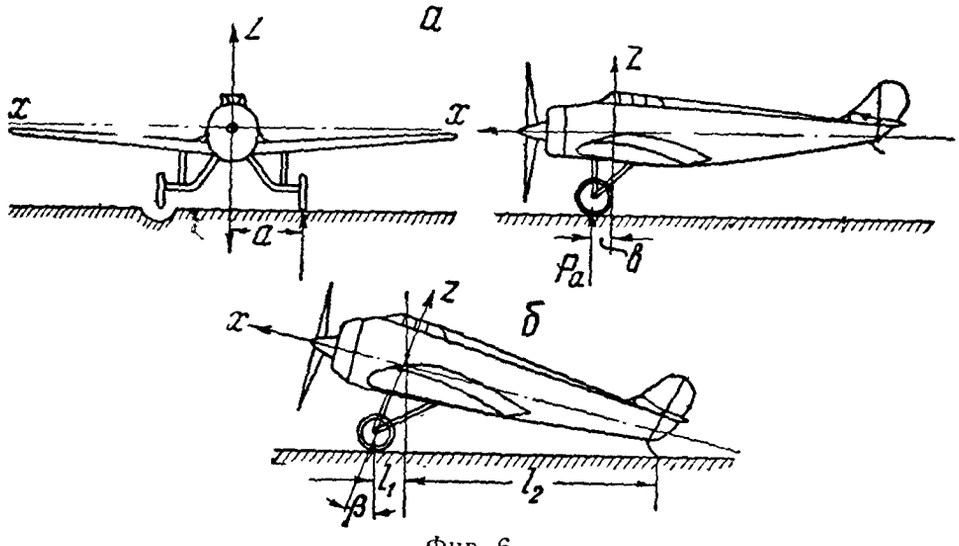


Фиг. 5_{15}.

Самолет, удовлетворяющий условиям прочности при раздельных расчетах на случай норм, может оказаться слабым в отдельных элементах центроплана, средней части фюзеляжа, в узлах подкосного моноплана при включении их в работу шасси.

В практике конструкторских бюро в СССР принято производить расчет посадки на одно колесо.

В этом случае самолет оказывается нагруженным парой, скручивающей фюзеляж вокруг продольной оси самолета.



Фиг. 6_{15}.

По принципу Даламбера мы можем уравновесить самолет, приложив к нему силы инерции, дающие тоже пару, но обратного направления. В каждой точке верхнего и нижнего крыла инерционная сила может быть изображена вектором, как показано на фиг. 5_{15}.

Общий ход решения в случае E следующий:

1. Рассматривают посадку на одно колесо или с поднятым хвостом (фиг. $6a_{15}$), или с опущенным (фиг. $6б$), т. е. по схеме (фиг. 6_{15}) [1]. В этом случае на самолет будут действовать усилия, создающие моменты, приведенные в табл. 1_{15}.

ТАБЛИЦА 1_{15}

Случай \ Оси	X	Y	Z
a	$P_a \cdot a$	$P_a \cdot b$	0
b	$P_b \cdot a \cos\beta$	0	$P_b a \cdot \sin\beta$

Вследствие того, что угол β мал, моментом относительно оси Z часто пренебрегают, также пренебрегают и моментом $P_a \cdot b$ за малостью отрезка b.

[1] Байков, Расчет самолета на прочность, изд. ВВА, 1933.

2. Определяют моменты инерции относительно главных осей, которые в предварительных расчетах можно считать совпадающими с продольной его осью и с перпендикулярной к ней [1]:

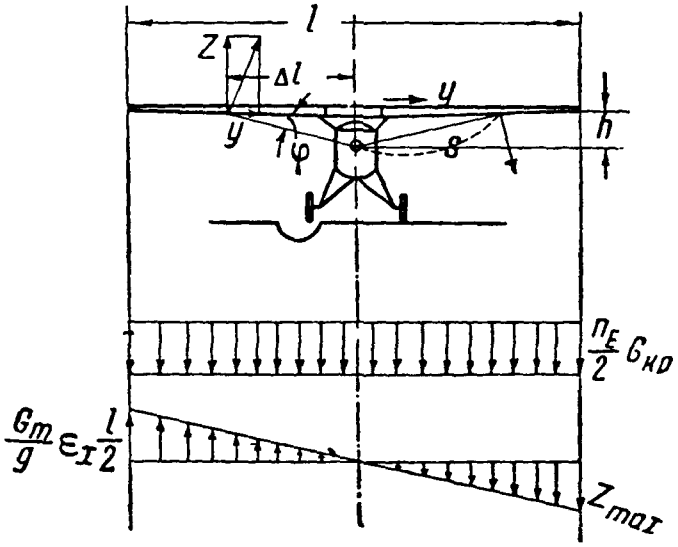
$$I_x = \Sigma my^2; \quad I_y = \Sigma mx^2; \quad Z_x = \Sigma mz^2, \tag{2_{15}}$$

где $m = \frac{G}{9{,}81}$ — масса агрегатов.

3. Определяют угловые ускорения по формулам:

$$\omega_x = \frac{M_x}{I_x},$$

$$\omega_y = \frac{M_y}{I_y}, \quad \omega_z = \frac{M_z}{I_z}. \tag{3_{15}}$$



Фиг. 7_{15}.

4. Определяют нагрузку на крылья от инерционных сил поступательного движения:

$$q = \frac{n_E \cdot G_к}{2l} \; кг/м \tag{4_{15}}$$

и от инерционных сил вращательного движения по формуле:

$$r = \frac{G_м}{9{,}81} \omega_x, \tag{5_{15}}$$

где r — радиус вращения, $G_м$ — вес элементарной массы.

Подсчеты иллюстрируются эпюрами.

5. Пучок векторов инерционных сил раскладываем на компоненты Z и Y, которые будут равны:

$$\left.\begin{aligned} Z &= \frac{G_м}{g} \omega_x \rho \cdot \cos\varphi, \\ Y &= \frac{G_м}{g} \omega_x \rho \cdot \sin\varphi, \end{aligned}\right\} \tag{6_{15}}$$

[1] Инж. Никитюк, К подсчету моментов инерции самолета, „Труды ЦАГИ", вып. 94.

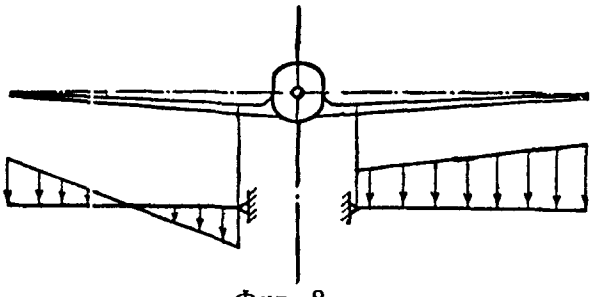
где φ — угол между плоскостью крыла и радиусом-вектором, проходящим через центр тяжести (фиг. 7_{15}).

Заменим $\rho \cdot \cos\varphi = \Delta l$ и $\rho \cdot \sin\varphi = h$,

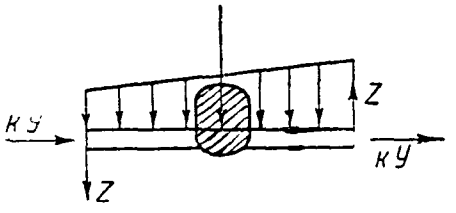
тогда

$$\left.\begin{aligned} Z &= \frac{G_м}{g}\omega_x \cdot \Delta l, \\ Y &= \frac{G_м}{g} \cdot \omega_x \cdot h. \end{aligned}\right\} \qquad (7_{15})$$

В дополнение к эпюре от инерционных вращательных нагрузок $\frac{G_м}{g}\omega_x \cdot \rho$ строится эпюра Z и все суммируется (фиг. 8_{15}).



Фиг. 8_{15}.

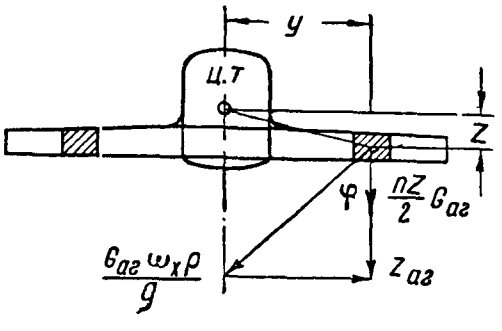


Фиг. 9_{15}.

6. Слагающую силу Y по формуле (6_{15}), распространенную на все крыло, передаем на центральный план:

$$\overline{Y} = \Sigma Y = \Sigma \frac{G_м}{g}\omega_x \cdot h = \frac{G_{кр}}{9{,}81} \cdot \omega_x \cdot h$$

и распределяем на узлы (фиг. 9_{15}).



Фиг. 10_{15}.

Рассчитав коробку крыльев со стороны нагруженного и ненагруженного колеса, прикладываем к центроплану подходящие от крыльев осевые усилия и, кроме того, каждому из узлов силу ky ($k = 1/4$, если имеются четыре узла).

7. Производится расчет центроплана от сил ky от собственного веса, шасси, баков с горючим. В случае свободнонесущего моноплана, в центроплане которого расположены баки с горючим или моторная установка, подсчитывают нагрузки от инерционных сил этих агрегатов в поступательном и вращательном движении (фиг. 10_{15}).

Инерционные силы вращательного движения раскладываем на вертикальные и горизонтальные компоненты:

$$z_{агр} = \frac{G_{агр}}{g} \cdot \omega_x \rho \cdot \cos\varphi = \frac{G_{агр}}{g}\omega_x \cdot y;$$

$$y_{агр} = \frac{G_{агр}}{g} \cdot \omega_x \rho \cdot \sin\varphi = \frac{G_{агр}}{g}\omega_x \cdot z,$$

где $\rho \cdot \cos\varphi$, $\rho \cdot \sin\varphi$ — координаты центра тяжести.

Найденные силы разносим по узлам и суммируем с ранее полученными. Расчет удобно вести в таблице по следующему образцу:

Агрегат	Координаты		G	$\frac{G}{g}$ y	z	Узлы							
						1		2		3		4	
	y	z				y	z	y	z	y	z	y	z
Баки и т. п.													

8. Средняя часть фюзеляжа рассчитывается на силы, пришедшие от крыльев и центроплана, от собственного веса, моторной установки, шасси, хвостовой части и различных грузов, расположенных внутри. Порядок расчета такой же, как и в п. 7.

Веса моторной установки и хвостового оперения создают моменты, скручивающие фюзеляж, которые и следует приложить к центральной части фюзеляжа по схеме фиг. 5_{15}.

Вся система центральной части фюзеляжа должна быть уравновешена, т. е. соблюдены условия:

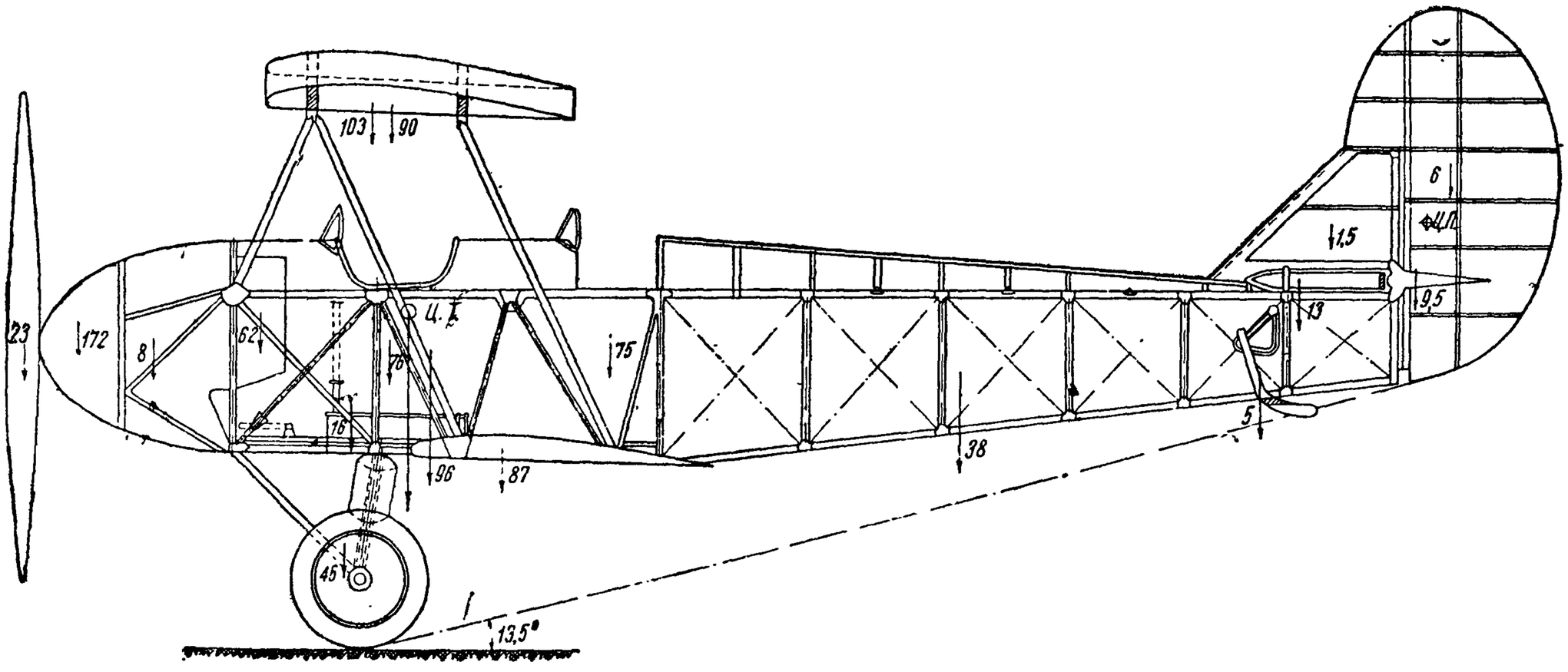
$$\Sigma Y = 0, \qquad \Sigma K = 0, \qquad \Sigma Z = 0, \qquad \Sigma M = 0.$$

Усилия в элементах средней части фюзеляжа определяются обычными методами расчета пространственных систем.

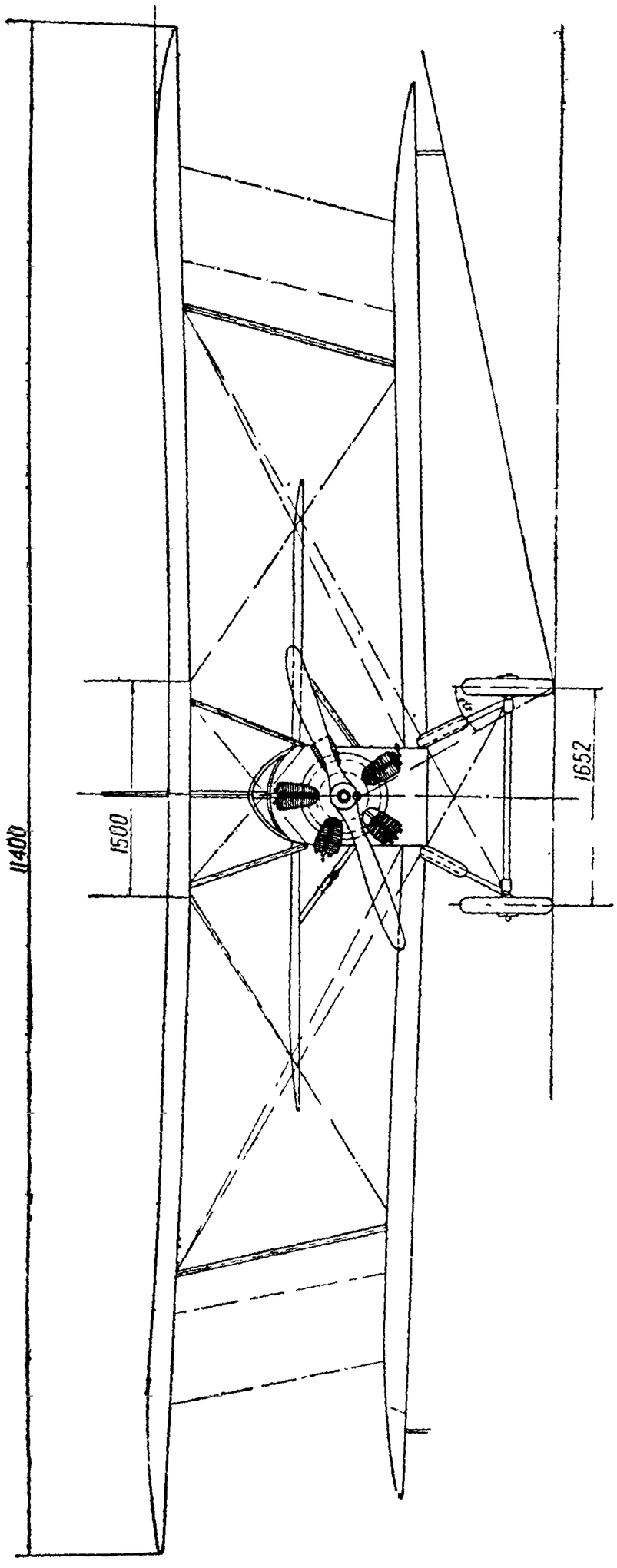
Пример 1. Определить усилия в стержнях ферменного и расчалочного фюзеляжа учебного самолета типа У-2 в сечении $\mathcal{E}_5$ по фиг. $11a_{15}$, $11b_{15}$, если характеристика его представляет следующие основные данные.

Основные данные самолета

Вес пустого самолета	650 кг	
Нагрузка полная	270 „	
Вес полный	920 „	
Вес коробки крыльев	190 кг	— 20% от полного веса самолета
Фюзеляж с оборудованием	130 „	14—16% „ „ „
Оперение	30 „	2—3% „ „ „
Шасси	46 „	5% „ „ „
Полезная нагрузка	275 „	30% „ „ „
Горючее	124 „	13% „ „ „
Два человека	150 „	17% „ „
Мотор М-11	165 „	
Винт с обтекателем и втулкой	23 „	
Капот	8 „	
Выхлопные патрубки	3 „	
Баки	28 „	
Бензо- и маслопроводка	8 „	
Приборы и управление мотором	10 „	
Пусковое магнето	5 „	



Фиг. 11a_{15}.



Фиг. 116.

Дужка № 426 Геттинген:

Размах верхнего крыла	11,4 *м*
Размах нижнего крыла	10,65 „
Длина самолета	8,14 „
Высота самолета	3,01 „
Расстояние по вертикали между крыльями	375 „
Хорда верхних и нижних крыльев	1,65 „
Площадь крыльев с элеронами	33,63 *м²*
Площадь элеронов	4,3 „
„ стабилизатора	2,9 „
„ руля высоты	2,15 „
„ киля	0,34 „
„ руля направления	1,33 „
Вынос верхнего крыла	0,8 *м*
Поперечный угол крыла	2°
Угол заклинения	2°

Самолет относится к восьмой группе с перегрузочными коэфициентами $A_к = 8$, $B_к = 5$, $E_ф = 5$.

Коэфициенты центра тяжести:

по вертикали от оси самолета	160 *мм*
по горизонтали от оси винта	2 *м*
и от носка хорды	0,495 *м* (30%)

Решение. Чтобы определить усилия в стержнях фюзеляжа, придерживаемся следующего порядка расчета:

1) Производится раздача нагрузки по узлам; 2) определяют реакции от веса моторной установки; 3) находят усилия в стыковых узлах от веса коробки крыльев; 4) определяют центр тяжести самолета; 5) определяют реакции на шасси и костыль; 6) приводят ферму к статически определимому виду; 7) производят уравновешивание на основании трех уравнений статики; 8) определяют усилия в вертикальной ферме фюзеляжа способом диаграммы Кремоны.

Вес конструкции фюзеляжа разносится пропорционально площадям боковой проекции, принимая, что вес фюзеляжа распределен на носовую, центральную и хвостовую часть с различными коэфициентами насыщения по уравнению:

$$G_ф = 3f_3 + 2f_2 + 1f_1 \text{ [1]}.$$

В нашем случае вес пустой фермы принимаем равным 80 *кг*.

Подсчитываем вес, приходящийся на 1 *см²*; для этого определим общую боковую площадь фюзеляжа, после чего вес фюзеляжа делим на эту площадь.

Хвостовая часть имеет площадь

$$F_1 = \frac{86{,}5 + 42}{2} \cdot 391 \approx 25\,069 \text{ } см^2.$$

Площадь передней части

$$F_2 = \frac{81{,}5 + 86{,}5}{} \cdot 222{,}5 = 18\,690 \text{ } см^2.$$

Общая силовая площадь

$$F = F_1 + F_2 = 25\,069 + 18\,690 = 43\,759 \text{ } см^2.$$

[1] В примерах мы для простоты будем иногда считать

$$G_ф = 3f_3 + 3f_2 + 2f_1.$$

Вес одной боковой поверхности за вычетом моторной рамы и оборудования составит 40 *кг*.

Нагрузка на 1 $см^2$

$$p = \frac{40}{43\,812} = 0{,}0009\ кг/см^2.$$

Для разнесения нагрузки по узлам хвостовой части находим площадь каждого отсека.

Отсек 9. $f_9 = \frac{42 + 48{,}5}{2} \cdot 51{,}5 = 2652\ см^2$;

„ 8. $f_8 = \frac{48{,}5 + 55{,}5}{2} \cdot 59{,}5 = 3094\ см^2$;

„ 7. $f_7 = \frac{55{,}5 + 62}{2} \cdot 61{,}5 = 3613\ см^2$;

„ 6. $f_6 = \frac{62 + 70}{2} \cdot 66{,}5 = 4387\ см^2$;

„ 5. $f_5 = \frac{70 + 78}{2} \cdot 71 = 5254\ см^2$

„ 4. $f_4 = \frac{78 + 86{,}5}{2} \cdot 75 = 6169\ см^2$.

Площадь отсеков, выраженная в усилиях, если коэфициент насыщенности для хвостовой части, равный 1, будет:

Отсек 9.	$2652 \cdot 0{,}00090 \cdot 1 = 2{,}4$ *кг*	Отсек 6.	$4387 \cdot 0{,}0009 \cdot 1 = 4$ *кг*
„ 8.	$3094 \cdot 0{,}00090 \cdot 1 = 3$ „	„ 5.	$5254 \cdot 0{,}0009 \cdot 1 = 4{,}73$ „
„ 7.	$3613 \cdot 0{,}00090 \cdot 1 = 3{,}2$ „	„ 4.	$6169 \cdot 0{,}0009 \cdot 1 = 5{,}5$ „
		Итого	20,4 *кг*

Передняя часть

Нахождение площади каждого отсека

$$f_1 = \frac{81{,}5 + 83}{2} \cdot 75{,}5 = 6290\ см^2;$$

$$f_2 = \frac{72 + 42{,}4}{2} \cdot 83{,}5 = 6446\ см^2;$$

$$\left.\begin{aligned} f_3 &= \frac{78{,}9 \cdot 85}{2} = 3353\ см^2; \\ f_4 &= \frac{75 \cdot 85{,}5}{2} = 3206\ см^2; \end{aligned}\right\} = 6559\ см^2$$

$$f_5 = \frac{25{,}7 \cdot 86{,}5}{2} = 1112\ см^2.$$

Площадь отсеков, выраженная в усилиях

Коэфициент насыщенности для передней части равен 3.

Отсек	1.	$6290 \cdot 0{,}0009 \cdot 3 = 17$ *кг*
„	2.	$6446 \cdot 0{,}0009 \cdot 3 = 17$ „
„	3 и 4.	$6559 \cdot 0{,}0009 \cdot 3 = 17{,}7$ „
„	5.	$1112 \cdot 0{,}0009 \cdot 3 = 3$ „

Определение центра тяжести отсеков (фиг. 12_{15})

$$x_9 = \frac{57{,}5}{3} \cdot \frac{48{,}5 + 84}{48{,}5 + 42} = 28{,}1\ см;$$

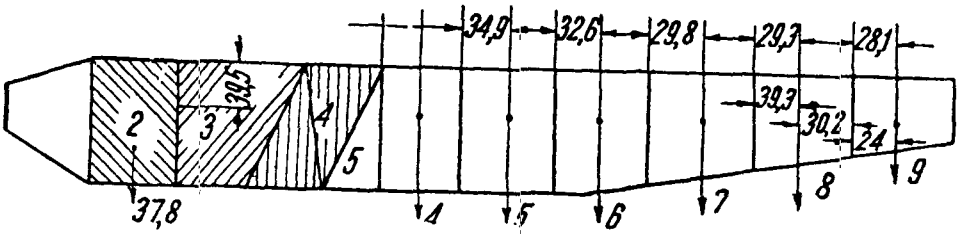
$$x_8 = \frac{59{,}5}{3} \cdot \frac{55{,}5 + 97}{55{,}5 + 48{,}5} = 19{,}9 \cdot 1{,}47 = 29{,}3\ см;$$

$$x_7 = \frac{61{,}5}{3} \cdot \frac{62 + 55{,}5 \cdot 2}{62 + 55{,}5} = 29{,}8 \text{ см};$$

$$x_6 = \frac{66{,}5}{3} \cdot \frac{62 \cdot 2 + 70}{62 + 70} = 32{,}6 \text{ см};$$

$$x_5 = \frac{71}{3} \cdot \frac{78 + 2 \cdot 70}{78 + 70} = 34{,}9 \text{ см};$$

$$x_4 = \frac{75}{3} \cdot \frac{86{,}5 + 2 \cdot 78}{86{,}5 + 78} = 36{,}9 \text{ см}.$$

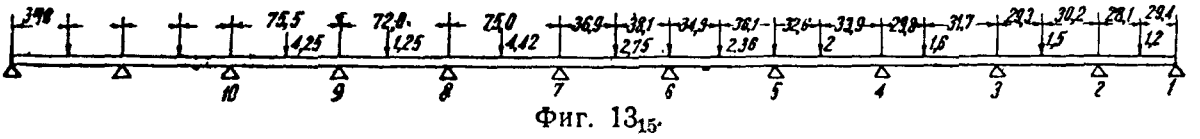


Фиг. 12_{15}.

Передняя часть

$$x_4 = \frac{86{,}5}{3} \cdot \frac{78{,}9 + 75 \cdot 2}{78{,}9 + 75} = 45 \text{ см};$$

$$x_3 = \frac{72 + 42{,}4 \cdot 2}{72 + 42{,}4} \cdot \frac{86{,}5}{3} = 39{,}5 \text{ см}.$$



Фиг. 13_{15}.

Разноску усилий по узлам хвостовой части осуществляем по правилу рычага на ось схемы (фиг. 13_{15}).

$$R_1 = \frac{1{,}2 \cdot 28{,}1}{57{,}5} = 0{,}59 \text{ кг};$$

$$R_2' = 0{,}61 \text{ кг};$$

$$R_2'' = \frac{1{,}5 \cdot 29{,}3}{59{,}5} = \frac{44}{59{,}5} = 0{,}75 \text{ кг};$$

$$R_2 = 0{,}61 + 0{,}74 = \mathbf{1{,}35} \text{ кг};$$

$$R_3' = 1{,}5 - 0{,}74 = 0{,}76 \text{ „}$$

$$R_3'' = \frac{1{,}6 \cdot 29{,}8}{61{,}5} = 0{,}775 \text{ „}$$

$$R_3 = 0{,}775 + 0{,}76 = \mathbf{1{,}53} \text{ „}$$

$$R_4'' = \frac{2 \cdot 32{,}6}{665} = 0{,}981 \text{ „}$$

$$R_4' = 1{,}6 - 0{,}775 = 0{,}825 \text{ „}$$

$$R_4 = 0{,}981 + 0{,}825 = \mathbf{1{,}806} \text{ кг};$$

$$R_5' = 2 - 0{,}981 = 1{,}02 \text{ кг};$$

$$R_5'' = \frac{2{,}35 \cdot 34{,}9}{710} = 1{,}15 \text{ „}$$

$$R_5 = 1{,}16 + 1{,}02 = \mathbf{2{,}18} \text{ „}$$

$$R_4' = 2{,}36 - 1{,}15 = 1{,}21 \text{ „}$$

$$R'' = \frac{2{,}75 \cdot 36{,}9}{75} = 1{,}35 \text{ „}$$

$$R_4 = 1{,}35 + 1{,}21 = 2{,}56 \text{ кг}$$
$$R_7' = 2{,}75 - 1{,}35 = \mathbf{1{,}40} \text{ „}$$

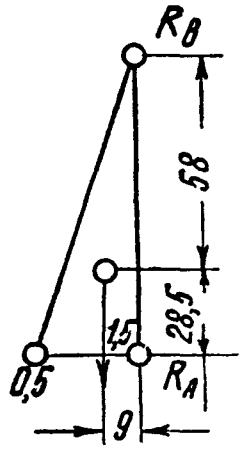
Разнесение усилий по стержням передней части.

Пятый отсек (фиг. 14_{15})

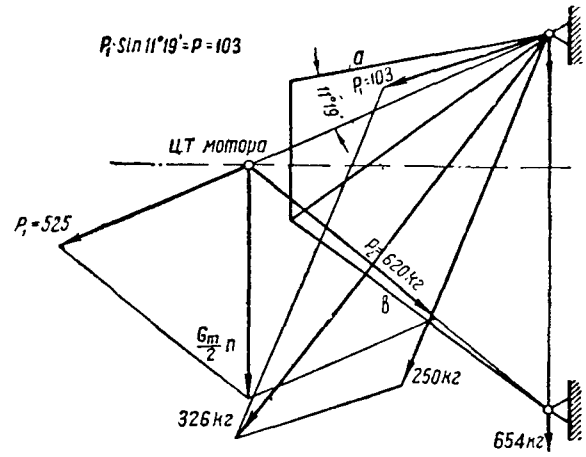
$$R_B = \frac{28{,}5 \cdot 1}{86{,}5} = 0{,}33 \text{ кг}$$
$$R_A = 0{,}67 \text{ кг}$$
$$R_7'' = 0{,}33 \text{ „}$$
$$R_7' = 1{,}40 \text{ „}$$
$$R''' = 4{,}42 \text{ „}$$
$$\text{Общая } R_7 = \mathbf{6{,}15} \text{ кг}$$
$$R_8' = 4{,}42 \text{ кг}$$
$$R_8'' = 4{,}25 \text{ „}$$
$$\text{Общая } R_8 = \mathbf{8{,}67} \text{ кг}$$
$$R_9' = 4{,}25 \text{ кг}$$
$$R_9'' = 4{,}25 \text{ „}$$
$$R_9 = 8{,}5 \text{ „}$$
$$R_{10} = 4{,}25 \text{ „}$$

Разнесение агрегатов по узлам фюзеляжа. Разносим вес моторной установки на узлы крепления моторной рамы.

Для построения диаграммы Кремоны необходимо, чтобы внешние силы, действующие на самолет, находились в равновесии.



Фиг. $14a_{15}$.



Фиг. $14b_{15}$.

Когда найдены силы, действующие на фюзеляж от крыла и мотора, то их уравновешивают воздушными силами, действующими на хвостовое оперение, и силами инерции, если движения неустановившиеся. Но прежде всего надо правильно разнести силы по узлам (по величине и направлению): силы, действующие от мотора, и силы от крыльев.

Для этого полученный вес раскладываем на два стержня a, b; полученное усилие исправляем на влияние угла наклона стержня:

$$P_1 \sin 11°19' = 103 \text{ кг};$$
$$P_1 = 525 \text{ кг}.$$

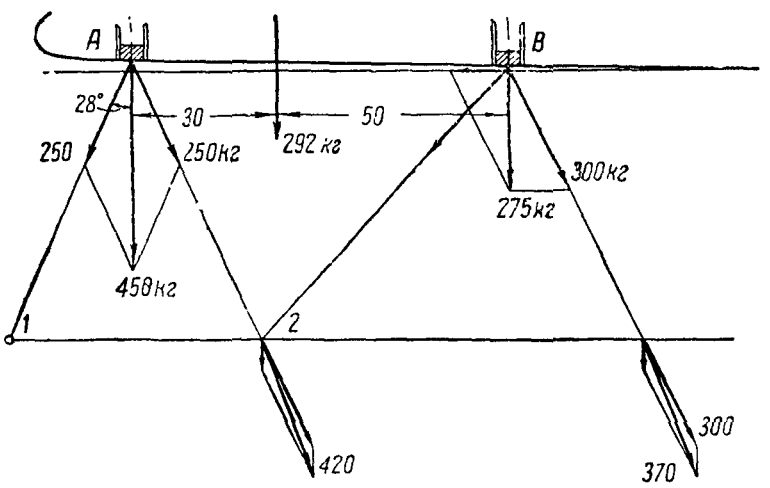
Равнодействующая в нижнем креплении моторной рамы равна 620 кг (фиг. $14b_{15}$).

Находим усилия в узлах от веса коробки крыла (фиг. $14c_{15}$).

Равнодействующую веса прикладываем в центр давления крыла и разносим обратно пропорционально плечам:

$$R_A = \frac{146 \cdot 50}{} = 91 \text{ кг},$$

$$R_B = 146 - 91 = 55 \text{ кг}.$$



Фиг. $14c_{15}$.

Учитывая перегрузку, получим соответственно:

$$91 \cdot 5 = 455 \text{ кг},$$

$$55 \cdot 5 = 275 \text{ кг}.$$

Усилие по стойкам центроплана определяем графически. От задней стойки все усилие передается на узел 2. Имеем силы по диагональной стойке 50 кг и по задней стойке — 55 кг; находим их равнодействующую, которую складываем с усилием, полученным от веса фюзеляжа в этом узле.

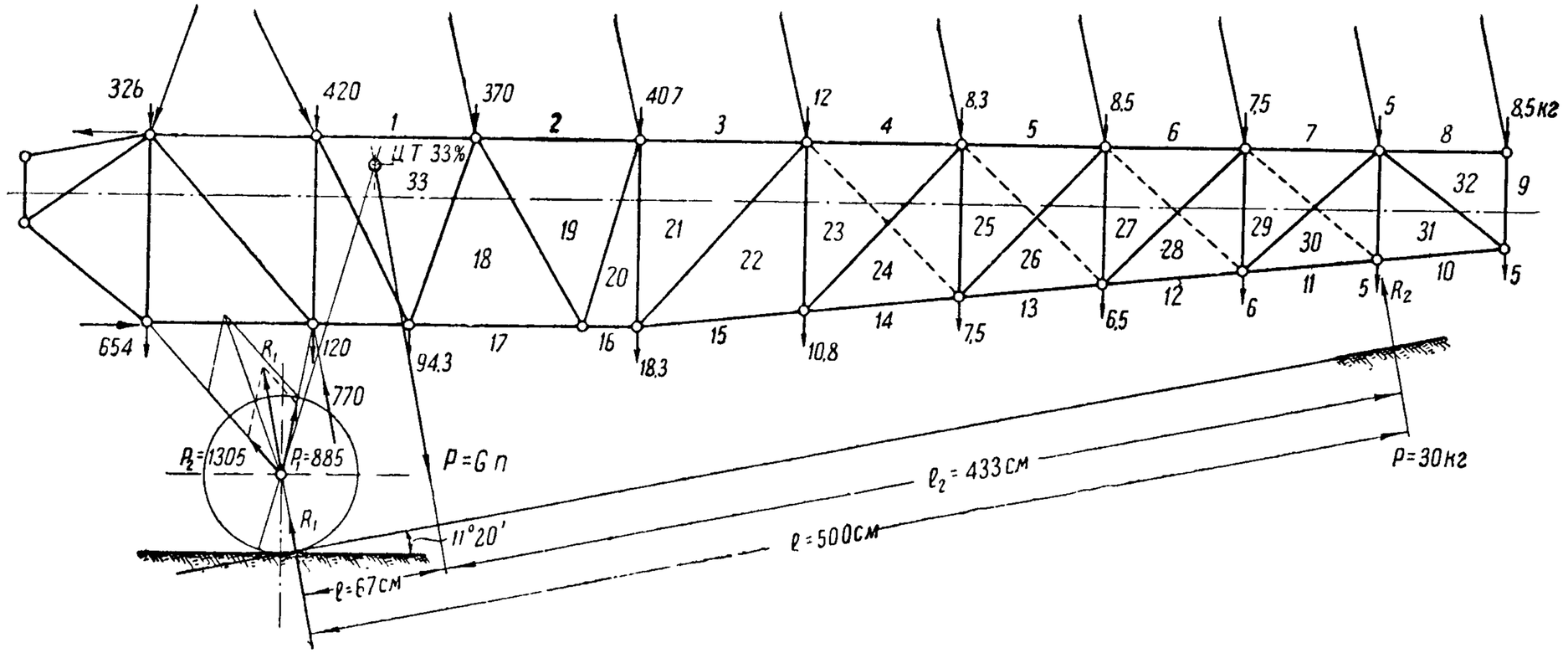
Определим центр тяжести самолета и составим табл. 2_{15}.

ТАБЛИЦА 2_{15}

Наименование	Px	x	P	z	Pz
Мотор	— 14 434	— 84,4	165,5	0	0
Винт	— 2 723	— 118,4	23	0	0
Арматура	— 1 340	— 40	33,5	0	0
Баки с бензином	6 695	65	103	+ 126	+ 12 978
Коробка крыльев	27 920	105	264	+ 30	7 920
Шасси	2 240	48,6	46	— 111	— 5 106
Вертикальное оперение	9 256	617,1	15	+ 78	1 170
Горизонтальное „	13 827,5	553	25	+ 34	850
Фюзеляж	11 875	263,5	45	— 1,1	— 49,5
Костыль	2 675	535	5	— 32	— 160
Доска	300	20	15	+ 40	600
Пилот	9 775	115	85	— 20	1 700
Летнаб	16 158	190	85	— 25	2 125
	82 204		920		143 775

$$x = \frac{P_1x_1 + P_2x_2 + P_3x_3 + \ldots}{P_1 + P_2 + P_3 + \ldots} = \frac{82\,204}{920} = 89{,}4 \text{ см}.$$

$$z = \frac{P_1z_1 + P_2z_2 + \ldots}{P_1 + P_2 + P_3 + \ldots} = \frac{14\,377{,}5}{920} = 15{,}6 \text{ см}.$$


326
420
370
40.7
12
8.3
8.5
7.5
5
8.5кг
1
2
3
4
5
6
7
8
9
ЦТ 33%
33
32
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
10
654
120
94.3
17
16
18.3
15
10.8
14
7.5
13
6.5
12
6
11
5
5
R_2
R_1
770
P_2=1305
P_1=885
P=G п
R_1
11°20'
ℓ_2 = 433см
ℓ = 500см
ℓ=67см
P=30кг

Фиг. 15$_{15}$.

Определяем реакции на костыль и шасси:

$$R_1 = \frac{G \cdot n \cdot l_2}{2l},$$

$$R_2 = \frac{G \cdot n \cdot l_1}{2l},$$

где n — коэфициент перегрузки, равный 5.

$$R_1 = \frac{920 \cdot 5 \cdot 133}{2 \cdot 500} = 1991{,}8 \text{ кг};$$

$$R_2 = \frac{920 \cdot 5 \cdot 67}{2 \cdot 500} = 308{,}2 \text{ кг}.$$

Проверка суммы узловых нагрузок дает $R_1 + R_2 = 2300$ кг (фиг. 15_{15}).[1]

Примерная диаграмма Кремоны дана в приложении.

Строим диаграмму Кремоны и определяем усилия в вертикальной ферме фюзеляжа, сведенные в табл. 3_{15}.

ТАБЛИЦА 3_{15}

Усилия в стержнях фюзеляжа при посадке на три точки

Обозначение стержня	Усилия кг	Обозначение стержня	Усилия кг
2—19	—1525	16—20	+1420
3—21	—1495	18—19	+ 20
4—23	—1330	19—20	+ 195
5—25	—1072	20—21	— 325
6—27	— 727	21—22	+ 265
7—29	— 285	22—23	— 230
8—32	+ 55	23—24	+ 390
9—32	— 205	24—25	— 305
10—31	— 262	25—26	+ 510
11—30	— 455	26—27	— 390
12—28	+ 165	27—28	+ 645
13—26	+ 615	28—29	— 475
14—24	+ 980	29—30	+ 825
15—22	+1250	30—31	— 785

На основании найденных усилий производится подбор стержней.

Пример 2. Определить графически усилия в стержнях того же фюзеляжа от действия вертикального оперения (случай *C*).

Указание. Расчетной будет хвостовая часть фюзеляжа, которую рассматриваем как консоль, защемленную у заднего лонжерона крыльев.

Пример 3. Найти усилия в горизонтальной и вертикальной ферме того же фюзеляжа в случае *C* по способу, изложенному в примере 4.

Пример 4. Рассчитать фюзеляж самолета АТ-1 от действия вертикального оперения, если все его данные приведены в примере 2_6.

1. Общее указание. Сила P_0 определяется по нормам прочности для вертикального хвостового оперения.

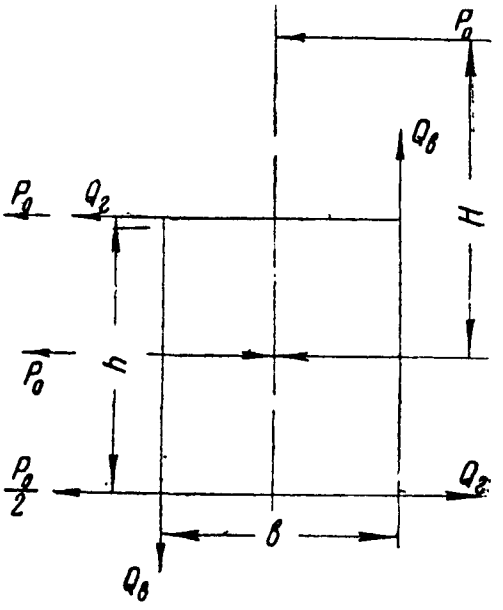
[1] В узлах перегрузка не учтена.

Момент, приходящийся на концевое сечение (фиг. 16_{15}), погашается двумя парами — горизонтальной $Q_г h$ и вертикальной $Q_в h$, причем момент между этими парами распределяется пропорционально жесткостям стержней (жесткость фермы будет известна при определении прогибов).

В первом приближении принимают, что момент в сечении распределяется целиком на горизонтальные фермы и потом целиком на вертикальные фермы. Тогда, производя перенос силы P_0 по правилам механики параллельно самой себе в центр тяжести заднего отсека сечения фюзеляжа, прибавляют к верхней горизонтальной плоскости половину перерезывающей силы $\frac{P_0}{2}$, а от нижней горизонтальной фермы отнимают $\frac{P_0}{2}$.

Построив диаграмму Кремоны и определив усилия в вертикальной и горизонтальной фермах хвостовой части фюзеляжа, рассчитывают поперечные рамы как однажды статически неопределимые системы.

Ввиду того что поперечный концевой раскос влияет очень сильно на распределение крутящего момента, следует в окончательных расчетах руководствоваться английским методом расчета фюзеляжа на кручение, который и изложен в нашем примере.



Фиг. 16_{15}.

2. *Расчет на кручение.* Крутящий момент $M_{кр} = P_0 \cdot H$ заменяем действием на ферму фюзеляжа двух моментов: горизонтального момента $Q_г \cdot h$ и вертикального $Q_в \cdot b$, т. е. $M_{кр} = M_в + M_г$.

Задача сводится к распределению момента между горизонтальными и вертикальными фермами. Распределение моментов произойдет пропорционально жесткости ферм по следующей формуле:

$$\frac{M_в}{M_г} = \frac{b^2\left(\Sigma x_2 + \Sigma x_3\right)}{2h^2 \Sigma x_1}; \qquad (8_{15})$$

где

$$\Sigma x_1 = \Sigma \frac{k_1^2 l}{F_1}, \qquad (9_{15})$$

k_1 — коэфициент от единичной нагрузки в раскосах вертикальной фермы фюзеляжа, получаемой из диаграммы Кремоны,

l — длина этих раскосов

и F_1 — площадь сечения.

$$\Sigma x_2 = \Sigma \frac{k_2^2 l_2}{F_2};$$

$$\Sigma x_3 = \Sigma \frac{k_3^2 l_3}{F_3};$$

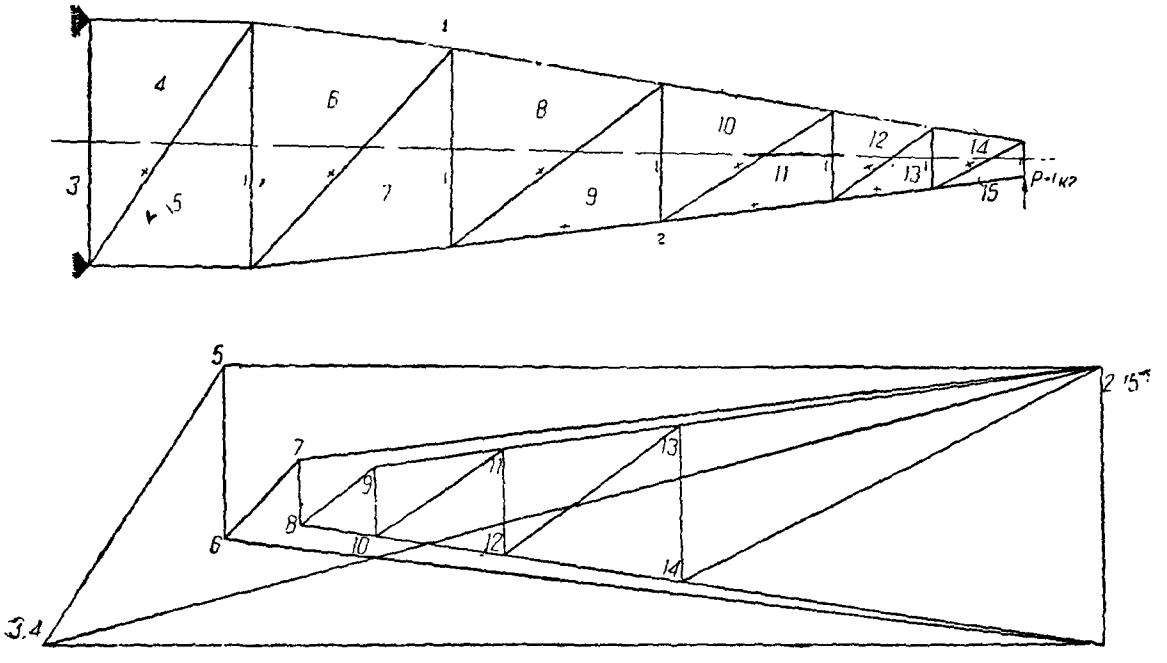
k_2 — коэфициент от единичной нагрузки в раскосах верхней и k_3 — нижней горизонтальной фермы;

l_2 и l_3 — длины этих раскосов и F_2 и F_3 — площади сечения.

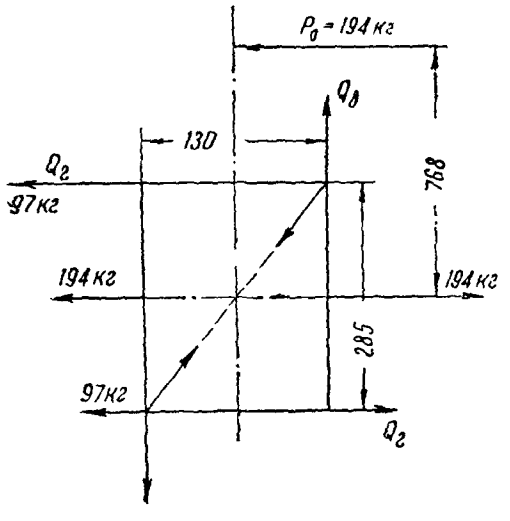
При проведении расчета принимаем следующие положения: а) закрепление фюзеляжа в поперечной плоскости жесткое; б) поперечные сечения фюзеляжа пря-

моугольные; в) поперечные раскосы в расчет не вводятся ввиду их малого влияния на величины $Q_в$ и $Q_г$.

Для определения коэфициентов от единичной нагрузки в стержнях строят диаграмму Кремоны для горизонтальных и вертикальных ферм (фиг. 17_{15}).



Фиг. 17_{15}.



Фиг. 18_{15}.

Определение действительных усилий производится обычным методом:

$$\Sigma x_1 = 93{,}7; \quad \Sigma x_2 = 50{,}85; \quad \Sigma x_3 = 64{,}51;$$

$$\Sigma x_2 + \Sigma x_3 = 115{,}36.$$

По формуле (8_{15}) найдем:

$$\frac{M_в}{M_г} = \frac{130^2 \cdot 115{,}36}{2 \cdot 285 \cdot 93{,}7} = \frac{1\,950\,000}{30\,400\,000} = 0{,}064.$$

Схема моментов дана на фиг. 18_{15}.

$$M_г + M_в = M_{об} = 194 \cdot 767{,}5 = 14\,900 \ кгсм.$$

$$\frac{M_в}{M_г} = 0{,}064; \quad M_в = M_г \cdot 0{,}064;$$

$$1{,}064 \cdot M_г = 14\,900; \quad M_г = \frac{14\,900}{1{,}064} = 14\,000 \ кгсм.$$

$$Q_в = \frac{M_в}{b} = 14\,900 - 14\,000 = 900 \ кгсм.$$

$$Q_в = \frac{M_в}{b} = \frac{9000}{130} = 69{,}2 \ кг; \quad Q_г = \frac{M_г}{h} = \frac{14\,000}{285} = 491 \ кг.$$

Определение усилий в стержнях производится на основании диаграмм Кремоны.

Пересчет коэфициентов от единичных нагрузок в элементах ферм на фактические усилия от действующих сил $Q_г$ и $Q_в$ произведен в табл. 4_{15}, 5_{15}.

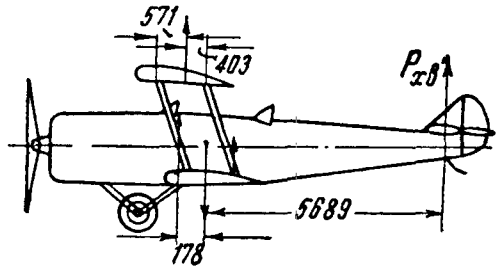
ТАБЛИЦА 4_{15}

Наименование стержня	Усилия k в стержнях от $P_1 = 1$ *кг*	Длина l стержня *мм*	Диаметр стержня *мм*	Площадь сечения стержня F *мм*^{2}	$\frac{k^2 l}{F}$	Усилия в стержне от $P_0 = 69{,}2$ *кг* *кг*
1— 6	+3,32	605	—	—	—	230
1— 8	+2,91	755	—	—	—	202
1—10	+2,4	575	—	—	—	166
1—12	+1,76	570	—	—	—	122
1—14	+1,0	380	—	—	—	69,2
1—16	0	120	—	—	—	0
2—16	—1,0	285	—	—	—	27,65
2—15	—0,4	320	—	—	—	27,65
2—13	—1,465	350	—	—	—	101,5
2—11	—2,215	595	—	—	—	156
2— 9	—2,62	760	—	—	—	181,5
2— 7	—3,15	705	—	—	—	218
2— 5	—3,805	580	—	—	—	264
4— 5	—0,67	805	16×14	47,12	7,65	46,4
5— 6	+1,47	880	18×16	53,41	35,6	101,8
6— 7	—0,47	875	16×14	47,12	4,1	32,6
7— 8	+0,51	810	16×14	47,12	4,45	35,3
8— 9	—0,605	780	16×14	47,12	6,05	41,9
9—10	+0,44	695	16×14	47,12	2,84	30,45
10—11	—0,455	550	16×14	47,12	2,405	31,4
11—12	+0,675	580	16×14	47,12	5,59	46,7
12—13	—0,66	405	16×14	47,12	3,73	45,6
13—14	+0,95	370	18×16	53,41	6,25	65,7
14—15	—1,13	380	18×16	53,41	9,1	78
15—16	+1,03	300	18×16	53,41	5,96	71,2

3. Расчет на изгиб. Каждая горизонтальная ферма будет воспринимать усилие

$$\frac{P_0}{2} = \frac{194}{2} = 97 \text{ кг}.$$

Усилия в элементах горизонтальных ферм от действия сил $\frac{P_0}{2}$ будут суммироваться с усилиями, полученными от действия сил $Q_г$.



Фиг. 19_{15}.

Суммирование произведено в табл. 4_{15} и 5_{15} на основании данных, полученных по диаграмме Кремоны. По полученным усилиям оказалось, что расчетными в случае $Нз_ф$ являются только раскосы и стойки горизонтальных ферм.

Пример 5. Уравновесить ферму фюзеляжа самолета (фиг. 19_{15}) для расчета ее на случай $A_ф$, если известно, что вес в полете равен 1755 *кг*, вес коробки крыльев 293 *кг*, размах верхних крыльев 12,060 *м*, размах нижних крыльев (с центропланом) 12,900 *м*.

ТАБЛИЦА 5_{15}

Усилия в стержнях от P_0=97 кг	Наименование стержня	Усилия k от $P_1 = 1$ кг	Длина l стержня мм	Диаметр стержня мм	Площадь сечения стержня F, мм²	$\frac{k^2 l}{F}$	Усилия в стержнях от P=491 кг кг	Фактический диаметр стержней мм
362	1— 4	±3,735	570	—	—	—	1865	—
320	1— 6	±3,118	700	—	—	—	1530	—
276	1— 8	±2,85	755	—	—	—	1410	—
252	1—10	±2,6	610	—	—	—	1280	—
208	1—12	±2,14	352	—	—	—	1050	—
145	1—14	±1,5	330	—	—	—	736	—
97	1—15	±1,0	130	—	—	—	491	12×14
—	2—15	0	330	—	—	—	0	—
145	2—13	±1,5	352	—	—	—	736	—
208	2—11	±2,14	610	—	—	—	1050	—
252	2— 9	±2,6	755	—	—	—	1280	—
276	2— 7	∓2,85	700	—	—	—	1410	—
318	2— 5	∓3,1	570	—	—	—	1525	—
113,5	3— 4	0	880	—	—	—	0	—
116,5	4— 5	∓1,2	1050	18×16	53,41	28,4	590	22×20
60,5	5— 6	±0,625	880	—	—	—	307	16×14
37,8	6— 7	±0,39	1060	16×14	47,12	3,36	192	18×16
23,3	7— 8	±0,24	710	—	—	—	118	14×12
33	8— 9	±0,34	960	16×14	47,12	2,34	167	16×14
25,2	9—10	∓0,26	500	—	—	—	122,8	14×12
54,3	10—11	±0,56	730	16×14	47,12	4,85	275	14×12
37,8	11—12	∓0,39	320	—	—	—	192	14×12
76	12—13	±0,785	445	16×14	47,12	5,81	386	14×12
55,4	13—14	∓0,57	220	—	—	—	280	12×14
163	14—15	±1,68	370	18×16	53,41	19,75	825	16×14

Учитывая взаимное влияние крыльев коэфициентом в 11/9, имеем нагрузку на 1 *пог. м*:

а) Нижнего крыла:

$$q_н = \frac{1755 : 2}{11/9\,(6{,}03 - 0{,}25 \cdot 1{,}760) + 6{,}45 - 0{,}25 + 1{,}760} =$$

$$= \frac{1755 \cdot 9}{2\,(61{,}49 + 54{,}09)} = 68{,}4 \text{ кг}.$$

б) Верхнего крыла:

$$q_в = 68{,}4 \cdot 11/9 = 83{,}6 \text{ кг}.$$

Нагрузка на всю верхнюю плоскость:

$$83{,}6 \cdot (12{,}06 - 2 \cdot 1{,}76) + 2 \cdot 1{,}76 \cdot \frac{83{,}6 - 83{,}6/2}{2} = 934 \text{ кг}.$$

в) Нагрузка на всю нижнюю плоскость:

$$68{,}4 \cdot (12{,}9 - 2 \cdot 1{,}76)\ 68{,}4 \cdot\ (12{,}9 - 2 \cdot 1{,}7) + 2 \cdot 1{,}76 + \frac{68{,}4 + \frac{68 \cdot 4}{2}}{2} = 822 \text{ кг}.$$

Считая реакцию воздушного потока расположенной для случая A на треть глубины крыла (считая от передней кромки), имеем:

г) Нагрузки на лонжероны верхних крыльев:

$$P_{в.\ п} = \frac{934 \cdot 603}{945} = 595\ кг;$$

$$P_{в.\ з} = \frac{934 \cdot 342}{945} = 338\ кг.$$

д) Нагрузки на лонжероны нижних крыльев (по фиг. 19_{15}):

$$P_{н.\ п} = \frac{830 \cdot 603}{945} = 526\ кг;$$

$$P_{в.\ з} = \frac{830 \cdot 342}{945} = 296\ кг.$$

Вся нагрузка 1755 *кг*.

е) Определяем усилие, приложенное на хвост P_x.

Сумма моментов всех сил относительно центра тяжести равна нулю:

$$595 \cdot 0{,}571 + 526 \cdot 0{,}178 - 338 \cdot 0{,}403 - 296 \cdot 0{,}767 + P_{хв} \cdot 5{,}689 = 0;$$

$$P_{хв} = \frac{-595 \cdot 0{,}571 + 526 \cdot 0{,}178 - (338 \cdot 0{,}403 + 296 \cdot 0{,}767)}{5{,}689} =$$

$$= \frac{-340 + 93{,}5 - 136 - 227}{5{,}689} = \frac{70{,}5}{5{,}689} = 12{,}5\ кг.$$

Сила направлена вверх.

Для соблюдения условия статического равновесия $\Sigma P = 0$ прикладываем к верхним лонжеронам две силы, в сумме равные 12,5 *кг*, но обратные по направлению хвостовой реакции, т. е. направленные вниз.

На передний лонжерон

$$P_1 = \frac{12{,}5 \cdot 403}{974} = 5\ кг.$$

На задний лонжерон

$$P_2 = \frac{12{,}5 \cdot 571}{974} = 7{,}5\ кг.$$

Тогда окончательно реакции будут составлять (в *кг*):

на передний верхний лонжерон	590
„ задний „ „	330
„ передний нижний „	526
„ задний „ „	296
„ хвост	12,5

ж) Тяга двигателя

$$P = \frac{75 \cdot N}{V},$$

где

$$V = \frac{220\,000}{60 \cdot 60} = \frac{2200}{36} = 61{,}1\ м/сек;$$

$$P = \frac{75 \cdot 400}{61{,}1} = 491\ кг;$$

$$2P = 491 \cdot 2 = 982\ кг.$$

Вследствие расположения оси двигателя на 0,0315 *м* выше центра тяжести получается момент:

$$2 \cdot 491 \cdot 0{,}0315 = 2 \cdot 155\ кгм = 31\ кгм,$$

что соответствует усилию на хвост

$$p = \frac{31}{5{,}689} \approx 5{,}5 \text{ кг}.$$

Окончательно хвостовая реакция: $12{,}5 - 5{,}5 = 7$ *кг*.

Реакции лонжеронов переднего верхнего крыла:

$$590 - \frac{5{,}5 \cdot 403}{974} = 587{,}5 \text{ кг};$$

заднего крыла:

$$330{,}5 - \frac{5{,}5 \cdot 571}{974} = 327{,}5 \text{ кг}.$$

Вращающий момент

$$M = \frac{75 \cdot N}{2\pi \cdot n},$$

где $n = \frac{1700}{60} = 28{,}3$ — число оборотов в 1 сек.

$$M = \frac{75 \cdot 400}{2\pi \cdot 28{,}3} = 170 \text{ кгм/сек}.$$

Плечо момента 0,432 *м*.

Нагрузка от вращательного момента (фиг. 20_{15})

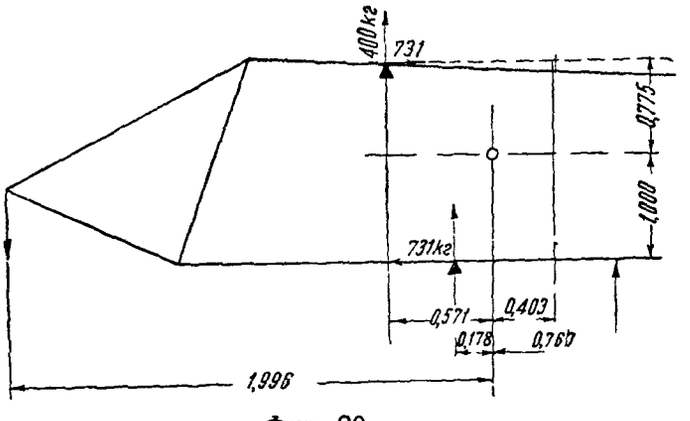
$$P' = \frac{170}{0{,}432} \approx 400 \text{ кг};$$

$$2P' = 800 \text{ кг}.$$

Уравновешиваем эту нагрузку: во-первых, приложением вертикальных реакций на передние лонжероны по 400 *кг*; во-вторых, приложением к тем же лонжеронам пары с плечом 1,75 *м*, равным

$$800 \cdot 1{,}996 + 400 \cdot 0{,}571 + 400 \cdot 0{,}178 + X \cdot 1{,}775 = 0;$$

$$X = \frac{400(2 \cdot 1{,}996 - 0{,}571 - 0{,}178)}{1{,}775} = \frac{3{,}243}{1{,}775} \cdot 100 = 731 \text{ кг}.$$



Фиг. 20_{15}.

Силу тяги мотора 942 *кг* также уравновешиваем горизонтальными реакциями, приложенными к тем же лонжеронам — X верхнему и X нижнему — и направленными назад.

$$X_в + X_н = 942 \text{ кг}; \quad \frac{X_в}{X_н} = \frac{1{,}000}{0{,}775},$$

откуда

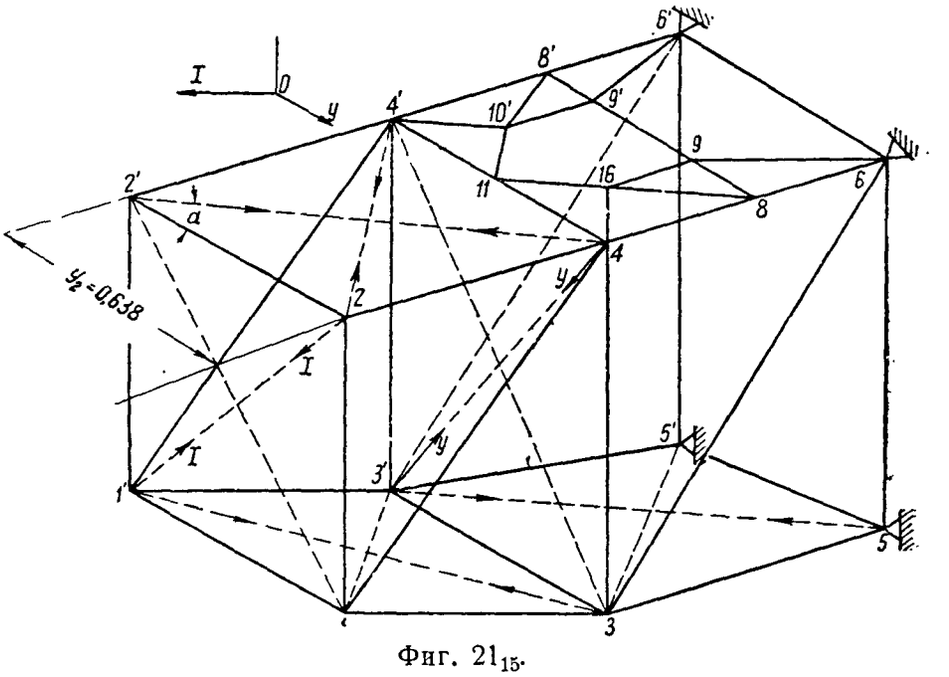
$$X_в = \frac{942}{1{,}775} = 530 \text{ кг},$$

$$X_н = 530 \cdot 0{,}775 = 412 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 6_{15}

Нагрузки, приложенные к узлам для случая A с шестикратной перегрузкой (для одной вертикальной фермы)

Узел	Вертикальная нагрузка кг	Расчет вертикальной нагрузки	Горизонтальная нагрузка кг
1— 2	40	$\frac{24}{2} \cdot 6 - \frac{12{,}5}{2} \cdot 6 + 5{,}5$	4
2— 6	66	$\frac{22}{2} \cdot 6$	5,4
6—10	15	$\frac{5}{2} \cdot 6$	1,5
10—14	18	$\frac{6}{2} \cdot 6$	1,8
		и т. д.	



Фиг. 21_{15}.

После нахождения узловых нагрузок строится диаграмма Кремоны.

Пример 6. Характеристика одноместного самолета следующая. Вес в полете 1280 *кг*, площадь крыльев 22,73 $м^2$, вес крыльев 180 *кг*, площадь верхнего крыла 13,4 $м^2$. Рассчитать на случай $E_ф$ среднюю часть фюзеляжа, перспективная схема которого дана на фиг. 21_{15}.

При посадке на одно колесо по нормам назначена перегрузка $n = 12$.

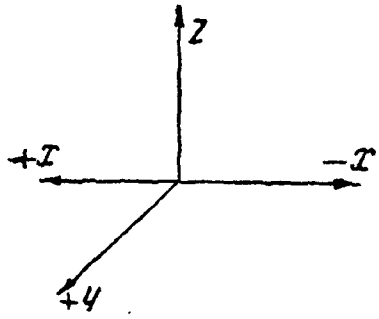
а) Общий ход решения представляется в следующем виде:

1. Составляется табл 7_{15} узловых нагрузок по трем осям координат от внешних подходящих сил и грузов, расположенных внутри средней части фюзеляжа, и система уравновешивается.

ТАВЛИЦА 7_1

Наименование нагрузки и стержня	Узлы кг											
	1			2			3			4		
	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
Крылья												
Мотоустановка												
Баки с горючим												
Пулемет												
Ящик с патронами . . и т. д.												
Итого по узлам												

2. Производится преобразование сложной пространственной фермы к простейшему виду с минимальным числом лишних стержней.



Фиг. 22_{15}.

3. Определяется порядок статической неопределимости.

4. Расчленяется пространственная система на четыре плоскостные фермы.

5. Определяются узловые усилия в рамках с лишними связями при нулевой и единичной силе, придерживаясь общепринятого порядка решения.

6. Производится уравновешивание узлов от сил X, Y и Z.

7. Решаются плоскостные фермы способом диаграммы Кремоны или Риттера для состояния S_0 и S_1, т. е. при нулевой и единичной силе.

8. Составляется таблица для подсчета действительных узловых усилий.

9. Решаются расчлененные фермы от действительных узловых нагрузок.

10. Подбираются размеры стержней.

На среднюю часть фюзеляжа 4′—4, 6—6′; 3—3′, 5—5′ действуют нагрузки от: 1) шасси, 2) центроплана, 3) коробки крыльев, 4) мотоустановки, 5) баков и 6) хвостового оперения.

Угол направления сил равен 16° как посадочный.

Составляем таблицу узловых нагрузок от внешних сил и реакций, указывая знаки по схеме фиг. 22_{15}.

Проверив равновесие всей системы при отброшенной хвостовой части и мотоустановке, составляем табл. 8_{15} суммарных усилий в узлах фюзеляжа.

ТАБЛИЦА 8_{15}

Сумма усилий	Узлы							
	1	1′	2	2′	3	3′	4	4′
X								
Y								
Z								

б) Расчет пространственной фермы средней части фюзеляжа.

Преобразуем стержневую систему (фиг. 21_{15}), заменяя 4—4′ 6—6′ аналогичным 3—3′, 5—5′, т. е. с одной диагональю.

Проверка статической определимости пространственной системы по уравнению

$$k = 3n - 6, \qquad (10_{15})$$

где k — число стержней и n — число узлов, дает:

число узлов	12
„ горизонтальных стержней 2 · 6 . .	12
„ стоек	4
„ боковых жестких диагоналей . . .	4
„ расчалок 6 · 2	12
Всего стержней 12 + 4 + 4 + 12 . .	32

По уравнению (10_{15}) должно быть:

$$k = 3 \cdot 12 - 6 = 30,$$

т. е. число лишних стержней в преобразованной ферме на 2 больше; таким образом систему считаем дважды статически неопределимой.

в) Расчет пространственной фермы средней части фюзеляжа.

За лишние неизвестные принимаем поперечные расчалки 2 — 1′ и 4 — 3′.

Единичное усилие в ленте 2 — 1′ разложим по передней вертикальной рамке 1 — 1′, 2 — 2′ (фиг. 23_{15}).

$$S_{2-2'} = 0;$$

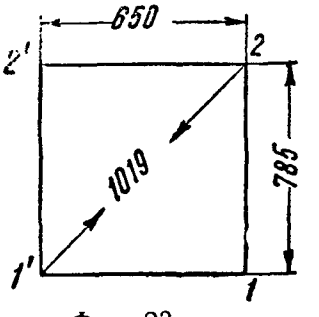
$$S_{1'-1} = 0;$$

$$Y_2 = 0{,}638;$$

$$Y_1' = 0{,}638;$$

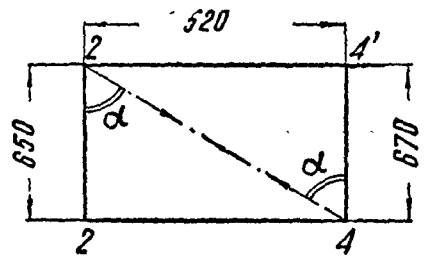
$$S_{2-1} = \frac{785}{1019} = -0{,}77;$$

$$Z_{1'} = +0{,}77.$$



Фиг. 23_{15}.

Усилие по ленте верхней рамки 2′4′2 4 (фиг. 24_{15}).



Фиг. 24_{15}.

$$\cos\alpha = X = \frac{650}{840} = 0{,}776;$$

$$S_{4-2'} = \frac{+0{,}638}{0{,}786} = 0{,}812;$$

$$S_{2'-4'} = -0{,}618; \quad S_{4-2} = 0;$$

$$Y_{4-4'} = -0{,}638;$$

$$Y_{2-2'} = 0{,}638.$$

Найдем усилия в элементах вертикальной рамки 3 — 3′ 4′—4 от силы, равной 1 (фиг. 25_{15}):

$$\cos\alpha = \frac{705}{1139} = 0{,}619.$$

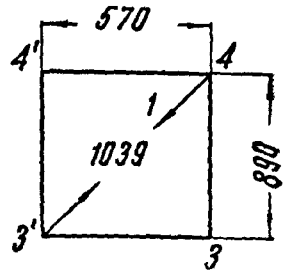
Усилие по ленте 4 — 3′;

$$Y_{4-3'} = 0{,}619;$$

$$S_{3-3'} = -0{,}619;$$

$$S_{4-3} = 0{,}786;$$

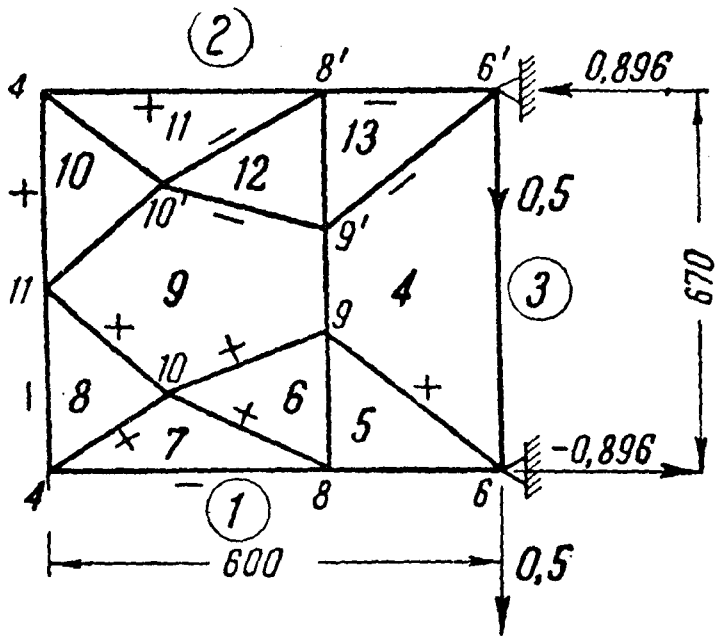
$$Z_{3'-4'} = +0{,}786.$$



Фиг. 25_{15}.

Найденные единичные усилия в стержнях прикладываем к плоским фермам и решаем их графически в такой последовательности:

1. Единичная сила $Y_2 = 0{,}638$, действующая в стержне 2 — 2′, вызовет единичные реакции R_6 и R_6' в верхней ферме 4 — 4′, 6 — 6′ (фиг. 26_{15}).



Фиг. 26_{15}.

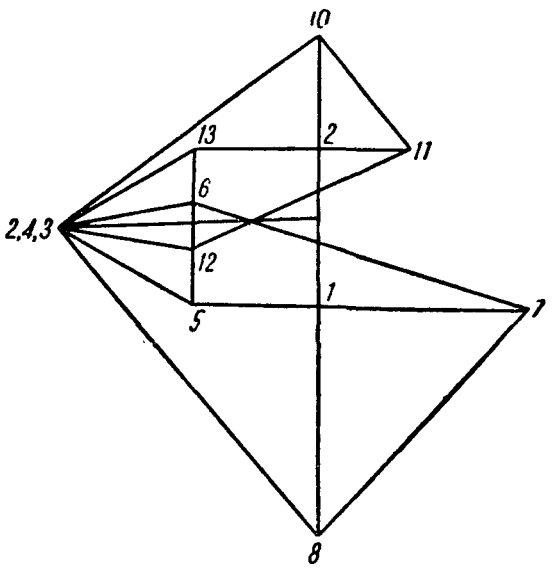
Проверяя статическую определимость этой фермы по уравнению $k = 2n - 3$, получим тождество $19 = 2 \cdot 11 - 3$, т. е. имеем основание применить диаграмму Кремоны (фиг. 27_{15}).

В результате найдем:

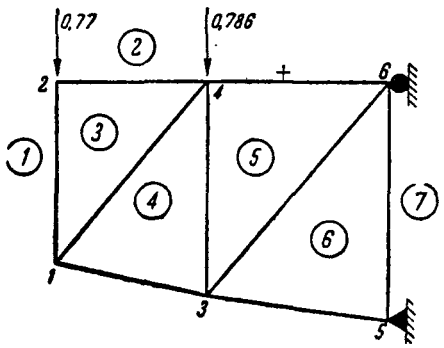
$$R_6 = -0{,}896; \qquad R_{6'} = +0{,}869$$

и составим таблицу единичных усилий в стержнях.

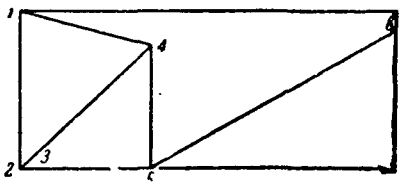
2. Единичные усилия 0,77 и 0,786, полученные решением рамок 1—1′, 2—2′ и 3—3′, 4—4′, прикладываем в узлах 2 и 4 боковой фермы 1—1′, 2—2′ (фиг. $28a_{15}$); построением диаграммы Кремоны будут найдены единичные усилия во всех ее элементах (фиг. $28b_{15}$).



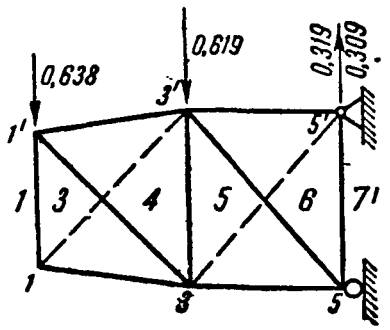
Фиг. 27_{15}.



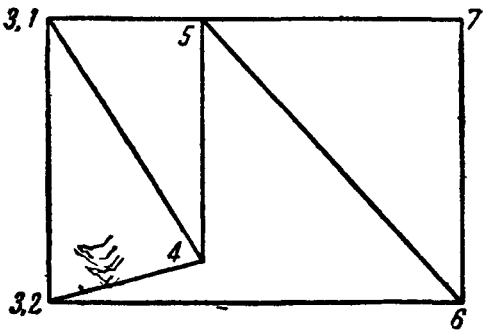
Фиг. $28a_{15}$.



Фиг. $28b_{15}$.



Фиг. 29_{15}.



Фиг. 30_{15}.

3. Таким же способом, прикладывая единичные усилия $Y_2 = 0{,}638$ и $Y_{4-3'} = 0{,}619$ в узлах нижней боковой фермы 1 — 1′, 3 — 3′, 5 — 5′ (фиг. 29_{15}), найдем усилия в ее составляющих и построим диаграмму (фиг. 30_{15}).

г) Уравновешиваем верхнюю ферму от сил Y (фиг. 31_{15} и 32_{15})

$$\Sigma M_{6'} = (688 - 269)\,1{,}12 + (615 + 349) \cdot 0{,}6 = 470 + 578 = 1048 \text{ кгм}.$$

$$R^x_6 = \frac{1048}{0{,}67} = 1570; \quad R^x_{6'} = -1570; \quad R^y{}_6' = -692; \quad R^y{}_6 = -692.$$

д) Уравновешиваем нижнюю ферму от сил Y (фиг. 33_{15}).

$$\Sigma M_5' = (1240 + 482)\,1{,}12 + (1409 + 708)\,0{,}6 = 1930 + 670 = 2600 \text{ кгм};$$

$$R_5{}^x = \frac{2600}{0{,}74} = 3520 \text{ кг};$$

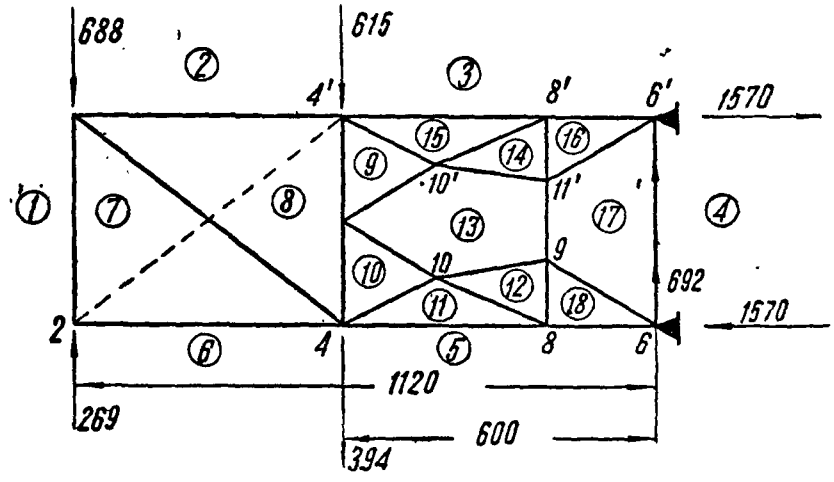
$$R^y{}_{5'} = -2839 \text{ кг}.$$

е) Уравновешиваем переднюю боковую ферму от сил Z и X (фиг. 34 и 35_{15}):

$$\Sigma M_6 = (3963 - 600)\ 1{,}12 - (56 + 773)\ 0{,}6 = +4260;$$

$$P_x^5 = \frac{4260}{0{,}895} = -4730;$$

$$P_x^6 = +3314\ P_6 = -2534.$$



Фиг. 31_{15}.

ж) Уравновешиваем заднюю боковую ферму от сил Z и X.

$$\Sigma M_{6'} = -(713 - 81)\ 1{,}12 + (160 + 73)\ 0{,}6 = 567;$$

$$P_{,}^{x} = \frac{567}{0{,}891} = 4730;$$

$$P_6^x = -997;$$

$$P_{6'} = 399.$$

Решаем плоские фермы от найденных действительных сил построением диаграммы Кремоны согласно фиг. 32, 34, 35_{15}.

Для облегчения подсчетов усилия S_0, S_1, S_2 приведены в табл. 9_{15}.

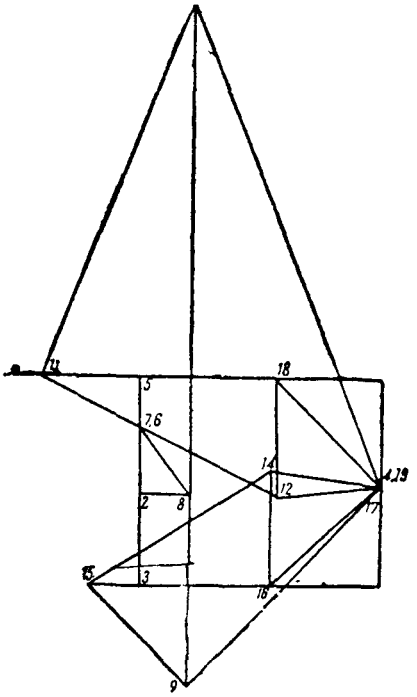
$$[2 - 1' \text{ и } 4 - 3'\ (X \text{ и } Y)].$$

Во всех предыдущих расчетах усилия отброшенных стержней определяются на основании уравнений:

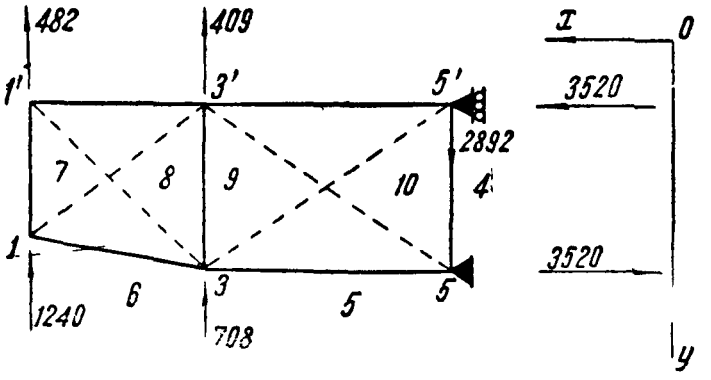
Название стержня	Длина, *см*	$см^2$	$\frac{l}{F}$	S_0	S_1	S_2	$S_0 S_1$	$S_0 S_2$	S^1_2
Верхний правый лонжерон и т. д. $1' - 4'$, $4' - 8'$, $8' - 6'$									

$$\sum_0 \cdot 1 \cdot \frac{l}{F} + XZS \cdot 1^2 \cdot \frac{l}{F} + Y \cdot 1 \cdot S^2 \frac{l}{F} = 0;$$

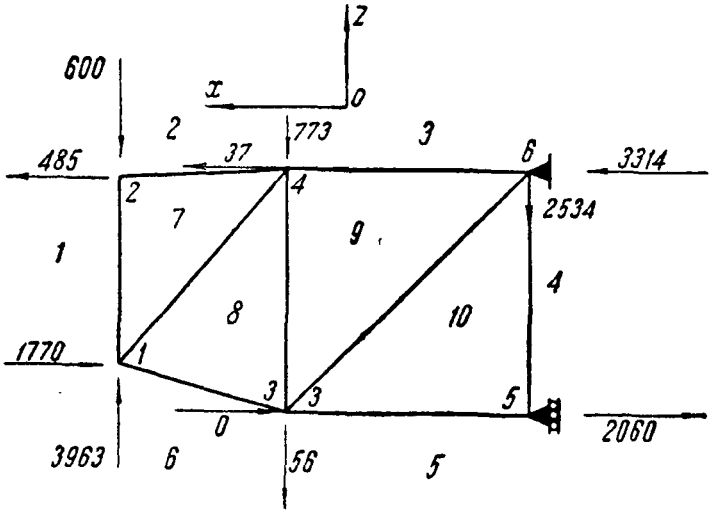
$$S_2 \frac{l}{F} + YS_2^2 + X \cdot 1 \cdot S^2 \frac{l}{F} = 0.$$



Фиг. 32_{15}.



Фиг. 33_{15}.



Фиг. 34_{15}.

ТАБЛИЦА 9_{15}

S_1S_2	$S_0S_1\frac{l}{F}$	$S_0S_2\frac{l}{F}$	$S_0^2\frac{l}{F}$	$S_2^2\frac{l}{F}$	$S_1S_2^2\frac{l}{F}$	$S_{\text{действ}}$	$S_0+S_1+S_2$
	Итого	−8 800 710	−5 75 8 0	+4426	+2219	1740	

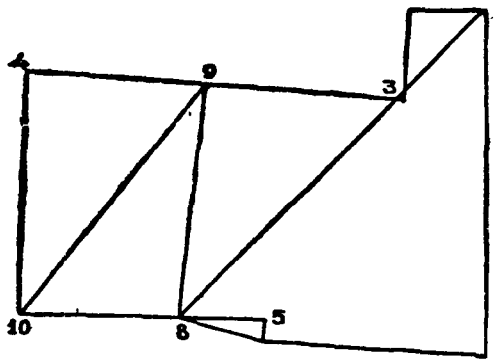
Подставив найденные табличные значения S_2, S_1, длины стержней и заданные площади F, получим:

$$-8\,800\,710 + 4426 \cdot X + 1740;\ Y = 0;$$
$$-5\,755\,850 + 1740 \cdot X + 2214;\ Y = 0;$$
$$-4\,535\,000 + 1370 \cdot X + 1740;\ Y = 0;$$

$$X = 1397,\ Y = 1501.$$

з) Подбор труб

Подбор труб может быть выполнен или по опытным графикам „Справочной книги по расчету самолета на прочность" или по формуле Джонсона. В таком случае для трубы критическая сила будет найдена:



Фиг. 35_{15}.

$$P_{кр} = pF - \frac{p^2F^2L^2}{4\pi^2 \cdot c_1E \cdot Y}.$$

Подстановка дает:

$$2600F - \frac{2600^2\,F^2L^2}{4\pi^2 \cdot 2{,}2 \cdot 10^6 \cdot Y} =$$
$$= 2600F - 0{,}043F^2\frac{L^2}{Y}.$$

Для трубы 27/24:

$F = 5{,}725 - 4{,}520 = 1{,}2$ *см*^{2};

$p = 0{,}049\,(53 - 33) = 0{,}98$;

$P_{кр} = 3125 - 0{,}0631L^2_p$.

По этой формуле найдем:

Стержень 1—2:

$$L_p = 75{,}8\ см;\ P_{кр} = 3125 - 364 = 2761\ кг.$$

Стержень 3—4:

$$L_p = 86{,}8;\ P_{кр} = 3125 - 476 = 2649\ кг.$$

Стержень 4—11:

$$L_p = 30{,}8;\ P_{кр} = 3125 - 60 = 3065\ кг.$$

и т. д.

§ 4_{15}. ТАБЛИЦА РАСЧЕТНЫХ УСИЛИЙ И ПОДБОР СТЕРЖНЕЙ

В результате определения усилий по стержням в случаях, указанных нормами, составляется сводная табл. 10_{15} расчетных усилий следующего вида:

ТАБЛИЦА 10_{15}

Название стержня	№ стержня	$E_ф$	C	$H_{ф3}$	H^n	$A_ф$	$E_ф'$
Верхний лонжерон	2—3 6—7 10—11 и т. д.						

По наибольшему найденному усилию для данного стержня и должен быть произведен подбор сечений и установлены размеры стержней.

Для сварного фюзеляжа из углеродистых труб марки *М* расчет растянутых стержней ведется по формуле:

$$F_{ст} = \frac{P}{3500}, \qquad (11_{15})$$

где $F_{ст}$ — потребная площадь сечения в $см^2$;

P — расчетное усилие, а 3500 $кг/см^2$ — разрушающее напряжение на разрыв (учитывая сварку) и в случаях сжатия берется 4000 — 4500 $кг/см^2$.

Расчет сжатых стержней ведется по формулам Джонсона, Тетмайера и Эйлера. По первым двум расчет производится, если $\frac{l}{\rho} < 90$, а по Эйлеру тогда, когда $\frac{l}{\rho} > 90$.

Формула Джонсона:

$$K_{доп} = k_{сж} - \frac{k_{сж}^2 \left(\frac{l}{\rho}\right)}{4\pi^2 KE}. \qquad (12_{15})$$

Формула Тетмайера:

$$K_{доп} = k_{ж} \left(1 - aK\frac{l}{\rho}\right). \qquad (13_{15})$$

Формула Эйлера:

$$P_{кр} = k_{сж}\frac{\pi^2 \cdot EI}{l^2}, \qquad (14_{15})$$

где $k_{сж}$ — разрушающее напряжение материала стальных труб, принятое равным 4000 $кг/см^2$.

В формулах Эйлера и Джонсона K — коэфициент, учитывающий способ закрепления концов сжатого стержня, принятый равным 2 для труб, заделанных по концам. Этот же коэфициент для формулы Тетмайера равен $\frac{1}{2}$ и $a = 0{,}02$.

Подбор труб может быть произведен и по опытным графикам.

Расчалка рассчитывается по техническим условиям УВВС с увеличением усилия на 30% для учета ослабления в месте крепления.

Согласно проведенному расчету в примере 6 составляется табл. 11_{15} размеров стержней.

При расчете деревянного фюзеляжа учитывается влияние части фанеры, непосредственно прилегающей к сосновой рейке и фанерной полке. Напряжение берется для фанеры:

на растяжение параллельно волокнам внешних слоев	600	$кг/см^2$
перпендикулярно к ним	350	„
для сосны: растяжение	700	„
сжатие	400	„
k по Тетмайеру	450	„
a „ „	0,00662	„
E „ „	100 000	„

ТАБЛИЦА 11_{15}

Стержень №	P кг	l см	$D-d$ мм	J см^4	F см^2	r см	$\frac{l}{\rho}$	$P_{кр}$ Эйлера	По Тетмайеру или Джонсону	$\frac{P}{F}$	Вес кг
				Верхний пояс							
2— 3	—408	66	14—12	0,0868	0,4084	0,455	145	837	—	—	0,25
6— 7	—602	54	14—12	0,0868	0,4084	0,455	118	1250	—	—	0,21
10—11	—752	65	20—18	0,27 и	0,6 т. д.	0,67	97	2650	—	—	0,35
				Стойки							
1—	—310	42	14—20	0,0868	—	—	92,5	2060	—	—	0,16
4— 7	—250	53	14—12	0,0868	0,4084	0,455	116	1280	—	—	0,20
8—11	—240	63	14—12	0,0868 и	— т. д.	—	138	900	—	—	0,24

В случае усиления деревянных стержней алюминиевыми накладками последние вводятся в расчет путем замены их деревянной рейкой шириной, во столько же раз большей, во сколько больше модуль упругости алюминия; это соответствует увеличению площади сечения сосновой рейки (лонжерона) в $\frac{600\,000}{100\,000} = 6$ раз, где $600\,000 = E$ алюминия при соответствующем изменении момента инерции.

Так как закрепление концов стержней для деревянных частей надо считать шарнирным лишь наполовину, при поверке по Эйлеру деревянных стержней берется формула:

$$P_{кр} = \frac{2\pi^2 EI}{l^2}.$$

§ 5_{15}. РАСЧЕТ ФЮЗЕЛЯЖА ТИПА МОНОКОК

а) Оценка фюзеляжа. Одним из основных преимуществ фюзеляжа типа монокок является использование обшивки как рабочего элемента в восприятии нормальных и касательных напряжений, возникающих при работе конструкции, что ведет к более рациональному использованию материала, а следовательно, и к уменьшению веса.

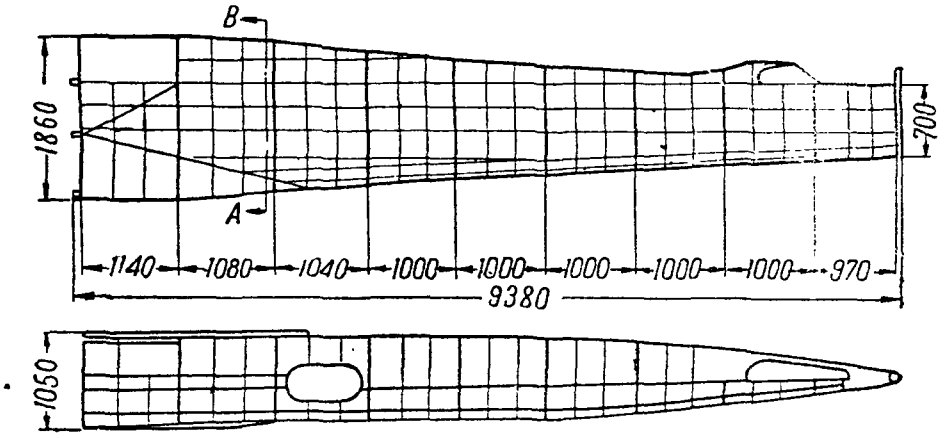
Фюзеляж типа монокок является конструкцией новой и с точки зрения прочности — чрезвычайно сложной. Удовлетворительного решения задачи на сегодняшний день еще нет. Конструкторы в выборе схемы фюзеляжа в основном вынуждены итти опытным путем, используя в расчетах эмпирические формулы Соусвелла, Вагнера, Скэна [1].

На основании экспериментальных данных, полученных в ЦАГИ с ме-

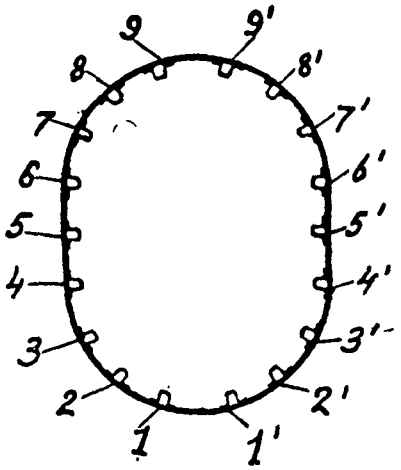
[1] См. „Т. В. Ф." № 4, 1934 г. П. Знаменский, Исследование и метод расчета фюзеляжа типа монокок.

таллическим монококом (фиг. 36, 36*a*, 36b_{15}) инж. П. М. Знаменским было установлено:

1. При нагрузках, приближающихся к разрушающим, обшивка в средней и сжатой зонах теряет устойчивость и неспособна воспринимать нормальные напряжения.



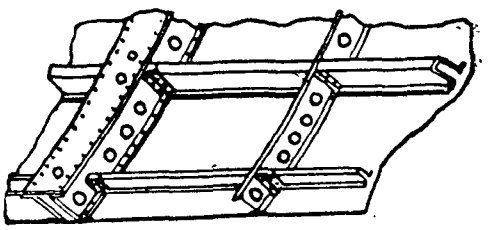
Фиг. 36$_{15}$.



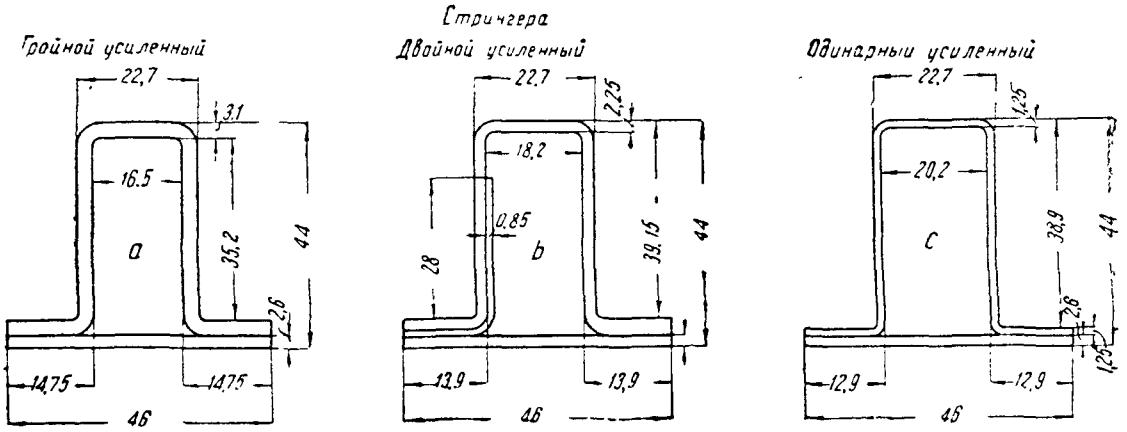
№№ стрингеров

Сечение по AB

Фиг. 36a_{15}.



Фиг. 36b_{15}.



Фиг. 37$_{15}$.

2. При нагрузках около 30% от разрушающей обшивка в средней зоне теряет устойчивость с образованием косых волн.

3. Для стрингеров сильных и слабых (фиг. 37_{15}) разрушение носит местный характер (раскрытие профиля между заклепками).

4. В сжатой зоне в наиболее удаленных точках обшивки можно свободно достигнуть напряжения 1200—1500 *кг/см²*.

5. Стремление к более высокому напряжению бессмысленно, так как при указанных напряжениях теряется устойчивость открытого профиля.

6. Учитывая, что критические напряжения открытых профилей — цифры одного порядка, выгодно итти на более мелкие профили стрингера, но более частые, концентрируя их в наиболее удаленных точках.

Анализируя работу нейтральных зон, инж. Знаменский находит:

1. Очень трудно обеспечить устойчивость обшивки в средней зоне. Необходимо переходить на очень мелкую клетку.

2. Обшивка с выгибом после потери устойчивости работает значительно хуже и обладает меньшей жесткостью, чем плоская обшивка.

3. Критическое напряжение при кручении сравнительно высокое. Шпангоуты сильно повышают критическое напряжение, стрингера же почти не оказывают влияния.

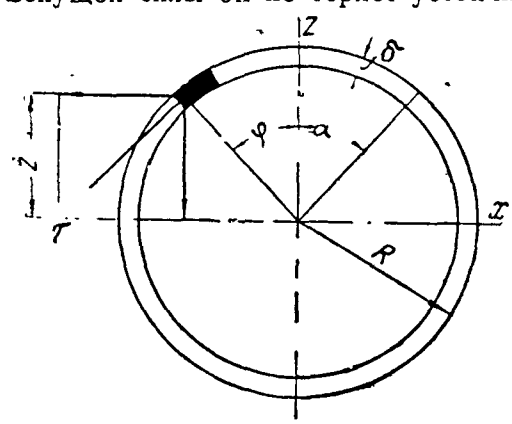
4. При кручении цилиндрических образцов критические напряжения сдвига даны в табл. 12_{15}.

ТАБЛИЦА 12_{15}

Характеристика цилиндра	τ *кг/см²*
Оболочка без подкреплений	170
„ етырьмя стрингерами	186
„ с тремя шпангоутами	336
„ со стрингерами и шпангоутами . . .	330

Методы расчета фюзеляжа. Положим в основу принцип независимости действия сил и будем рассматривать работу отдельного отсека фюзеляжа изолированно от секущей силы, изгибающего и крутящего моментов, а результаты суммировать.

Задача 1. Берем отсек круглого цилиндра. Предположим, что под действием секущей силы он не теряет устойчивости (фиг. 38_{15}).



Фиг. 38_{15}.

Выражение полного касательного напряжения в любой точке контура получим:

$$\tau = \frac{Q \cdot R^2 \sin\varphi}{I}. \qquad (15_{15})$$

Вертикальный и горизонтальный компоненты будут:

$$\tau_г = \frac{Q \cdot R^2}{2I} \cdot \sin 2\varphi. \qquad (16_{15})$$

$$\tau_з = \frac{Q \cdot R^2}{} \cdot \sin^2\varphi. \qquad (17_{15})$$

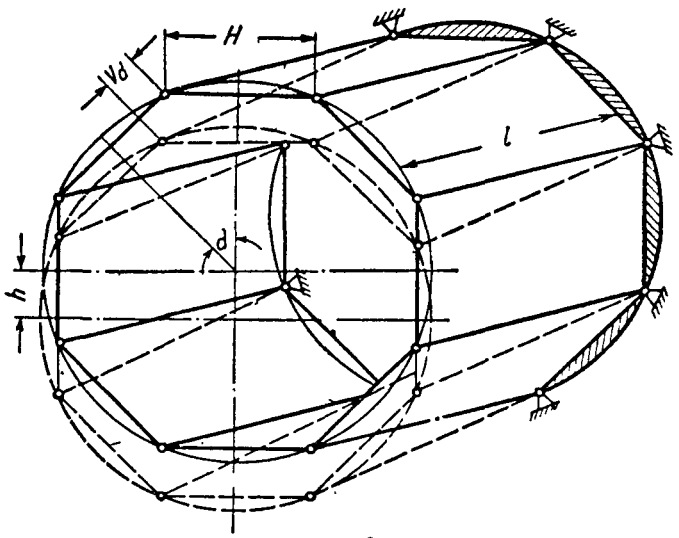
Уравнение поверхности после деформации будет:

$$y_\varphi = \frac{Q \cdot R^2}{I \cdot G} \cdot Z;$$

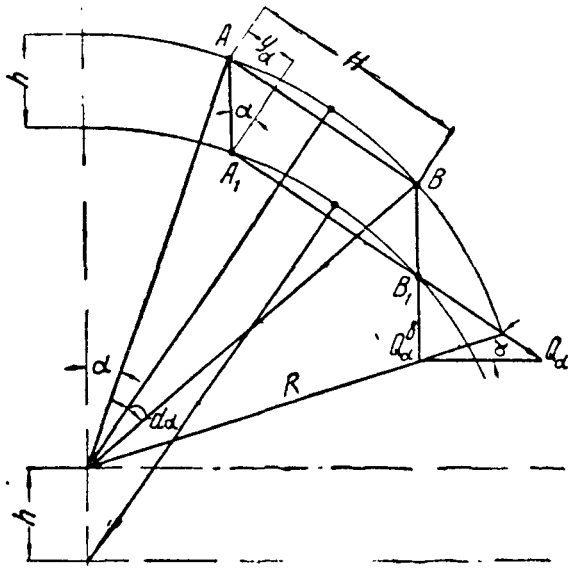
сечение остается плоским и после деформации.

Прогиб отсека от секущей силы получим:

$$y = \frac{Q \cdot R^2}{I \cdot G} \cdot l = \frac{Q}{\pi R \delta} \cdot l.$$



Фиг. 39_{15}.



Фиг. $39a_{15}$.

Задача 2. Рассмотрим тот же отсек, но в предположении, что он заведомо теряет устойчивость.

Для физической картины представим себе отсек в виде многогранника с очень большим числом сторон, ребра у которого абсолютно жестки и шарнирно скреплены с основаниями.

Шпангоут в своей плоскости примем абсолютно жестким.

Решим обратную задачу. Предположим, что под действием силы сечение

опустится на величину h. Определим, какие перемещения совершит при этом каждая грань.

На фиг. 39 и $39a_{15}$ дан перспективный вид отсека. Грань AB при перемещении отсека на величину h займет положение $A'B'$. Перемещение можно рассматривать как сложное, состоящее из поворота относительно оси, параллельной AB, и сдвига в направлении AB.

Величина сдвига будет:

$$y_\alpha = h \sin \alpha.$$

Указанный сдвиг можно рассматривать как следствие какой-то силы Q_α.

Учитывая связь между прогибом и силой для балки с тонкой стенкой, сможем написать:

$$Q_\alpha = \frac{H \cdot \delta E \cdot h \cdot \sin^2 2\varphi}{4l} \sin \alpha$$

Заменяя $H \approx R d_\alpha$, получим:

$$Q_\alpha = \frac{Rh\delta E \sin^2 2\varphi}{4l} \cdot \sin \alpha \, d\alpha. \qquad (19_{15})$$

Полная секущая сила найдется как сумма вертикальных компонентов Q^b_α всех граней:

$$Q = \frac{Rh\delta E \pi \sin^2 2\varphi}{4l} \cdot \qquad (20_{15})$$

Отсюда можем определить величину h:

$$h = \frac{4Ql}{R \cdot \delta E \pi \sin^2 2\varphi}, \qquad (21_{15})$$

и сдвиг отдельной грани

$$y_\alpha = \frac{4Ql \sin \alpha}{R\delta E \pi \sin^2 2\varphi} \qquad (22_{15})$$

Сравнивая полученные перемещения в задачах 1 и 2, получим:

$$\frac{h}{y} = \frac{2}{(1+\mu) \sin^2 2\varphi} = f, \qquad (23_{15})$$

т. е. найдем выражение, полученное раньше из сравнения жесткости балок.

Напряжение по волне в любой грани можно обозначить:

$$\sigma_\alpha = \frac{2Q}{\pi R \delta \sin 2\varphi} \cdot \sin \alpha. \qquad (24_{15})$$

Изгиб отсека парой сил. При расчете на изгиб пользуемся элементарной теорией изгиба:

$$\sigma = \frac{Mz}{I}. \qquad (25_{15})$$

В момент инерции в данном случае необходимо вводить площадь стрингеров и устойчивых зон обшивки.

В случае изгиба в плоскости наименьшей жесткости в момент инерции нужно вводить площади лишь стрингеров и растянутой зоны обшивки.

г) Кручение отсека. При условии, если отсек не теряет устойчивости, касательное напряжение по контуру найдется по формуле Бретта:

$$\tau = \frac{M}{2F\delta}. \qquad (26_{15})$$

При полной потере устойчивости напряжение по волне

$$\sigma = \frac{M}{\delta F \sin 2\varphi}, \qquad (27_{15})$$

где M — крутящий момент и F — площадь контура.

СКБ "Вулкан-Авиа"

ГЛАВА 16

ОРГАНЫ ПОСАДКИ САМОЛЕТА

§ 1_{16}. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТАНОВКА ШАССИ НА САМОЛЕТЕ

Шасси предназначено для поглощения вертикальной составляющей живой силы самолета при посадке. В соответствии с этим колеса шасси снабжаются пневматиками и связаны с самолетом посредством специальных деформирующихся элементов, способных поглощать работу, — так называемых амортизаторов.

Положение шасси по отношению к центру тяжести самолета имеет большое значение для взлета или посадки. Сильно вынесенное вперед шасси дает грубые толчки при посадке на скорости, вредно отзывающиеся на самолете: при высоко расположенном центре тяжести самолет, обладающий таким шасси, делается весьма неустойчивым вследствие могущего произойти резкого поворота при разбеге, что может вызвать даже капотаж при взлете; отодвинутое слишком назад шасси создает опасность капотирования самолета при посадке.

Установлено, что наилучший результат получается, когда угол отклонения линии, проведенной через центр тяжести самолета и ось колес от этой нормали (так называемый угол выноса шасси), изменяется в пределах от 15 до 20° и является величиной, определенной для каждого типа самолета.

Расстояние между колесами также имеет значение: при малом расстоянии самолет неустойчив и в поперечном направлении, широко расставленные колеса для одномоторных аппаратов невыгодны как в аэродинамическом, так и в конструктивном отношении вследствие большей длины или большего числа элементов фермы. Поэтому для одномоторных самолетов обычных схем размер хода шасси определяется цифрой 18% от размаха.

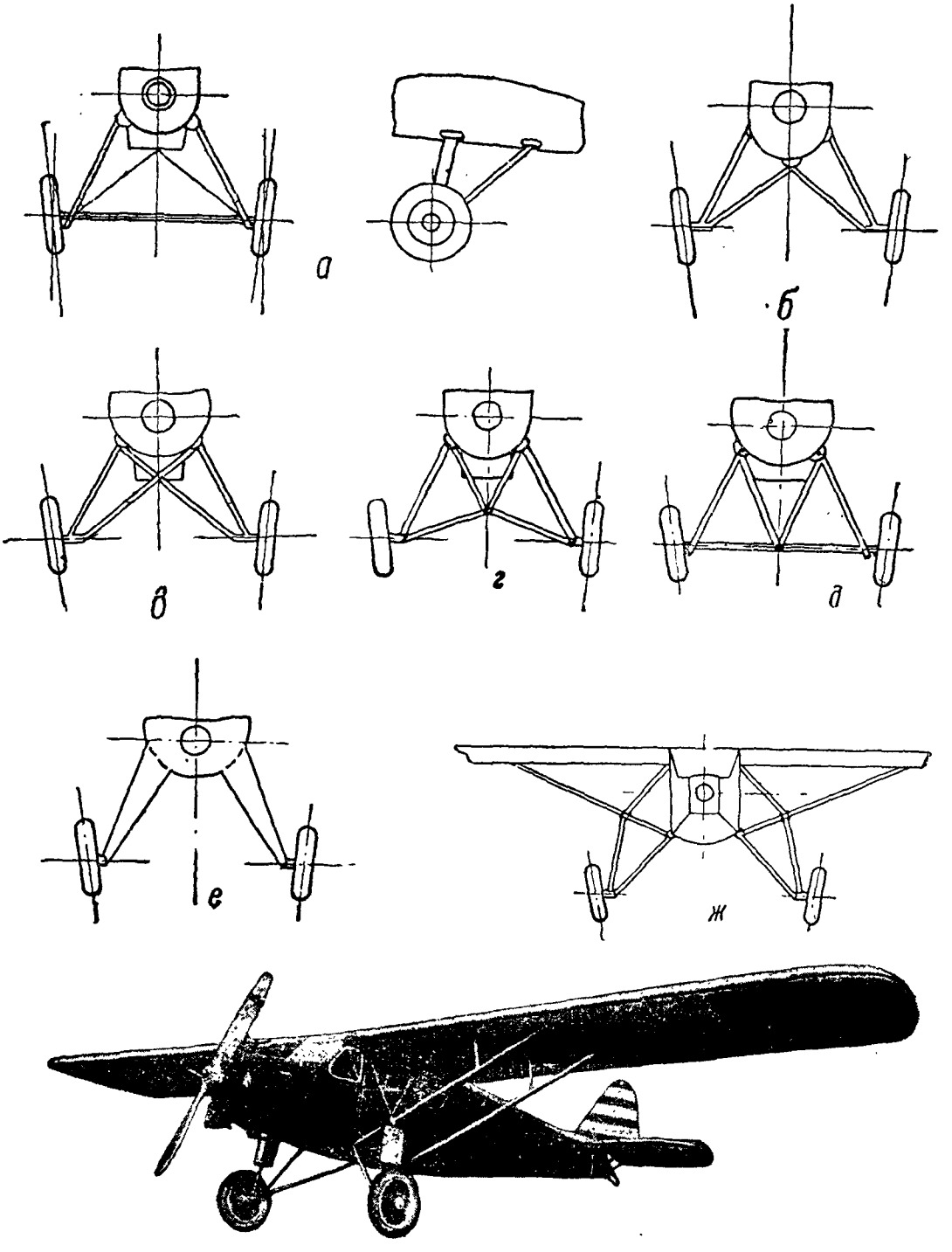
В двухмоторных и трехмоторных самолетах колеса шасси разносят под боковые моторы, разгружая тем самым крыло при посадке.

§ 2_{16}. ФЕРМА ШАССИ [1]

Колеса шасси могут быть соединены осью или поставлены независимо друг от друга. В соответствии с этим имеется два типа шасси: с осью и

[1] По статье „Les trains d'atterrissage" из „Le Document aéronautique", № 57, 1930.

безосные. Оба эти типа имеют много вариантов. На фиг. $1_{16}а$ показан тип нормального шасси, появившегося еще до 1914 г. и с успехом применяющегося во многих машинах и до сих пор.



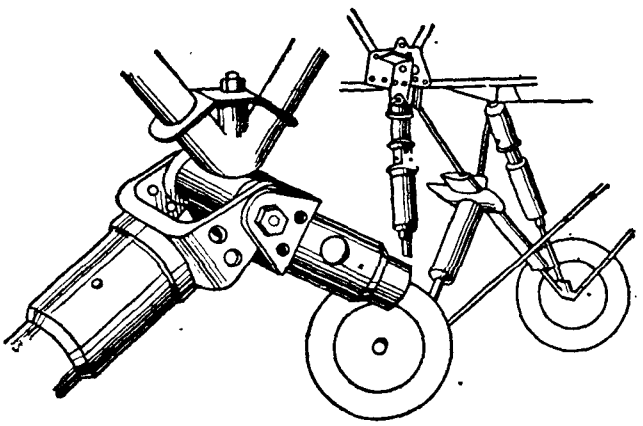
Фиг. 1_{16} *а, б, в, г, д. е, ж, з.*

На фиг. $1_{16}б$ дан тип пирамидального безосного шасси. Его преимущества по сравнению с типом, указанным на фиг. 1_{16} *а, б, в, г, д, е, ж, з* следующие: меньший лоб, бóльшая, не требующая регулировки жесткость, меньшая вероятность капота при посадке на неровную поверхность и, на-

конец, при грубой посадке на одно колесо выводится из строя не вся ферма шасси, а только одна сторона. К недостаткам этого типа относится его несколько больший вес, так как здесь, благодаря значительно меньшему трехгранному углу сходящихся стоек у колеса, при той же нагрузке, усилия в элементах фермы получаются нередко значительно больше, чем в нормальном шасси.

Так как средний узел крепления полуосей к фюзеляжу (фиг. $1б_{16}$) требует усиления последнего в данном месте, то иногда является более выгодным продолжить полуоси до крайних узлов. Шасси такого типа изображено на фиг. $1в_{16}$ и применяется фирмой Кертисс на своих самолетах.

Для увеличения углов в вершинах ферм пирамидального шасси иногда идут на компромисс с аэродинамикой, опуская средний узел на особой пирамидке вниз (фиг. $1г_{16}$). При этом, если концы полуосей соединены одним сквозным болтом (служащим осью их вращения) и не могут перемещаться в направлении полета, то эта пирамидка может быть образована только из двух стержней. В противном случае необходимо иметь три-четыре стержня.



Фиг. 2_{16}.

К недостаткам шасси с высоколежащей осью качания полуосей (т. е. типа, приведенного на фиг. $1_{16}в$) относятся, во-первых, затрудненность свободного деформирования амортизаторов от увеличения базы шасси в момент удара, особенно при резких толчках на минимальной скорости, и вытекающая от этого тенденция к срыву пневматиков; во-вторых, так как на изготовление полуосей идут высокосортные стальные трубы, которые нельзя сильно гнуть, то радиус на загиб переходной (к колесу) части полуоси, а следовательно, и стрелка имеют достаточно большие значения, непосредственно влияющие на увеличение сечений элементов фермы (вследствие появления добавочного изгибающего и крутящего моментов).

Весьма жесткое шасси получается по схеме фиг. $1г_{16}$, которая получается дальнейшим опусканием среднего узла в схеме фиг. $1д_{16}$. Такие шасси существуют с 1911 г. в самолетах Моран. Если амортизаторы помещены на всех четырех (передних и задних) ногах шасси так, как, например, это делает фирма Юнкерс на некоторых своих самолетах, то получается чрезвычайно упругая система, допускающая весьма грубые односторонние посадки.

Шасси, показанное на фиг. $1_{16}е$, является видоизменением пирамидального и имеет ограниченное распространение вследствие более резко выраженных недостатков схемы фиг. $1_{16}б$.

Со времени перелета Линдберга через Антлантику большой популярностью стал пользоваться вариант пирамидального шасси с опорным узлом на подкосе крыла (фиг. $1_{16}ж, з$). Здесь конец переднего подкоса является одновременно узлом фермы шасси. Этим вместе с тем сокращается свободная длина подкоса, что, очевидно, ведет к возможности

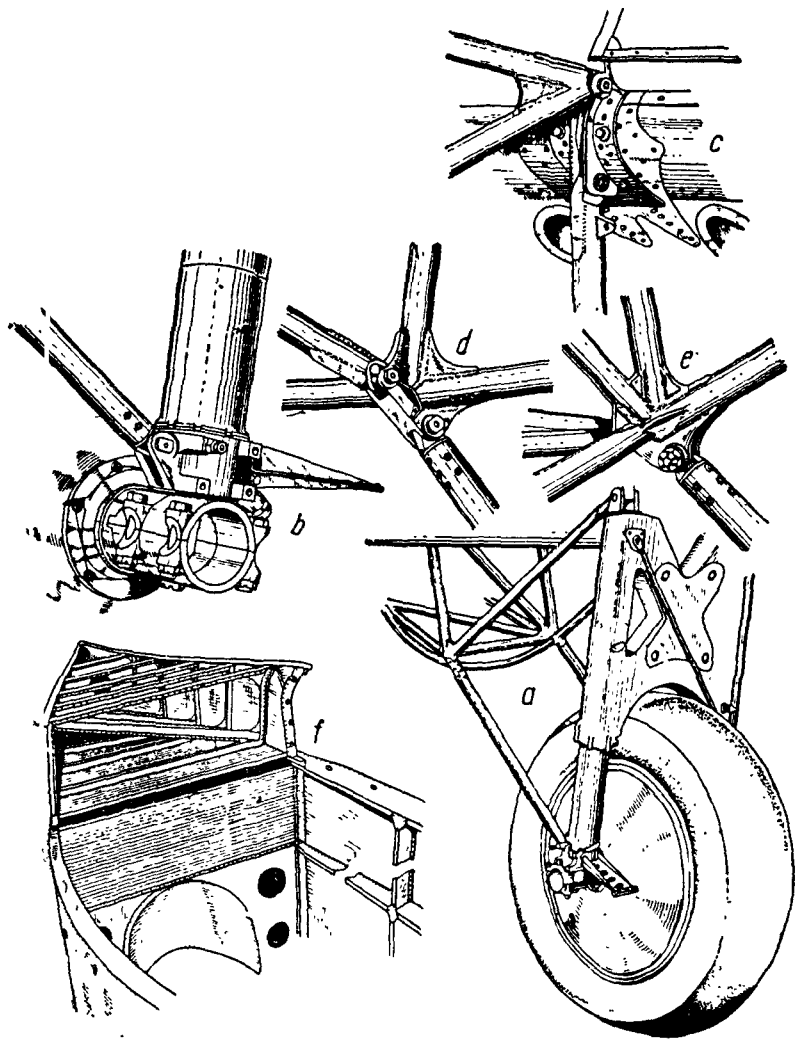
уменьшить сечение последнего.

АИР-6

уменьшения сечения последнего. Для двух- и многомоторных самолетов шасси может иметь, кроме разобранных выше, весьма различные схемы.

В целях получения более широкой колеи шасси в современных самолетах нередко можно встретить устройство, показанное на фиг. 2_{16}. По такой схеме устроено шасси, например, в английском самолете Авро, самолете ИТ-6 инж. И. П. Толстых и итальянском учебном самолете Бреда-25.

Как видно из фиг. 2_{16}, это шасси — полуосного типа. Оно состоит из двух масляно-пневматических амортизаторов, верхний конец которых крепится к вершинам двух пирамид из стальных труб с каждой стороны фюзеляжа; нижние концы стоек шарнирно закреплены помощью полуосей к вершине V-образной пирамидки под фюзеляжем и помощью наклоненных назад стоек к центральной линии фюзеляжа. Шасси снабжено стандартными колесами с тормозами.



Фиг. 3_{16}.

Улучшенный в аэродинамическом отношении тип пирамидального шасси представляет так называемое „шасси разделенного типа": в нем отсутствуют полуоси; ферма, поддерживающая колесо, состоит из одной или двух включенных рамок, лежащих в одной плоскости, что легко позволяет закрыть всю конструкцию шасси в одном общем обтекателе.

На фиг. 3_{16} представлено шасси транспортного самолета „Девуатин-332". Это шасси разделенного типа. Колеса монтированы в вилках *a*, образованных двумя масляно-пневматическими стойками Мессье. Стойки соединены рамой из магниевого сплава. Большая жесткость конструкции обеспечивает безопасность посадки при любых условиях. Колеса закрыты обтекателями специальной конструкции, в задней части которых имеются отделения для багажа *f*. Колеса снабжены тормозами с дифференциальным управлением. На фиг. 3_{16}*c*, *e*, *d* показаны узлы соединения стоек с лонжероном и моторной рамой.

Оригинальную конструкцию разделенного шасси представляет спортивный самолет Бреда-19 (фиг. 3_{16}*в*).

Представителем первого типа является легкий самолет „Кодрон-360", а второго — гоночный самолет Фарман-Фарман.

Каждая часть шасси Кодрона (фиг. $3a_{16}$) состоит из одной свободнонесущей амортизационной стойки. Колесо закреплено в вилке. Стойка крепится к передней стенке лонжерона помощью четырех горизонтальных болтов, колеса закрыты обтекателями и снабжены тормозами. Подобное же шасси было применено на французском гоночном самолете „Кодрон С-362" (фиг. 4_{16}).

Одноколесные шасси гоночного самолета Фармана помещены в центре фюзеляжа. На конце крыла имеются два костыля для достижения поперечной устойчивости на земле. Колесо монтировано в горизонтальной вилке, один конец которой закреплен шарнирно, а другой крепится к двум вертикальным тросам, идущим по шкивам. Это приспособление служит амортизатором. *Шасси оборудовано тормозами.*

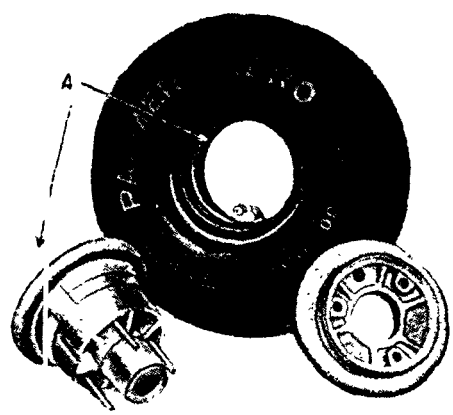
§ 3_{16}. МАТЕРИАЛЫ ШАССИ

В качестве материалов для элементов шасси употребляются для ног — стальные (хромомолибденовые) или дюралевые профилированные трубы; для осей — обыкновенно хромоникелевые трубы; для расчалки фермы шасси идут ленты или тросы нормального типа.

Дерево для ног шасси в настоящее время не употребляется.

§ 4_{16}. КОЛЕСА

Нормальный тип колеса, употребляющийся в авиации с давних пор, — это колесо с металлическим стальным ободом и стальными же спицами, снабженное пневматиком соответствующих размеров и представляющее развитие велосипедного, мотоциклетного, а затем и автомобильного колеса.



Фиг. 5_{16}.

Размер пневматика берется таким, чтобы максимальное давление на поверхность пневматика при стоянке не превышало 4 *кг* на 1 $см^2$.

Надо заметить, что существуют колеса бóльших диаметров, имеющие пневматики с давлением в 6 $кг/см^2$; в этом случае самолет, рассчитанный под такие колеса, может совершить посадку лишь на хороший аэродром с твердой поверхностью.

В практике эксплоатации самолетов различают три вида пневматиков:

1) пневматики высокого давления 4—6 *ат*
2) „ низкого „ 1,5—2,5 *ат*
3) „ баллонные.

Второй тип применяется для плохих аэродромов и учебных самолетов, а третий — для хвостовых колес и нередко для шасси (фиг. 5_{16}).

Для уменьшения нагрузки на пневматик колесо снабжают иногда двойным пневматиком, для чего лишь уширяют соответственно обод и втулку.

В настоящее время получили большое распространение колеса со сплошными штампованными дисками вместо спиц, а также колеса, отлитые из электрона. Как первые, так и вторые весьма легки, достаточно прочны и, главное, позволяют легко поместить внутри них тормоз.

§ 5_{16}. АМОРТИЗАТОРЫ

Амортизаторы могут быть расположены, во-первых, между фермой, шасси и фюзеляжем; во-вторых, между осью и шасси и, в-третьих, между осью и колесом.

В первом случае ферма шасси при посадке может деформироваться во втором и третьем — ферма является жесткой конструкцией.

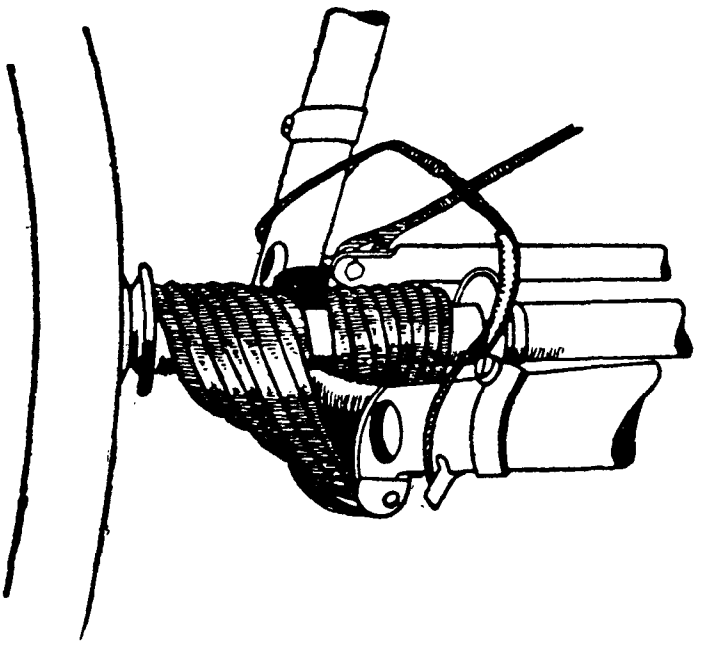
Амортизаторы могут быть: из резиновых шнуров, которые поглощают энергию посадки своим растяжением; из набора резиновых колец, работающих при посадке на сжатие; из стальных рессор, поглощающих работу изгибом или тоже сжатием, и, наконец, масляно-пневматические, в которых работа погашается реактивным сопротивлением масла, выжимаемого поршнем в камеру давления, где его перемещению сопротивляется в свою очередь сжатый воздух.

Существенным отличием масляно-пневматических амортизаторов от других типов является их способность поглощать работу посадки без обратной отдачи. Последняя, понятно, весьма нежелательна, так как ряд повторных толчков, особенно при амортизации с большой предварительной затяжкой, вызывает чрезмерное подпрыгивание самолета, вредно отражающееся на конструкции и могущее привести к аварии. Возможность резонанса при этом может объяснить ряд катастроф при посадке.

§ 6_{16}. РЕЗИНОВЫЕ ШНУРЫ

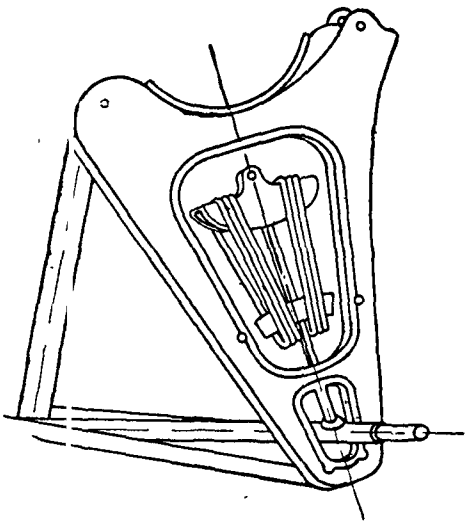
Амортизация из резиновых шнуров получила широкое распространение благодаря достаточно простой конструкции, удобной в эксплоатационном отношении, и наименьшему весу, так как никакой более легкой амортизации не было до появления надежно работающих масляно-пневматических камер (фиг. 6_{16}).

Кроме своей простоты, резиновая амортизация, в отличие от стальной, при обратном ходе возвращает не всю работу, а лишь часть ее, отчего подпрыгивание самолета уменьшается. На изготовление резинового шнура идут резиновые нити высокого качества с сечением 1×1 *мм*^{2}. Каждая такая нить должна выдерживать не менее 500 *г* при удлинении в 600%. Набор



Фиг. 6_{16}.

нитей, заключенных в двойную эластичную оплетку, образует шнур, которым в небольших аппаратах связывается ось колес с фермой шасси.



Фиг. 7_{16}.

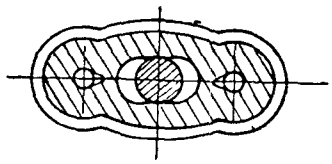
Сравнительно быстрый износ такой амортизации заставляет перейти к более совершенным системам. Таковы, например, типы амортизаторов Морана-Сольнье (фиг. 7_{16}), Фоккера, Юнкерса. В них требуемая длина шнура ставится не целиком, а заменена рядом отдельных колец, которые работают уже значительно равномернее. Кроме того, смена износившихся колец значительно легче смены целого шнура.

§ 7_{16}. РЕЗИНОВЫЕ ПЛАСТИНКИ

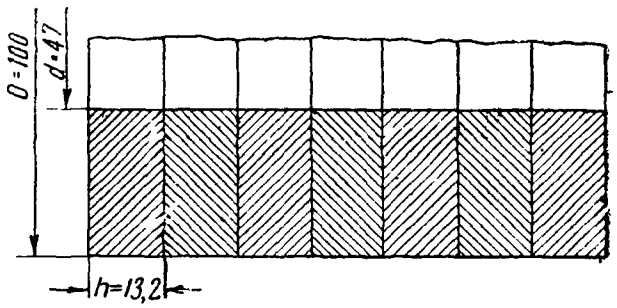
Амортизация из набора резиновых пластинок, работающих на сжатие, несколько легче весом, удобнее шнуровой в эксплоатации и выгоднее в аэродинамическом отношении, так как пластинкам нетрудно придать обтекаемую форму.

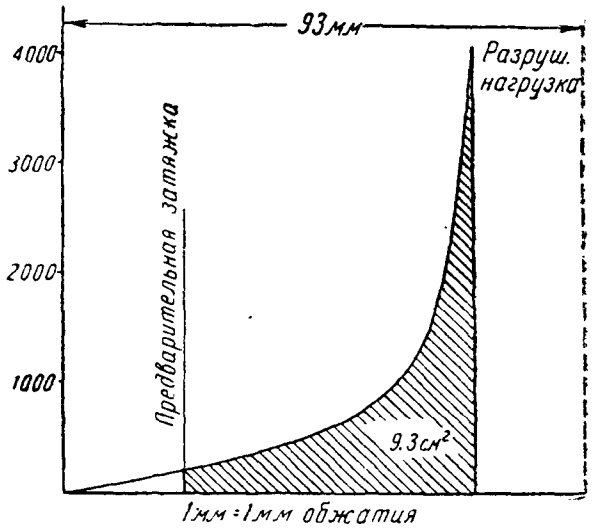
Работа, которую может поглотить резиновое кольцо, пропорциональна его объему, квадрату напряжения (единичного давления) и зависит, кроме того, от размеров сечения.

Длинный и узкий амортизатор при том же объеме поглотит больше работы, чем широкий и короткий. Однако длинный столбик резины невозможно сжать без искривления. Кроме того, возрастание длины амортизатора нежелательно по конструктивным соображениям. Поэтому на практике употребляются довольно большие сечения резиновых амортизаторов, работа которых на продольное сжатие улучшена путем разрезывания столба на части и введения металлических прокладок (фиг. 8_{16}).



Фиг. 8_{16}.





Фиг. 9_{16}.

Во избежание вредных искривлений резинового столба при сжатии прокладки снабжаются иногда направляющими фланцами, которые при работе амортизатора скользят по трубе ноги шасси. Кроме этого, нередко весь набор колец с этой же целью пронизывается одной или двумя добавочными направляющими.

Для уменьшения хода амортизатора последнему необходимо дать предварительную затяжку, наилучшая величина которой близка к 17 *кг/см*^{2}.

Чтобы уменьшить износ резины от масла, бензина и солнечных лучей, желательно весь набор прикрывать обтекателем.

Весьма хорошо резиновый столб работает, будучи помещен в цилиндр, как это, например, делается на самолетах фирмы Потез. Пружина, помещенная в цилиндре, служит для предварительной затяжки. Подбор пластинчатого амортизатора производится на основании экспериментальных графиков типа, приведенного на фиг. 9_{16}.

Здесь работа, поглощаемая одним пакетом, составляет $9{,}3 \cdot 500 = 4650$ *кгм*.

§ 8_{16}. МАСЛЯНО-ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ АМОРТИЗАЦИЯ

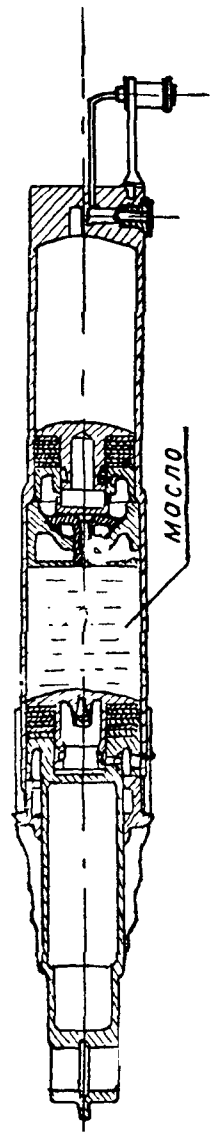
Амортизатор такого типа представляет корпус насоса, имеющего два поршня и обратный клапан между ними (фиг. 10_{16}); седло последнего делит внутреннее пространство цилиндра на две части: нижняя часть заполнена маслом, а верхняя — воздухом, сжатым до 50 *ат*.

В нерабочем положении верхний поршень давит на клапан, прижимая последний к седлу. Таким образом утечка воздуха практически равна нулю. Когда нижний шток, а следовательно, и нижний поршень принимает удар, то масло через клапан выжимается под верхний поршень и гонит его вверх. Последний сжимает воздух до тех пор, пока не наступит равновесие.

По прекращении удара сжатый воздух возвращает поршень обратно, причем в первый же момент под давлением масла клапан садится на свое седло, и масло выжимается обратно уже через специальный узкий канал в центре клапана, почти целиком поглощая при этом энергию обратного удара.

Это отверстие может быть калибровано при помощи особого золотника для данного типа самолета.

Масляно-пневматические амортизаторы весьма компактны и благодаря своим качествам получают все большее и большее распространение [1].



Фиг. 10_{16}.

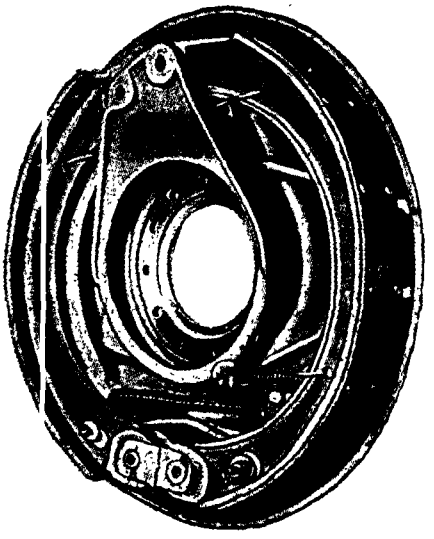
§ 9_{16}. ТОРМОЗА

Употребление тормозов на колесах шасси представляет много преимуществ: пробег после посадки самолета уменьшается в среднем на 50%; самолет, снабженный тормозами, имеет возможность сесть на площадку минимальных размеров; взлет также происходит в значительно лучших условиях.

---

[1] В. П. Ветчинкин предлагает конструкцию с дополнительным предохранительным клапаном для масла на случай удара о кочку.

У самолета с тормозами отпадает надобность в костыле и вместо последнего ставится легкое хвостовое колесо. Так как каждое колесо шасси имеет отдельный тормоз, то маневрирование при рулежке сильно облегчается. Кроме того, при пробе мотора, затормозив колеса, можно вполне обходиться без подкладок.



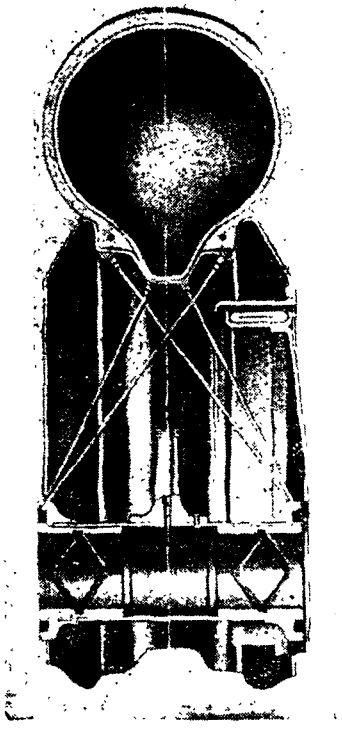
Фиг. 11_{16}.

Недостатком применения тормозов является подпрыгивание хвоста самолета при излишне резком торможении на большой скорости. Этот недостаток нельзя уничтожить выносом шасси вперед по указанным выше соображениям. В случае порчи тормозов необходимо автоматическое оттормаживание, так как заедание тормозов на скорости может вызвать полный капот самолета.

Весьма желательно также автоматическое оттормаживание колес при стремлении самолета к капотированию.

Конструктивно его связывают либо с давлением на хвостовое колесо, либо с направлением равнодействующей силы в колесах (система Дэно).

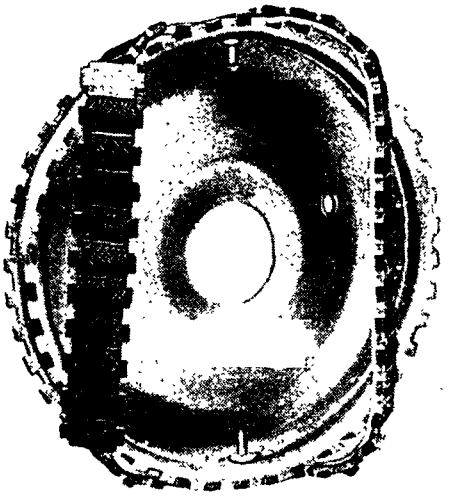
Наконец установка тормозов обыкновенно требует новой схемы шасси или, по крайней мере, введения добавочных элементов, способных воспринять момент кручения, который образуется во время торможения.



Фиг. 12_{16}.

Из системы тормозов, получивших большое распространение, в первую очередь надо отметить тормоз фирмы Бендикс.

Устройство его следующее. Дисковое колесо имеет с внутренней стороны углубление, в которое вкладываются тормозные колодки, смонтированные на диске (фиг. 11_{16}), служащем одновременно крышкой тормоза. Колодки



Фиг. 13_{16}.

стягиваются пружинами и в нерабочем положении не касаются тормозной поверхности колеса.

Диск, на котором помещаются колодки, соединяется болтами с фланцем, неподвижно закрепленным в свою очередь на ферме или оси шасси.

По поверхности колодок пришуруплены (впотай) ленты из ферродо. Торможение производится путем поворачивания кулачка, который раздвигает колодки.

Тормоза приводятся в действие педалями от пилота при посредстве гибкой тросовой передачи.

Существующие в настоящее время другие типы тормозов по принципу не отличаются от только что разобранных.

Весьма оригинальный тормоз предложен английской фирмой Пальмер. К диску, образующему внутреннюю сторону колеса, по его кромке приклепано кольцо швеллерного сечения (фиг. 12_{16}). Внутрь этого кольца вложена камера, которая сверху накрывается плоским кольцом, имеющим ряд зубчатых вырезов, входящих в соответствующие вырезы в швеллерном кольце (фиг. 13_{16}). Сверху на специальных спицах ставится тормозной обод.

Тормоз приводится в действие сжатым воздухом (или маслом), который наполняет камеру и прижимает плоское кольцо к тормозному ободу. Вырезы в кольце служат направляющими и, кроме того, воспринимают скручивающий момент, передавая последний на диск, закрепленный на шасси.

§ 10_{16}. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ

Основные требования к управлению тормозами на самолете выражаются в следующем:

1) небольшие усилия, требуемые от летчика, и минимум необходимого внимания на управление тормозами;

2) возможность регулирования и ограничения степени торможения;

3) обязательно точно одинаковое торможение правого и левого колес и возможность раздельного торможения;

4) надежность;

5) малый вес;

6) простота монтажа и ухода и удобство пользования.

На практике можно встретить четыре вида управления тормозами: механическое, гидравлическое, пневматическое и смешанное.

Для механического управления рассчитывается соотношение передачи от кулачка (эксцентрика) к рычажку, вращающему его, и дальше — от усилия на тросе (тяге) к педали (или рукоятке) управления в кабине самолета, к которому прилагается необходимое усилие летчика. В этом управлении необходимо сочетать допустимые нагрузки на управление с ходом его и учесть силы трения.

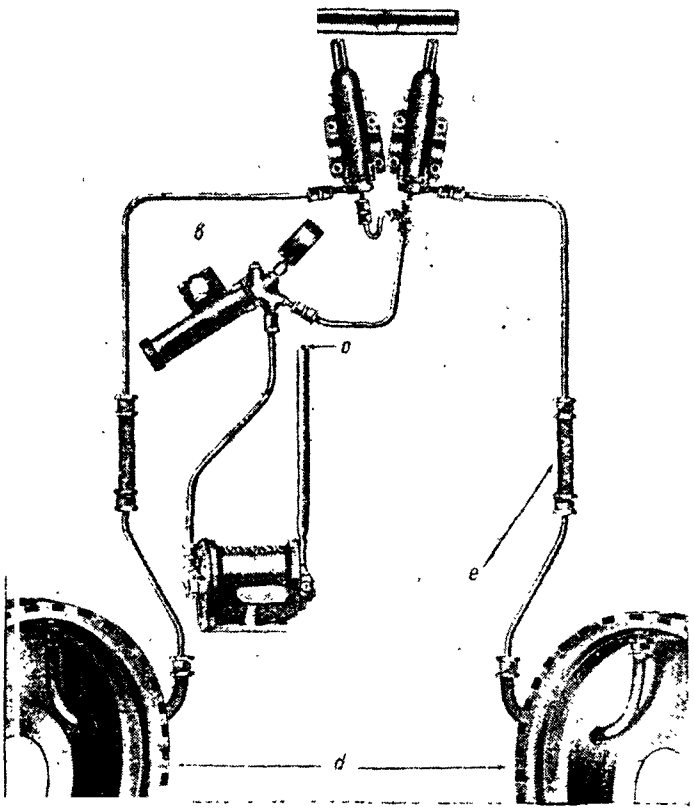
Этот тип управления по величине тормозного момента и необходимого распора может быть применен лишь для колес размером от 600×75 до 900×200.

Чувствительность, непрерывное хорошее ощущение летчиком степени торможения и быстрое реагирование тормозов на действие от усилия летчика составляют преимущества этого управления.

С другой стороны, сложность проводки тросов в самолете, разброска люфтов в сочленениях и вытяжка тросов снижают качество механического управления.

Для гидравлического управления определяют диаметр тормозного цилиндра в зависимости от давления в системе, создаваемого насосом (или так называемого реле ножного или ручного), и усилий, требуемых от летчика. Здесь необходимо рассчитать также объемы как в тормозном цилиндре, так и в агрегатах управления с тем, чтобы и ход и усилия летчика были приемлемы для эксплоатации.

Преимущества этого типа управления в том, что при его применении легко можно получить большое передаточное число, а следовательно, и использовать его для больших размеров колес. Кроме того, надо отметить простоту монтажа на самолете, удобство проводки трубопроводов, небольшие габариты и отсутствие разрегулировки.



Фиг. 14_{16}.

К недостаткам гидравлического управления надо отнести плохую чувствительность, трудность для больших давлений создать надежные уплотнения и наличие клапанов, требующих тщательности установки и соблюдения чистоты.

Управление системы Пальмер. Гидравлическое диференциальное управление системы Пальмер действует помощью ручного рычага (*а*) или ножных педалей (фиг. 14_{16}).

Эта система имеет первоначальной целью осуществить возможность рулежки на земле посредством движения нормальных педалей руля направления; для левого поворота руль поворачивается влево; крутизна поворота пропорциональна степени отклонения руля направления.

При действии руля направления подымается давление в колесном тормозе, внутреннем по отношению к повороту, и понижается на внешнем колесе, причем изменение давления точно соответствует степени отклонения руля поворота.

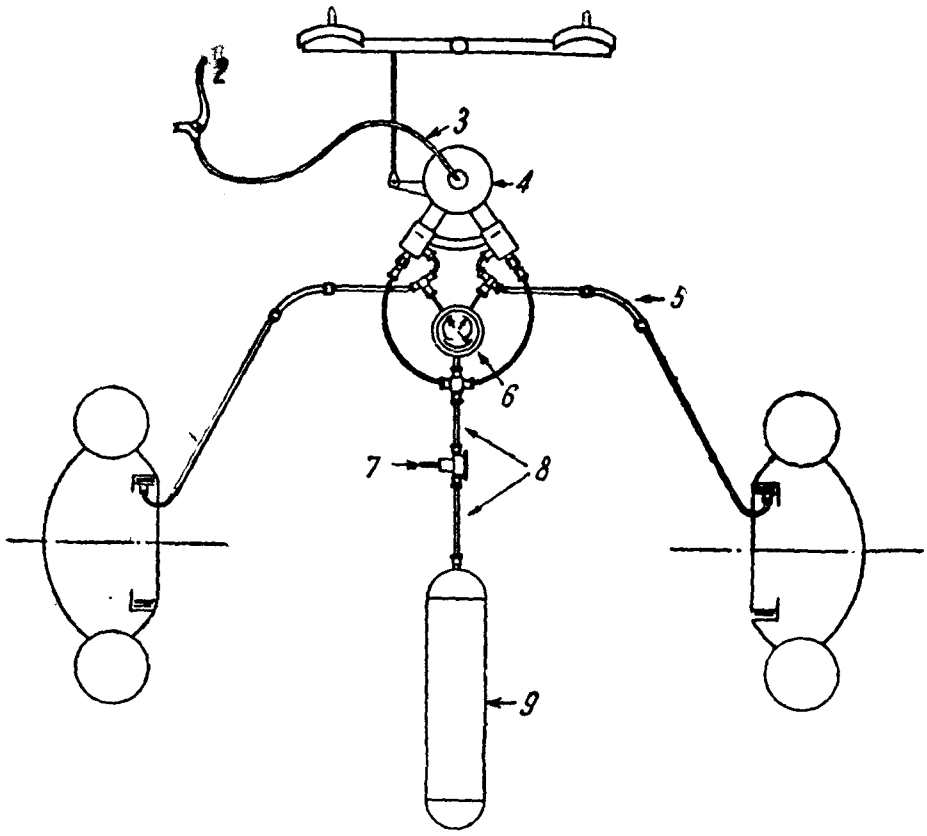
Торможение осуществляется приведением в действие ручного рычага, имеющего фиксатор, управляемый кнопкой (*о*).

Таким образом при равномерном замедлении может поддерживаться любая степень торможения при фиксаторе в рабочем положении; нажимая же пальцем кнопку, прекращаем действие фиксатора. Следовательно, в случае необходимости торможение может поддерживаться только одним давлением руки и прекращаться просто помощью освобождения ручки.

Это необходимо при торможении на неровном поле, и если машина имеет тенденцию капотировать, следует только отпустить ручку — и эффект торможения немедленно прекращается.

При наличии обычного фиксатора, в случае если пилот замешкается с освобождением рычага, малейшее замедление может привести к аварии.

Другой важной особенностью этой системы является отсутствие механических и других соединений между тормозом и управлением самолета в полете; таким образом система не оказывает влияния на рабочее или нормальное ощущение руля направления. На фиг. 14_{16} показаны: закры-



Фиг. 15_{16}. Схема общего расположения тормозной системы Дэнлоп. 1—ножное управление, 2—ручной рычаг, 3—боуденовский трос, 4—управление клапанным реле, 5—гибкое соединение, 6—тройной индикаторный измеритель, 7—редукционный клапан, 8—медная трубка, 9—баллон сжатого воздуха.

тый резервуар *b* с монометром и с жидкостью под небольшим начальным давлением; *c* — диференциальный механизм; *e* — гибкое соединение.

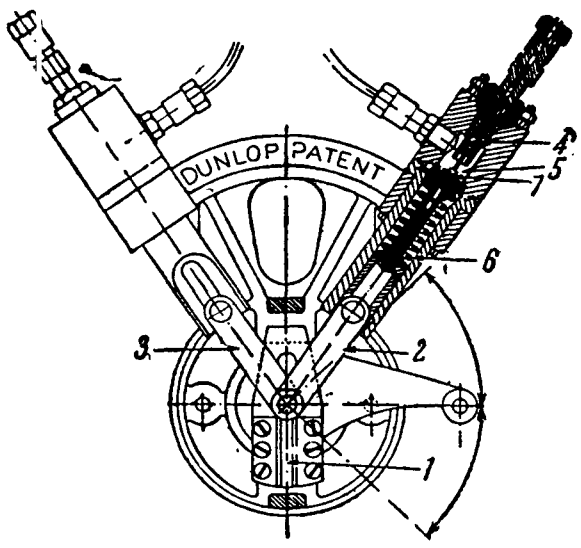
Пневматическая система. Установка[1] пневматической тормозной системы Дэнлопа показана на фиг. 15_{16}. Здесь давление из баллона *9* со сжатым воздухом передается через редукционный клапан *7* в цилиндрики контрольного реле *4*. При повороте ножной педали *1* приподнимаются плунжеры, сообщающие баллон с тормозными цилиндрами в колесе, которые и раздвигают тормозные колодки. Для плавного и постепенного торможения клапанное реле через боуденовский трос *3* соединяется с ручным рычагом *2*.

[1] „The Air Annual of The British Empire", 1933 — 1934.

а) Клапанное реле. Когда управление рулем поворотов находится в положении „прямой полет", эффект торможения одинаков для каждого колеса, и степень торможения может легко регулироваться ручным рычагом.

Когда руль направления двигается влево или вправо, эффект торможения на внутреннем колесе увеличивается и на наружном уменьшается до тех пор, пока при крайнем положении руля направления тормоз на внешнем колесе не освободится совершенно. Таким образом любая степень торможения может быть достигнута пилотом на внутреннем колесе помощью применения ручного рычага.

Работа клапанного реле (фиг. 16_{16}) состоит в следующем: движение ручного рычага толкает каретку *1* вперед, которая в свою очередь, — когда руль направления в центральном положении, толкает шатуны *2* и *3*, заставляя открываться впускной клапан *4*. Сжатый воздух из баллона входит в камеру *5* и в соответствующий колесный тормоз до тех пор, пока давление сжатого воздуха на диафрагму равно сжимающим силам пружин; когда действие прекращается, диафрагмы возвращаются в свое нормальное положение, и впускные клапаны закрываются.



Фиг. 16_{16}.

Повторные движения ручного рычага дают увеличение сжатия пружин: резиновые диафрагмы растягиваются, и давление в тормозах соответственно увеличивается.

Когда ручной рычаг частично освобожден, сжатие пружин уменьшается. Эффект давления в камере *5* больше, чем эффект сжатия пружин; резиновые диафрагмы растягиваются в противоположном направлении, таким образом выпускной клапан *7* открыт. Давление в тормозах уменьшается до тех пор, пока пружины не возвратят диафрагму в нормальное положение.

Полное освобождение ручного тормоза совершенно исключает воздушное давление в тормозах. Впускные клапаны остаются закрытыми, а выпускные — открытыми.

Когда руль направления передвигается из центрального положения, каретка *1* вращается, однако шатуны не двигаются до тех пор, пока не начнется работа ручным рычагом. Благодаря такому устройству движение органов управления руля направления во время полета не может повлиять на механизм тормоза.

После движения ручного рычага вращение каретки освобождает один тормоз и увеличивает тормозной эффект в другом колесе.

Такая диференциальная тормозная система была тщательно испытана в суровых условиях эксплоатации. Эффект торможения чрезвычайно легко контролировался пилотом.

Необходимость многочисленной команды для обслуживания самолета после посадки совершенно исключена. Самолет может рулить до назначенного ему места в ангаре без посторонней помощи.

b) Баллон со сжатым воздухом. Размер баллона для сжатого воздуха зависит в большой мере от способа наполнения его. Если установлен насос, приводимый в действие от мотора, то может применяться сравнительно небольшой баллон, но где применяется ручной или ножной насос рекомендуется ставить большой баллон.

Баллон можно также применять для запуска мотора.

c) Манометр. Для управления в тормозной системе Дэнлоп сконструирован очень точный тройной указатель. Он должен быть смонтирован на приборной доске самолета.

Давление в баллоне со сжатым воздухом постоянно показывается стрелкой; таким образом исключается возможность, что при посадке окажется, что давление воздуха в баллоне недостаточно для эффективной работы тормоза.

Соответствующие стрелки указывают также давление в механизме каждого колеса, когда работают тормоза.

d) Резиновый шланг и соединения. Особое внимание уделено в этой пневматической системе торможения предотвращению возможной утечки сжатого воздуха.

Резиновый шланг имеет специальную толстую резиновую прокладку для предотвращения утечки.

Обращается большое внимание на ниппельное соединение в местах соединения резинового шланга с латунными трубками.

Вес деталей тормоза Дэнлоп в среднем (в *кг*):

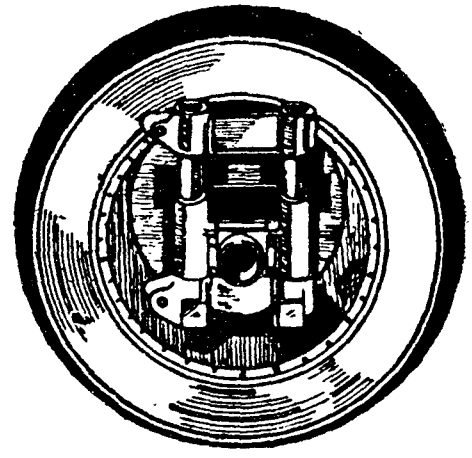
для колес высокого давления 16 *кг*,
низкого „ 11,5 *кг*.

Недостатки пневматического управления заключаются в необходимости иметь запас сжатого воздуха и заботиться о пополнении расходного баллона, в отсутствии чувствительности и ощущения летчиком степени торможения и некоторого запаздывания действия тормоза при включении и выключении.

Для устранения запаздывания применяются комбинированные типы управления — гидро-пневматический или механо-пневматический.

В настоящее время установившегося типа управления самолетными тормозами как у нас, так и за границей нет.

§ 11_{16}. КОЛЕСА С ВНУТРЕННЕЙ АМОРТИЗАЦИЕЙ



Фиг. 17_{16}.

Несмотря на ряд преимуществ колес этого типа, до сих пор не существует вполне удовлетворительных конструкций.

Простейший тип амортизационного колеса имеет втулку весьма большого диаметра, в верхней части которой помещен набор резиновых колец (из шнуров). К последним присоединяется ось шасси. Таким образом при посадке ось может двигаться во втулке, растягивая амортизатор и поглощая тем самым удары (фиг. 17_{16}).

Ось колеса подобной конструкции во избежание перекоса колеса при его нагружении имеет специальные направляющие сектора. Способ подвески амортизации к колесу может, понятно, меняться.

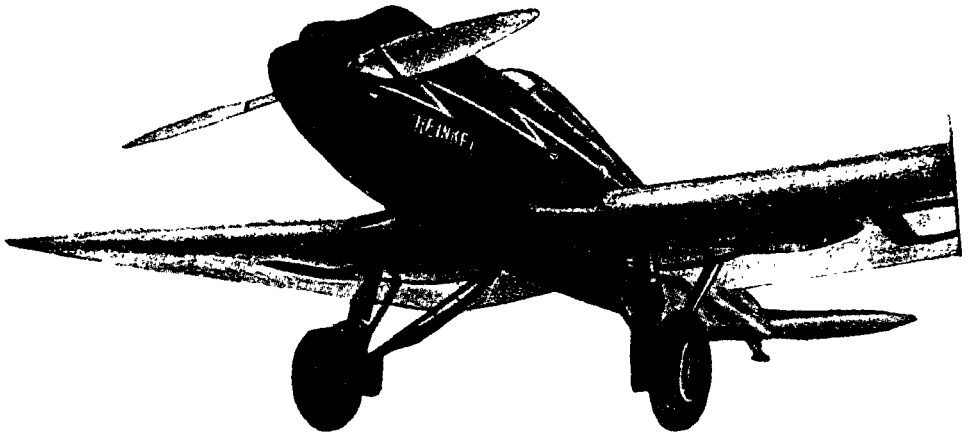
Для улучшения работы колеса с внутренней амортизацией Доути предложена комбинированная масляно-резиновая амортизация. Даже снабженное тормозом такое колесо достаточно компактно. Однако оно довольно сложно.

§ 12_{16}. УБИРАЮЩЕЕСЯ ШАССИ

Убирающееся шасси имеет своей целью устранить создаваемое им в полете дополнительное сопротивление, составляющее около 30% полного сопротивления несущих частей самолета.

Впервые убирающееся шасси было применено в 1931 г. на американском самолете Локхид, показавшем увеличение скорости на 40 *км/час* при убранном шасси (вместо 282 *км/час* показал 322 *км/час*).

Вслед за этой конструкцией убирающееся шасси очень быстро завоевало себе популярность и появилось на самолетах других фирм, как то: Бенниг, Блерио, Кузинэ, Хэйнкель (фиг. 18_{16}) и др.



Фиг. 18_{16}.

Почти во всех конструкциях шасси прячется в крыло. Существуют две различные схемы конструкции шасси: складывающиеся в сторону и складывающиеся в плоскости полета.

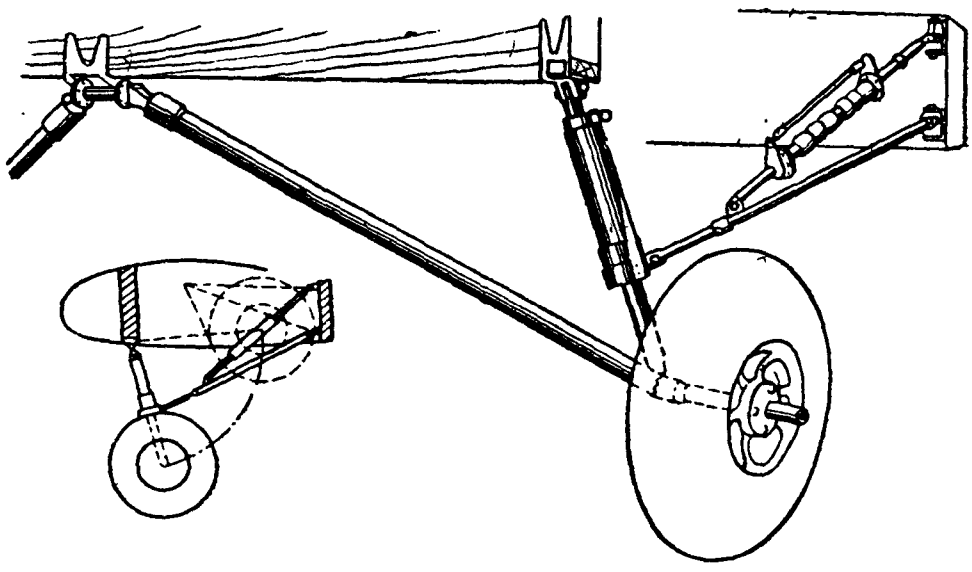
Преимущество первой схемы состоит в том, что шасси полностью прячется, а при второй схеме часть колеса остается снаружи (хотя обыкновенно эта часть заключается в обтекатель).

В первой схеме нижние пояса нескольких нервюр перерезаются, что ведет к утяжелению крыла, и при этом занимается бо́льшая часть пространства внутри его.

Преимуществом второй схемы является то, что мы сохраняем целыми все нервюры, оставляем свободным почти весь объем внутри крыла и можем расположить там баки и пр.

В настоящее время нельзя отдать полностью предпочтение какой-либо одной из этих схем, и они обе являются жизненными.

Опыты ЦАГИ показали, что шасси, сделанное по второй схеме, на сравнительно тихоходной машине дало увеличение скорости, равное 12%.

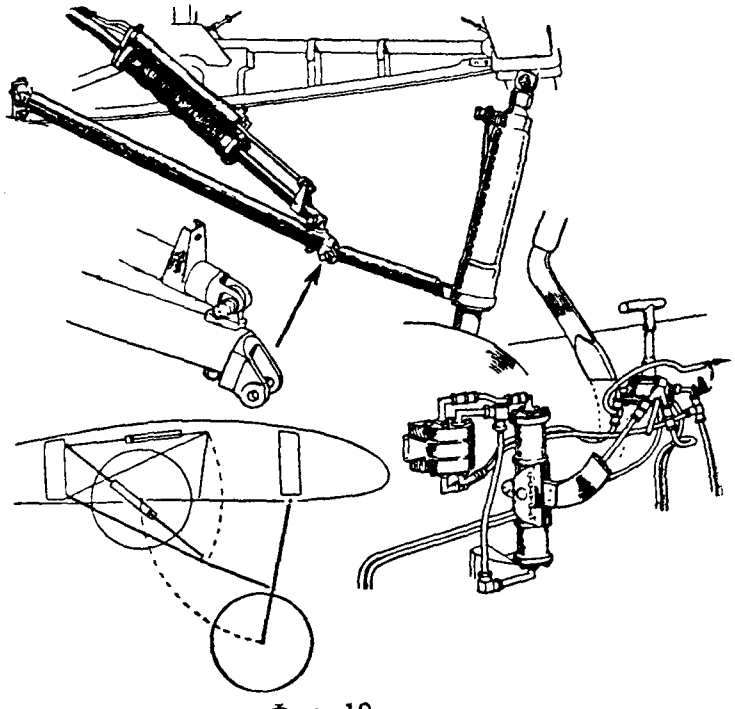


Фиг. 19_{16}.

Вес же дополнительных устройств, нужных для уборки шасси, колеблется в пределах от 0,5 до 1% веса машин.

К первой схеме принадлежат самолеты Локхид, Хэйнкель, Блерио и др., ко второй—Кодрон-200, Эрспид „Курьер" (фиг. 19_{16}).

Убирающееся масляно-пневматическое шасси самолета Хэйнкель Н-70 состоит из пирамидок и имеет гидравлический механизм подъема. Колеса снабжены обтекателями с внутренней стороны, служащими после подъема колеса для закрывания гнезда на нижней поверхности крыла. Имеются колесные тормоза и убирающееся хвостовое колесо.

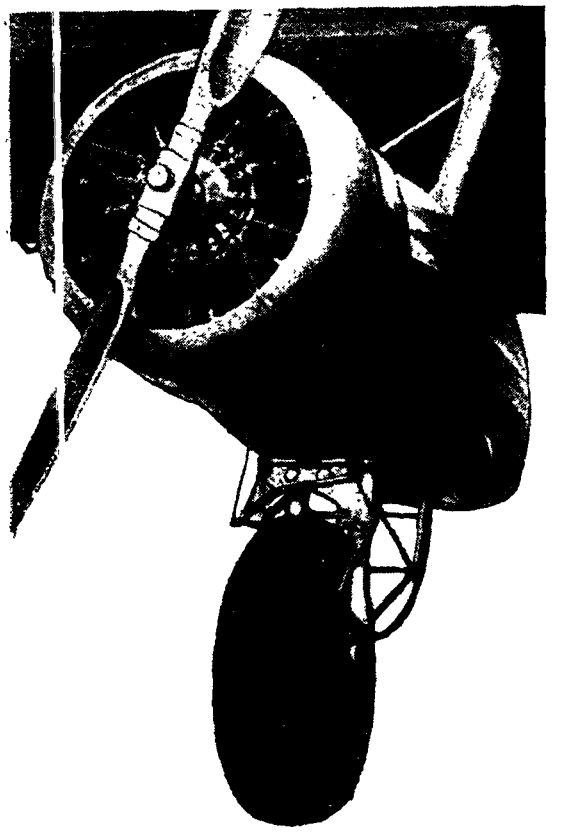


Фиг. $19a_{16}$.

Масляно - пневматическая стойка Виккерс шарнирно соединена с передним лонжероном. Стойка, ведущая к заднему лонжерону, состоит из двух частей, причем более короткая присоединена к телескопической стойке (фиг. $19a_{16}$).

Масляный цилиндр с поршнем крепится одним концом к верхнему углу заднего лонжерона, а другим — к подкосу. Когда масло поступает в ниж-

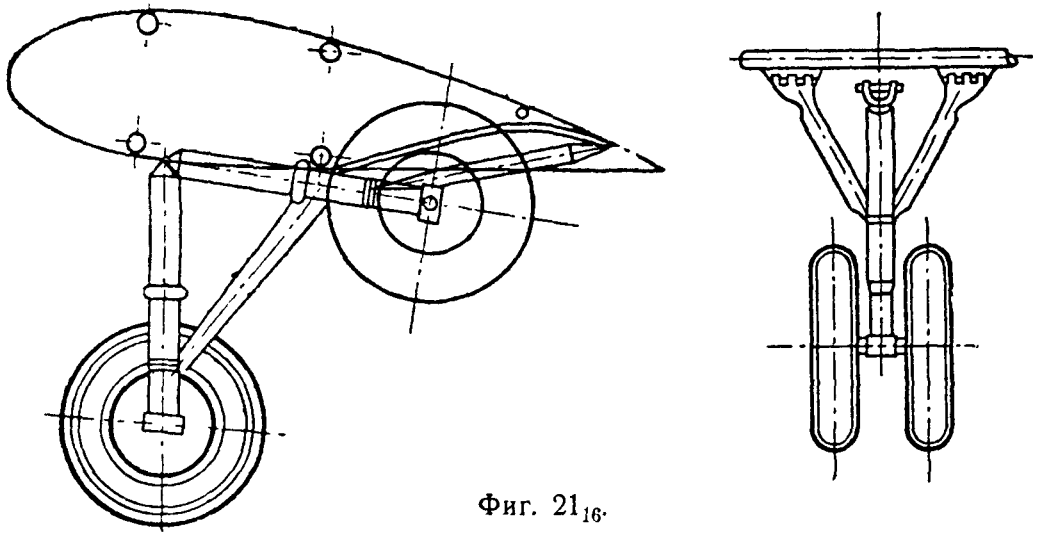
ний конец цилиндра, поршень подымается и толкает подкос вверх. Когда поршень достигает верхней точки, телескопическая стойка и ось находятся внутри крыла вместе с колесами, которые убираются на три четверти. Шасси снабжено колесами Дэнлоп с гидравлическими тормозами; имеется также хвостовое колесо Дэнлоп. Все движение осуществляется из пилотской кабины посредством ручного насоса и трехходового крана.



Фиг. 20_{16}.

Существует еще способ, заставляющий колесо входить в промежуток между лонжеронами, когда ось вращения располагают наклонно к поперечной оси самолета. Так устроены шасси самолетов Локхид, Бреге, ХАИ-1 и др. В этом случае схема значительно упрощается, но колесо в крыло ставится косо, так как плоскость его не параллельна оси вращения и при тонком крыле оно может не поместиться. Выход находят или в уничтожении амортизатора при условии постановки колеса Гудиир (самолет Локхид, ХАИ-1) или в постановке амортизатора с консолью, работающей на изгиб, у которой подкосы прикреплены к верхней неподвижной части.

Для машин многомоторных (в особенности двухмоторных) применяются схемы с убиранием шасси не вбок, а назад или вперед.



Фиг. 21_{16}.

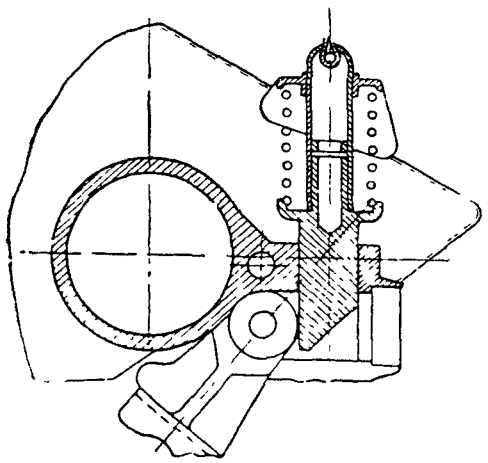
Такие шасси имеют самолеты Бениг, Фоккер XX (фиг. 20_{16}). Схемы их обыкновенно значительно проще; чаще всего это или вильчатое шасси

или шасси с двумя колесами на каждой стороне, расположенными по бокам у главной амортизационной стойки.

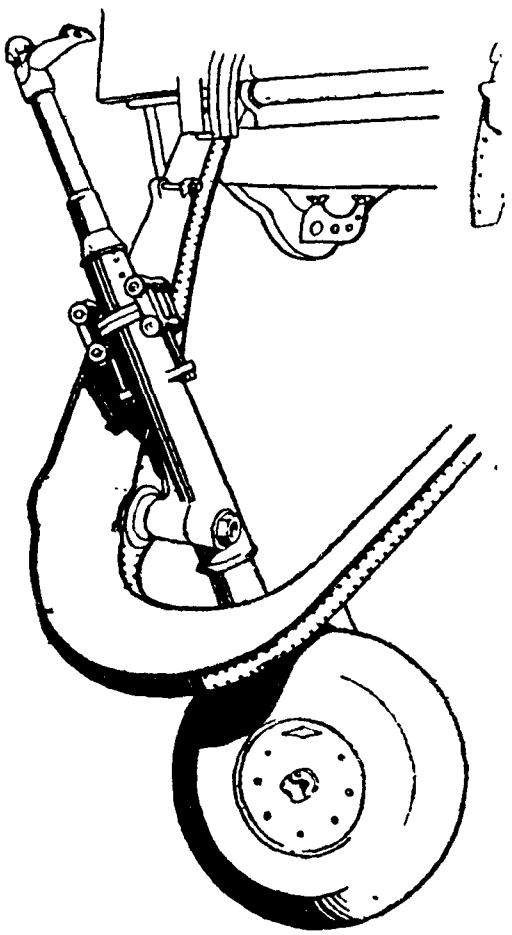
В схеме Бенига (фиг. 21_{16}) с двух сторон подходят подкосы, верхние концы которых оканчиваются шарнирами, лежащими на одной прямой с шарниром главной стойки; назад отходит еще один подкос.

Процесс убирания осуществляется двумя способами: или верхний конец заднего подкоса освобождается и двигается по какой-то направляющей, а все шасси, вращаясь на верхних шарнирах, идут назад, или задний подкос, состоящий из двух частей, скрепленных шарниром, в нужный момент „ломается", заставляя также итти шасси назад.

Способы управления подъемом шасси. В настоящее время употребительны следующие способы подъема шасси: механический, гидравлический и пневматический. В первом случае передача осуществляется или посредством тросов, или комбинацией цепной и зубчатой передач, вращающих длинный винт и тянущих гайку, к которой прикрепляется конец подкоса.



Фиг. 22_{16}.



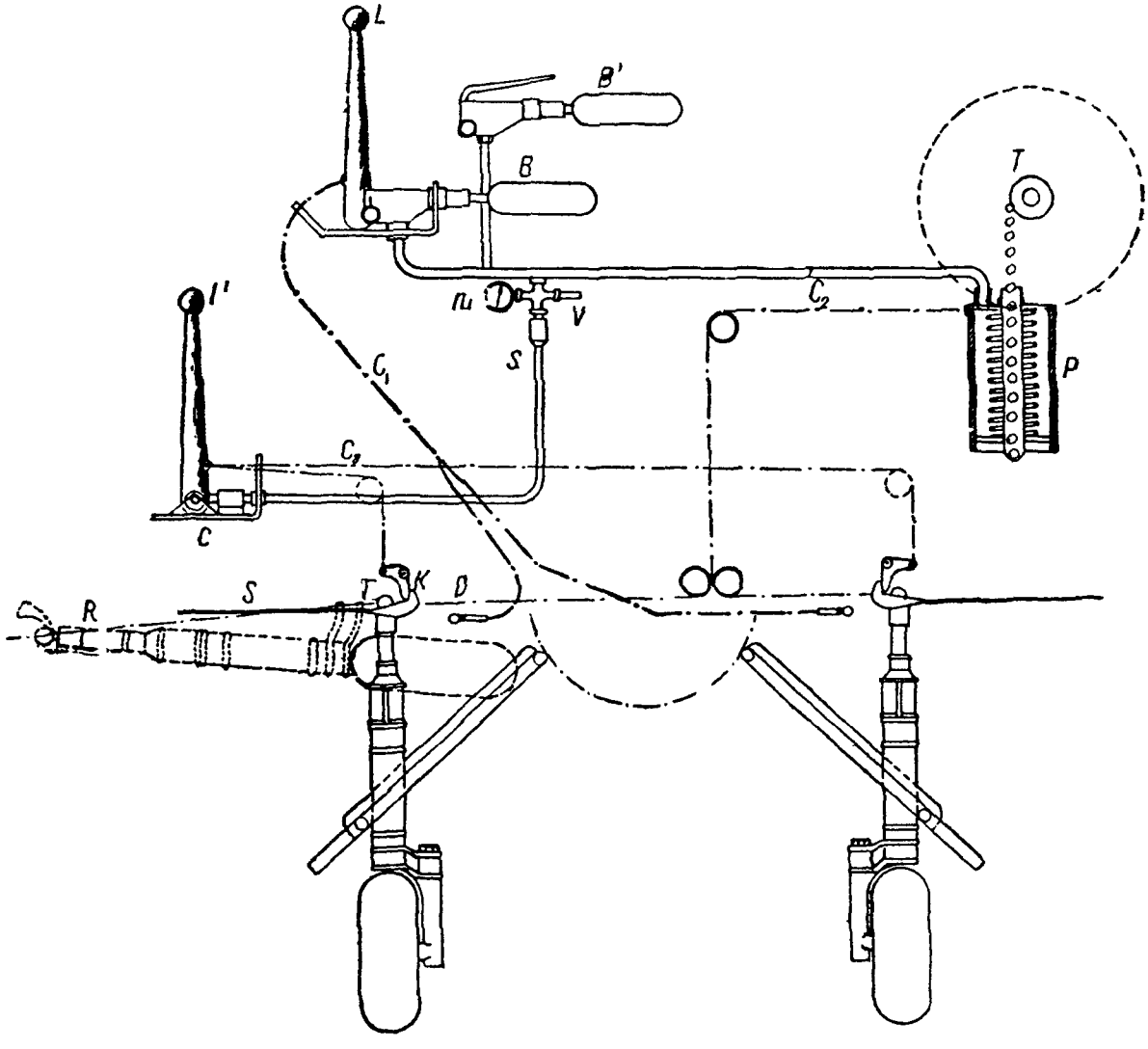
Фиг. $23a_{16}$.

При тросовой передаче необходимо вводить в систему добавочное устройство—так называемый замок. Устраивается он так (фиг. 22_{16}). Имеется фрезерованное гнездо, в которое входит верхний конец подкоса. Одна сторона гнезда открыта и закрывается ходящим в пазах языком. Пружина нажимает на язык, заставляет его закрывать отверстие в гнезде. Таким образом, если язык опущен, то подкос не может выйти из гнезда, и вся система является жесткой. К замку присоединяется рельс, сделанный из кольчугалюминиевого профиля. Подымая при помощи тросика язык замка, мы позволяем подкосу выскользнуть из гнезда и пойти по рельсу.

Трос прикрепляют к цилиндру амортизатора и через систему роликов присоединяют к механизму с барабанами, находящемуся в кабине пилота

и приводимому в действие или от руки или при помощи небольшого электромотора.

Недостатками тросового устройства являются: во-первых, необходимость постановки замков; во-вторых, трудность связать в одну кинематическую схему перемещение точек, к которым прикреплены концы тросов, и, в-третьих, вытягивание и изнашиваемость тросов.

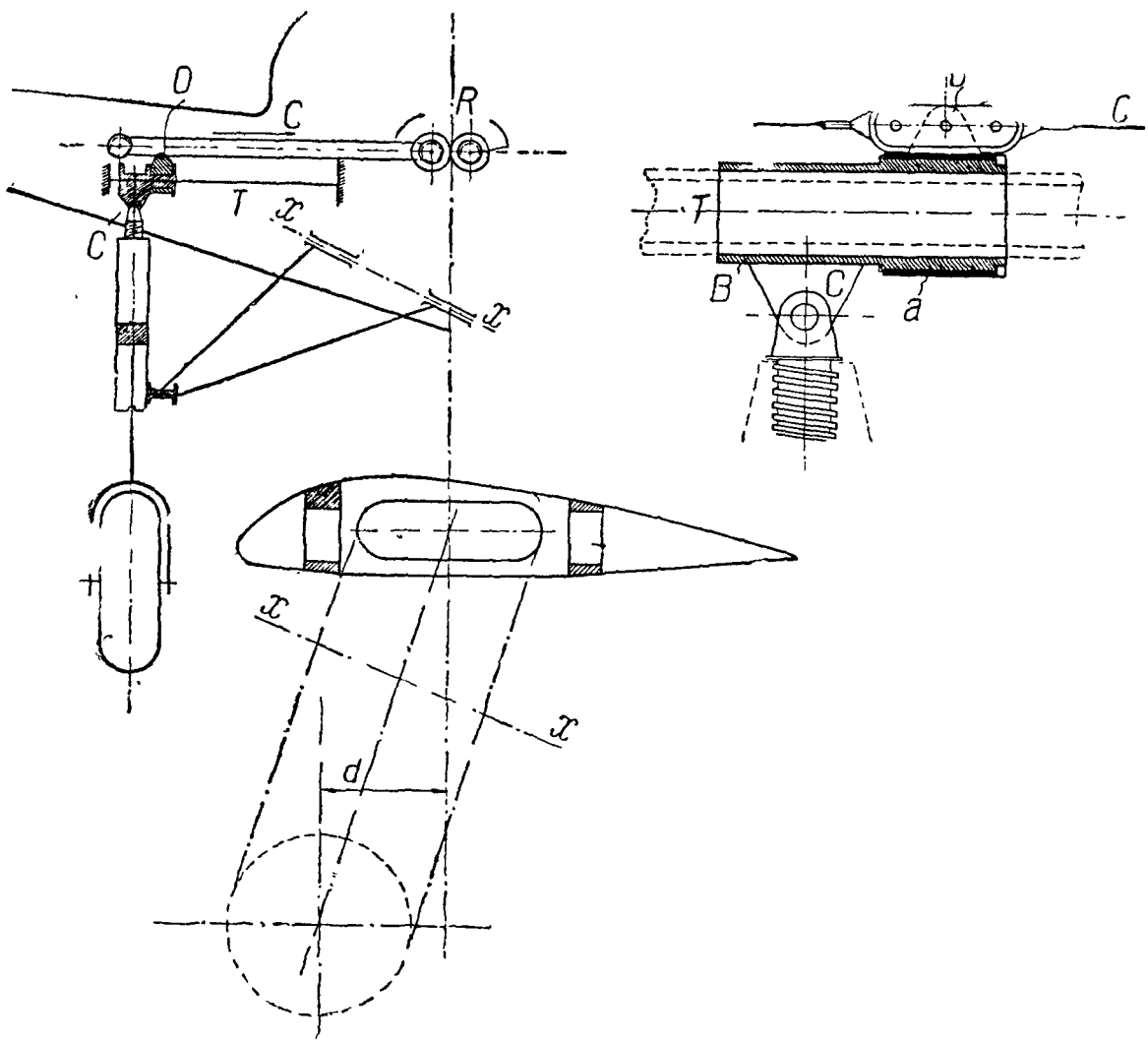


Фиг. $23b_{16}$.

При постановке вместо тросового устройства жесткой передачи с винтом отпадает необходимость постановки замков, упрощается схема, и при хорошей конструкции повышается долговечность, но вес жесткой передачи будет всегда значительно выше, чем тросовой, и мы не всегда располагаем достаточным количеством свободного места для постановки винтов.

Постановка электромотора возможна как при первой, так и при второй схеме — это дает большие эксплоатационные удобства, но заставляет ставить добавочный вес на машину. Это будет приблизительно равняться 30—35 *кг* (18 *кг* мотор, 12 *кг* добавочный аккумулятор и 5 *кг* проводки, рубильники и т. п.).

При гидравлической установке масло накачивается в телескопический подкос, который удлиняется и тем поднимает шасси. Масло накачивается при помощи скальчатой или шестеренчатой помпы, приводимой в движение руками, электромотором или непосредственно путем присоединения к мотору самолета. При подобном устройстве замки не нужны, и в поднятом состоянии шасси может висеть на телескопах.



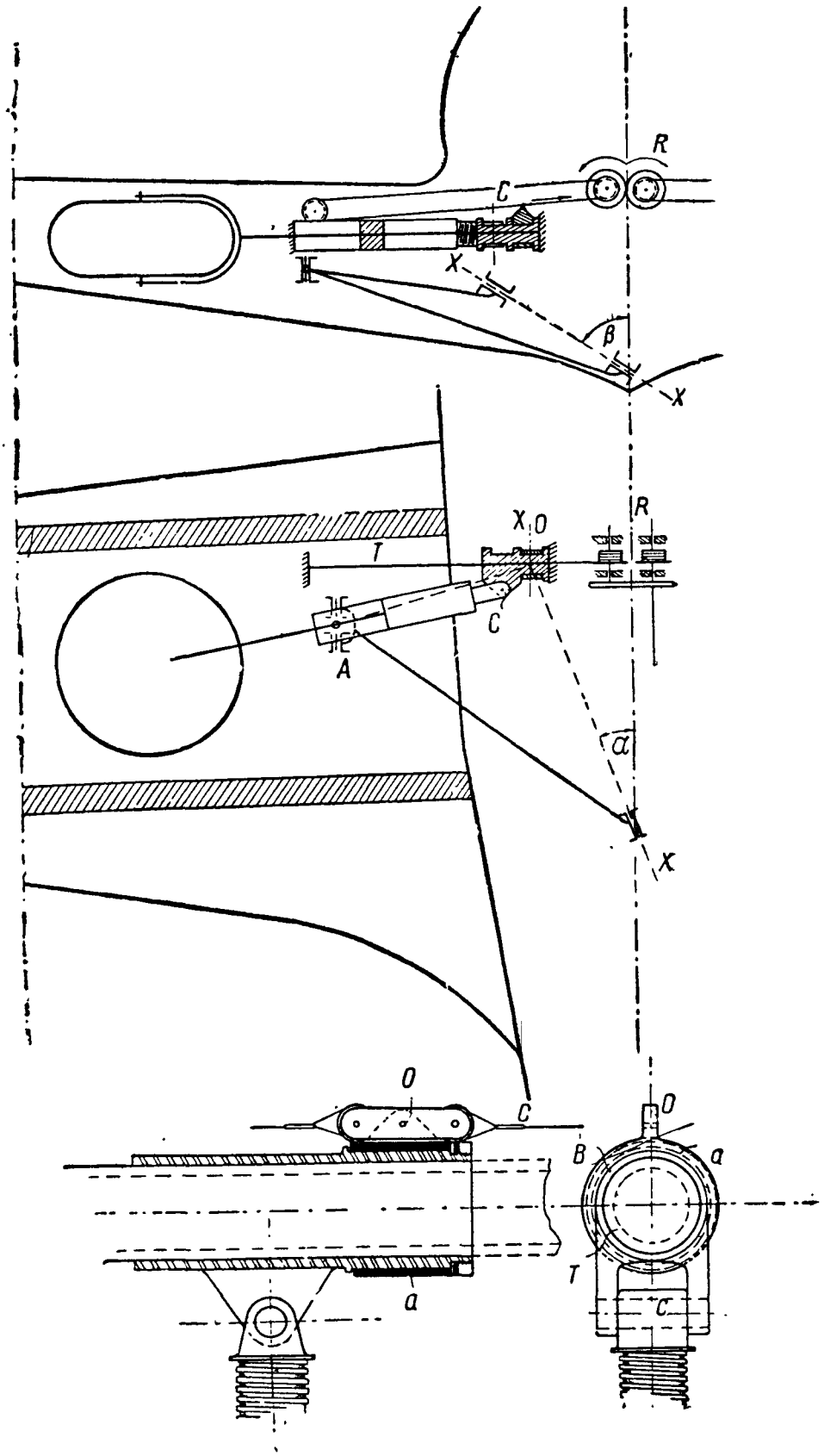
Фиг. 24_{16}.

Пневматическая система осуществляется при помощи таких же телескопов, как и при гидравлической системе, в которую вместо масла пускается из баллона сжатый воздух.

При этой схеме обязательно устройство замков, как фиксирующих шасси в нижнем положении, так и удерживающих его в положении поднятом, ввиду того что никогда нельзя надеяться на абсолютную герметичность проводки.

Преимуществом пневматического подъема и спуска является большая скорость, с которой производятся эти операции, что весьма важно, в особенности для военных машин.

СКБ "Вулкан-Авиа"



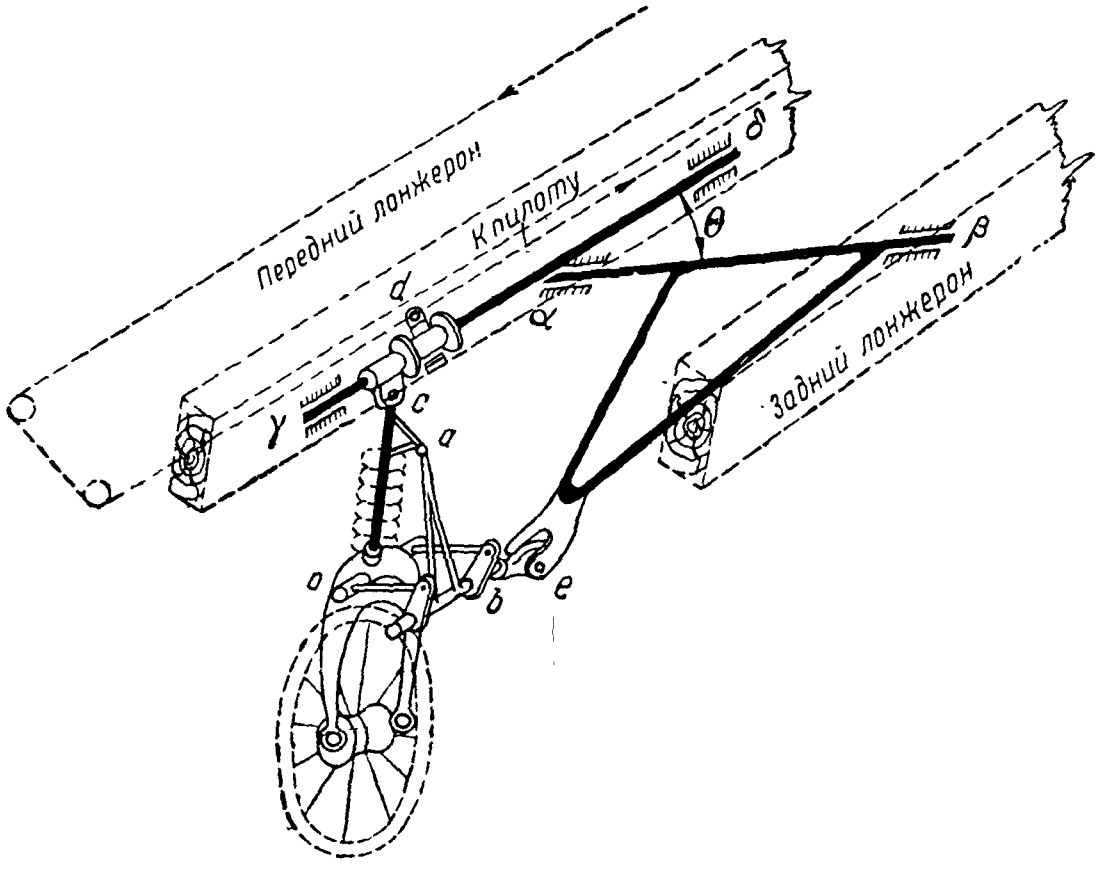
Фиг. 25$_{16}$.

Что касается времени подъема и спуска, то оно должно зависеть от веса и назначения машины.

Считают, что для истребителя время подъема не должно превышать 40—50 сек., время спуска — 15—20 сек.; для разведчика — соответственно подъем до 1,5 мин., спуск — до 1 мин.; для крупных пассажирских и тяжелых бомбардировщиков время подъема можно допустить до 5 мин., время спуска — до 1,5 мин.

Убирающееся масляно-пневматическое шасси французского самолета Кельнер Бешеро D-28 (фиг. 23*а*, b_{16}) образовано гидравлическим подъемником (масло) и запасным механическим на случай отказа первого.

Ферма шасси состоит из дугообразной дюралевой стойки, шарнирно сочлененной с фюзеляжем. Амортизационная стойка посажена на консоли передней дуговой стойки.



Фиг. 26_{16}.

Кинематика движения такова, что вся ферма ломается вдоль плоскости крыла, получая принудительное движение от плунжера насоса через цилиндр, связанный тросом с поводком стойки шасси.

Убирающееся шасси самолета Потез 53. На фиг. 24_{16} показано шасси в рабочем состоянии, а на фиг. 24_{16} *b* — перемещение шасси вперед при подъеме его.

Кинематическая ось *X*—*X* шарнирных подкосов расположена под углом β к вертикальной оси самолета и при виде в плане под углом *α* к продольной оси его.

Нога *1*, с масляно-пневматическим амортизатором системы Мессье несет вильчатую опору баллонного колеса. Движе-

СКБ "Вулкан-Авиа"

нием маховичка (не показан на фигуре) трос матывается или наматывается с катушек R. Концы его связаны с кулисой O, которая скользит по направляющей дорожке T, и соединена двушарнирно (B и C) с амортизационной стойкой.

При действии подъемника кулиса перемещается в точку C, а шарнирные подкосы совершают вращательно-поступательное движение около оси $X-X$; для возможности его осуществления в A потребовалось ввести кардан.

Убранное положение шасси показано на схеме фиг. 25_{16} в двух проекциях. Из обеих фигур видно, что, совершая перемещение вперед, шасси полностью прячется в крыло.

Самолет Потез 53 явился победителем на скорость в 1933 г. при состязании на кубок Шнейдера.

При двигателе в 200 *л. с.* им была достигнута максимальная скорость в 320 *км/час*.

Убирающееся шасси самолета НВ-2. Самолет НВ-2 инж. Никитина В. В. имеет следующее устройство механизма для убирания шасси (фиг. 26_{16}).

Боковая створка $\alpha\beta e$ вращается около оси $\alpha\beta$, расположенной под углом θ к лонжеронам.

Амортизационная стойка oc шарнирно соединена с траверсой c, которая скользит по направляющему валу, укрепленному параллельно переднему лонжерону. Через ушко с муфтой d траверса соединена тросом c с подъемником в кабине пилота.

Для складывания фермы введена промежуточная трехзвенная цепь $a-\gamma-e$. Валик δ вращается в подвижных опорах. При действии механизма колесо отходит назад и убирается между лонжеронами.

§ 13_{16}. ШАССИ И АМОРТИЗАЦИЯ

Воспринимаемая работа. Под безопасной работой понимается работа, производимая амортизацией самолета соответственно безопасной перегрузке, равной

$$\frac{n_E}{1{,}5},$$

где n_E — разрушающая перегрузка в случае $E_{ш}$.

Безопасная работа A *кг/м*, которую должна воспринять амортизация шасси при динамическом приложении нагрузки, вычисляется следующим образом.

Если самолет снабжен стандартными пневматиками размером 1350×300 и больше или баллонными пневматиками с соответственным безопасным обжатием больше 160 *мм*, то работа в *кг/м* вычисляется по формуле:

$$A = 0{,}4G,$$

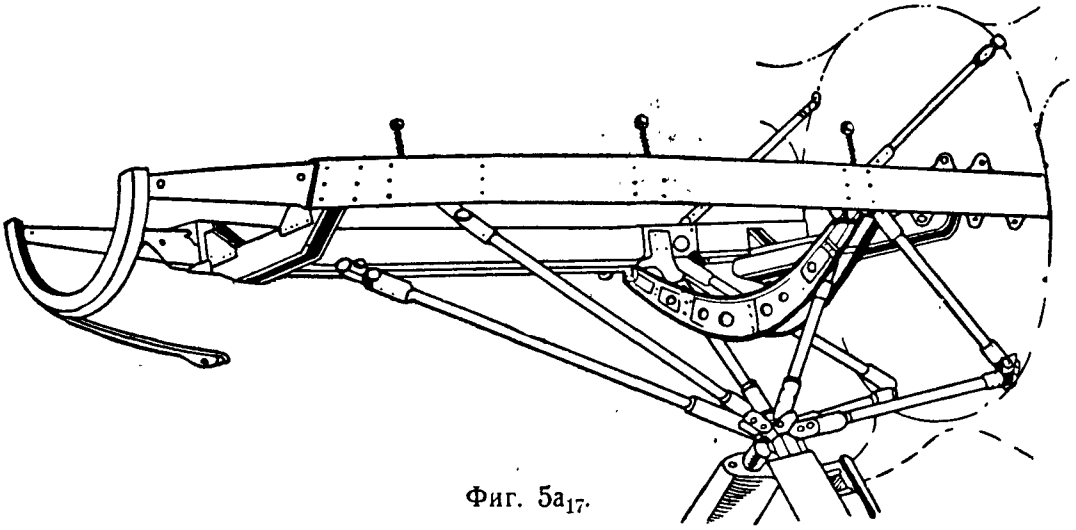
где G — полный вес самолета в *кг*.

По этой же формуле вычисляется работа и в том случае, если самолет, снабженный пневматиками меньшего размера, чем 1350×300, имеет посадочную скорость $V_{пос} < 90$ *км/час*.

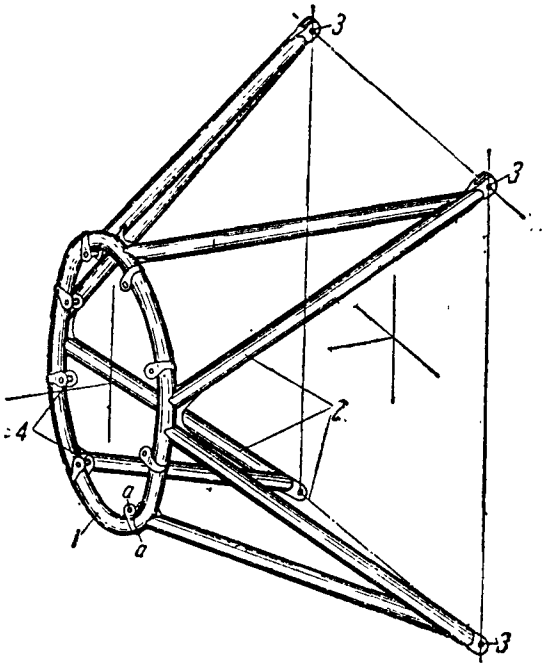
Если самолет, снабженный пневматиками меньшего размера, чем 1350×300, имеет посадочную скорость $V_{пос} > 90$ *км/час*, то работа амортизации вычисляется по формуле:

$$A = 0{,}00064\ G \cdot V_{пос}^{2},$$

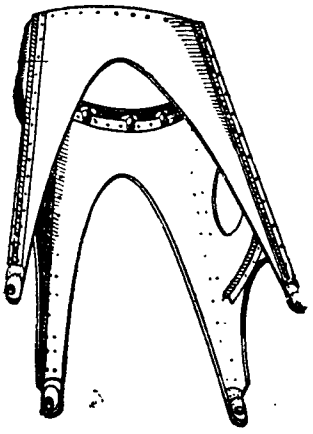
где G выражено в *кг*, $V_{пос}$ — в *м/сек*.



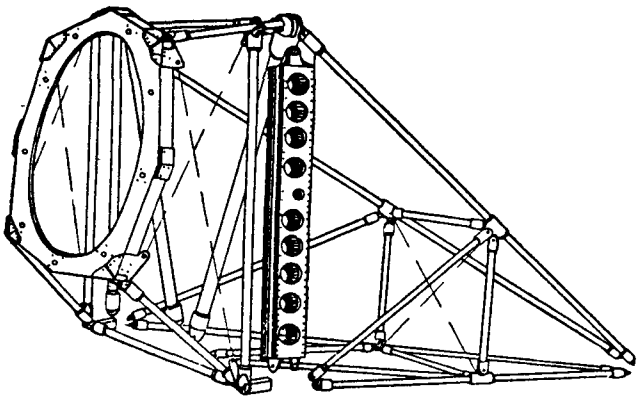
Фиг. 5а$_{17}$.



Фиг. 5б$_{17}$.



Фиг. 5в$_{17}$.



Фиг. 5г$_{17}$.

грамме усилие, действующее на колеса, обозначено $P_к$ и соответствующее ему усилие на стойки — $P_с$, причем $P_к = \varphi \cdot P_с$.

Максимальное безопасное усилие на пневматик $P_{к\,max}$ не должно превышать предела пропорциональности обжатия колеса (точка K на диаграмме, фиг. 27_{16}).

В том случае, если работа $A_к$, производимая пневматиками, составляет больше половины общей работы A, то величина работы A_a, которую должны воспринять амортизаторы стоек, берется равной половине A соответственно случаю установки лыж, т. е.

$$A_a = \frac{A}{2} = 0{,}5A.$$

Амортизационная стойка после восприятия всей требуемой работы и после снятия нагрузки должна быстро вернуться в свое первоначальное положение.

Для самолетов, предназначенных исключительно для ночных полетов, норма на работу должна быть увеличена в полтора раза.

Резиновая амортизация. Расчет резиновой амортизации (пластинчатой и шнуровой) должен основываться на лабораторных испытаниях резины применяемого сорта, откуда должны определяться допустимое обжатие (вытяжка) резины и воспринимаемая работа в зависимости от усилия и хода.

Площадь резиновых амортизаторов должна подбираться с таким расчетом, чтобы давление на резину на стоянке не превышало 17 *кг/см*^{2}.

Масляно-пневматическая амортизация. Для расчета масляной амортизации все самолеты делятся на две группы.

К первой группе относятся все самолеты, снабженные стандартными пневматиками размером 1350 × 300 и больше или баллонными пневматиками, имеющими максимальное безопасное обжатие больше 160 *мм*.

Ко второй группе относятся все остальные самолеты.

Для первой и второй групп общий коэфициент гистерезиса амортизационной стойки

$$n = \frac{\text{работа, превращенная в тепло за прямой и обратный ходы}}{\text{полная кинетическая энергия удара, воспринятая амортизатором}}$$

определяется по диаграмме (фиг. 29_{16}) в зависимости от принятой безопасной перегрузки

$$n_{E_{без}} = \frac{n_E}{1{,}5},$$

где n_E определяется согласно случаю $E_ш$ колесного шасси.

Время прямого и обратного ходов амортизационной стойки должно быть не более 0,8 сек.

Если на самолетах второй группы ставится амортизатор, характеризующийся тем, что в формулу, определяющую его сопротивление, входит член, пропорциональный квадрату скорости поршня, то в конструкции должна быть предусмотрена установка предохранительного клапана, отрегулированного на максимальное безопасное давление.

При отсутствии предохранительного клапана кривая усилий по ходу поршня для самолетов второй группы должна иметь такую форму, чтобы

вначале на сжатие работал главным образом воздух на части хода амортизатора.

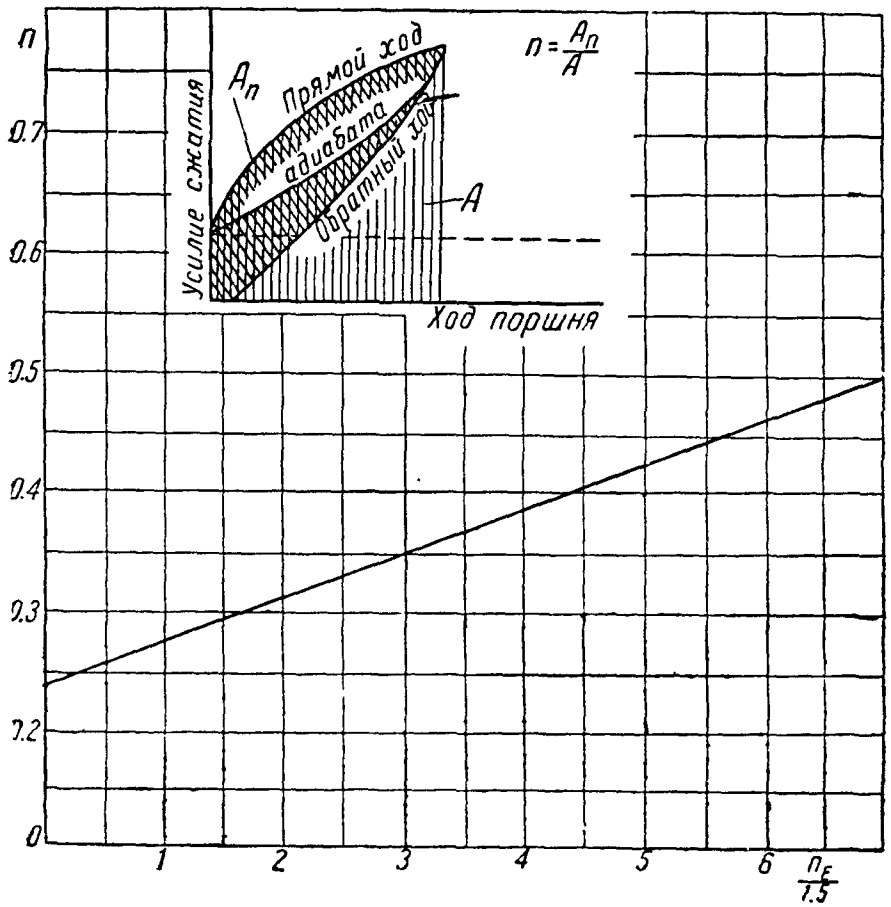
Величина этой части хода амортизатора в *мм* должна определяться из уравнения

$$x = (160 + 0{,}25\delta_0 - \delta_{max}) \cdot \varphi,$$

где δ_0 — обжатие пневматика на стоянке в *мм*,

δ_{max} — максимальное безопасное обжатие пневматика в *мм*.

Величина коэфициента истечения жидкости через отверстие должна в каждом отдельном случае устанавливаться опытным путем в зависимости от формы размеров отверстия.



Фиг. 29_{16}.

Указанные нормы относятся также и к другим конструкциям амортизаторов с применением масла (масляно-резиновые, масляно-пружинные и т. д.).

Колесное шасси

а) Посадка на два колеса

Случай $E_ш$. Посадка на три точки. Расчетная разрушающая перегрузка определяется из диаграммы сжатия амортизации (фиг. 28_{16}):

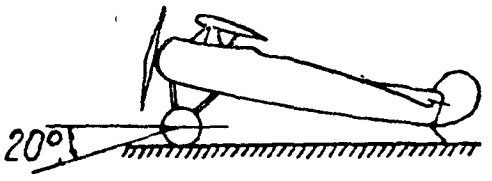
$$n_E = 1{,}5\,\frac{P_{c\,max}}{P_c},$$

где $P_{\text{отах}}$ — максимальное усилие, действующее по стойке при поглощении всей работы, предписанной нормами;

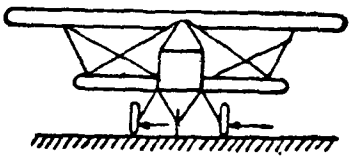
P_0 — усилие по стойке от веса самолета на стойке.

Минимальное допустимое значение n_E принимается равным 4.

Случай $G_{\text{ш}}$. Передний удар на оба колеса (фиг. 30_{16}). Самолет находится в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка прохо-



Фиг. 30_{16}.



Фиг. 31_{16}.

дит через ось шасси и направлена спереди и снизу под углом 20° к горизонту. Перегрузка

$$n_G = 3.$$

Случай $F_{\text{ш}}$. Боковой удар в оба колеса (фиг. 31_{16}). Самолет рассматривается в положении стоянки. Сила приложена к ободам колес. Перегрузка определяется по формуле:

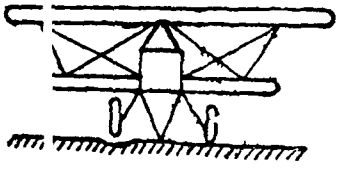
$$n_F = \frac{V_{\text{пос}}}{100},$$

где $V_{\text{пос}}$ выражена в *км/час*.

Меньше 0,8 перегрузка не берется. При $V_{\text{пос}} > 120$ *км/час* величина перегрузки должна быть согласована с главным инженером ВВС.

b) Посадка на одно колесо

Случай $E_{\text{ш}}$. Посадка на одно колесо (фиг. 32_{16}). Расчетная разрушающая перегрузка при посадке на две точки вычисляется по формуле:



Фиг. 32_{16}.

$$n_E' = \frac{0{,}4}{K} + \frac{n_E}{\sqrt{2K}},$$

где $K = 1 + 16\frac{r^2}{\rho_x^2 + h^2}$,

n_E — разрушающая перегрузка в случае $E_{\text{ш}}$,

r — половина колеи шасси (расстояния между колесами) в *м*,

ρ_x — радиус инерции самолета относительно продольной оси, проходящей через его центр тяжести в *м*, причем:

$$\rho_x = \sqrt{\frac{J_x \cdot g}{G}},$$

где h — высота центра тяжести самолета над уровнем земли при стоянке в трех точках и при соответственном обжатии пневматиков и амортизаторов в *м*.

Меньше 0,33 отношение $\frac{n_E'}{n_E}$ не берется.

Разрушающая сила

$$P = n_E' G$$

направлена по вертикали и приложена к одному из колес самолета, причем угол крена принимается равным нулю, а самолет — в положении стоянки. Равновесие самолета достигается путем приложения соответствующих инерционных сил.

Случай $F_{ш}'$. Боковой удар в одно колесо. В этом случае разрушающая перегрузка вычисляется по формуле:

$$n_F' = n_F \cdot \frac{n_E'}{n_E},$$

где n_F — разрушающая перегрузка в случае $E_{ш}$,
n'_E — » » » » $E_{ш}'$,
n_E — » » » » $E_{ш}$,

Равновесие достигается так же, как и в случае $E_{ш}$.

Случай $G_{ш}'$. Передний удар в одно колесо. Разрушающая перегрузка определяется по формуле:

$$n_G' = n_G \cdot \frac{n'_E}{n_E},$$

где n_G — разрушающая перегрузка в случае $G_{ш}$.

Равновесие достигается так же, как и в случае $E_{ш}'$.

В случае постановки лыж шасси должно выдерживать нагрузки от них.

c) Тормозное шасси

Случай $T_{ш}$. В случае постановки тормоза шасси помимо всех перечисленных случаев должно быть рассчитано на нагрузку случая $E_{ш}$ и одновременное действие горизонтальной силы, приложенной к окружности колеса в точке касания его с землей и равной $\frac{M_т}{R}$, где R — радиус пневматика, обжатого силой $\frac{P_к}{1{,}5}$, и $M_т$ — тормозной момент.

Тормозной момент определяется:

а) если величина тормозного момента ограничивается специальным приспособлением, то

$$M_т = 2M_{max},$$

где M_{max} — максимальный возможный момент;

б) если ограничитель отсутствует и если тормоз не имеет сервоколодок, то $M_т$ может быть определен, исходя из максимального усилия от руки пилота на ручку тормоза.

Кроме того, тормозной момент может быть определен по формуле:

$$M_т = \mu \cdot P_E \cdot R,$$

где $\mu = 0{,}3$ — коэфициент трения,

P_E — разрушающая нагрузка, действующая на колесо в случае $E_ш$.

Из этих трех случаев в расчет вводится тот, который дает для $M_т$ минимальную величину.

§ 14_{16}. КОСТЫЛЬ

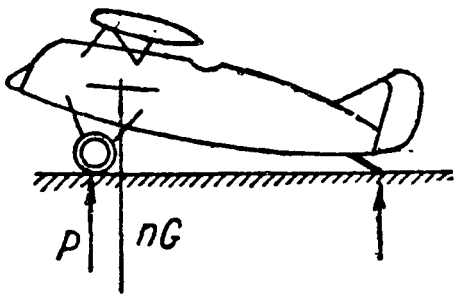
Амортизация. Необходимая величина работы, производимой амортизацией костыля, определяется для всех самолетов по формуле:

$$A = 0{,}00048 G_к \cdot V^2_{пос},$$

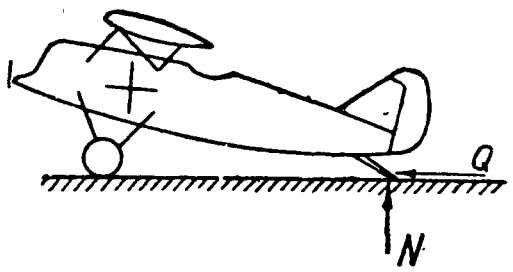
где $G_к$ — доля веса самолета, приходящаяся на костыль при стоянке самолета на трех точках,

$V_{пос}$ — берется в *м/сек*.

В случае, если костыль колесный, учитывается работа пневматика. При постановке колесного костыля на лыжу амортизация должна совершать половину работы, определяемой приведенной выше формулой.



Фиг. 33_{16}.

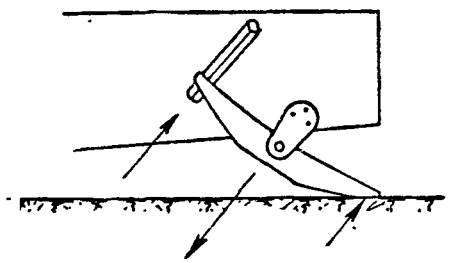


Фиг. 34_{16}.

Прочность костыля. Испытание костыля и его креплений следует производить на следующие случаи.

Случай E. Посадка на три точки (фиг. 33_{16}). Коэфициент перегрузки определяется аналогично шасси.

Случай E_2. Одновременное действие усилия случая E и силы трения $Q = 0{,}4N$ (фиг. 34_{16}). Для колесного костыля данный случай рассматривается как передний удар в колесо в случае E.



Фиг. 35_{16}.

Величина Q принимается та же:

$$Q = 0{,}4N.$$

Случай H. Боковой удар. Самолет находится в положении стоянки на трех точках.

$$H = 0{,}15N.$$

Нагрузка H приложена в точке касания костыля с землей и направлена параллельно размаху крыльев (фиг. 35_{16}). Данный случай обязателен для всех типов костылей; костыли для этого случая не проверяются только при отсутствии остановок, ограничивающих поворот.

§ 15_{16}. ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА ШАССИ

Пример 1. Рассчитать шасси самолета АТ-1 по схеме фиг. 41_{16}, если:

вес самолета 950 *кг*;

вес, приходящийся на шасси, 856 *кг*;

рабочий ход — 70 *мм*;

посадочная скорость — 56 *км/час*.

Случай $E_{ш}$. Посадка на три точки. Из аэродинамического расчета посадочный угол был найден в 15°.

Расчетная разрушающая перегрузка определяется по формуле:

$$n_E = 1{,}5\frac{P_{c\,max}}{P_{c'}},$$

где $P_{c\,max}$ — максимальное безопасное усилие, действующее по стойке при поглощении всей работы; оно определяется из диаграммы сжатия амортизации 1720 *кг*,

P_c' — усилие по стойке от веса самолета на стоянке и при сжатой амортизации.

При сокращении стойки на 70 *мм* найден угол отклонения от вертикали, равный 7°.

Тогда

$$P_c' = \frac{856}{2}\cdot\frac{720}{600\cdot\cos 7^\circ} = 520\ кг.$$

Переходим к подбору амортизации.

Амортизация шасси (включая пневматики) должна при полном ходе оси поглотить работу A:

$$A = 0{,}4G = 380\ кгм.$$

Работа распределяется между пневматиком и пластинчатой резиновой амортизацией:

$$A = A_{п} + A_{ам}.$$

Пневматик поглощает в среднем от 30 до 60% всей работы. Берем 40%, тогда

$$A_{п} = 380\cdot 0{,}40 = 152\ кгм.$$

Работа, которую должна поглотить резиновая амортизация:

$$A_{ам} = A - A_{п} = 228\ кгм$$

или на одну стойку — 114 *кгм*.

Площадь резинового кольца определится по наибольшему усилию сжатия на стоянке; интенсивность не больше 17 *кг/см*^{2}. В целях получения мягкой амортизации берем напряжение 11 *кг/см*^{2}, тогда площадь кольца равна:

$$F = \frac{428}{11} = 39\ см^2.$$

По графику испытаний[1] возьмем ближайшее кольцо размером $80\times 20\times 27$ *мм* $\left(\frac{t}{b} = \frac{27}{20}\right)$ и площадью в 37,7 *см*^{2}.

Путем предварительной затяжки удельное давление доведем до $p_0 = 17$ *кг/см*^{2} Максимальный процент обжатия резинового столба принимаем 47.

---

[1] См. приложение.

Согласно графику имеем:

$p_0 = 15$ *кг/см²* $\quad P_{max} = 80$ *кг/см²*
$a_0 = 1{,}5$ " $\quad a_{max} = 17$ "
$i_0 = 17\%$ $\quad i_{max} = 47\%$.

Объем резинового столба

$$V = \frac{A}{a_{max} - a_0} = \frac{10\,500}{15 - 1{,}5} = 880 \text{ см}^3.$$

Высота столба

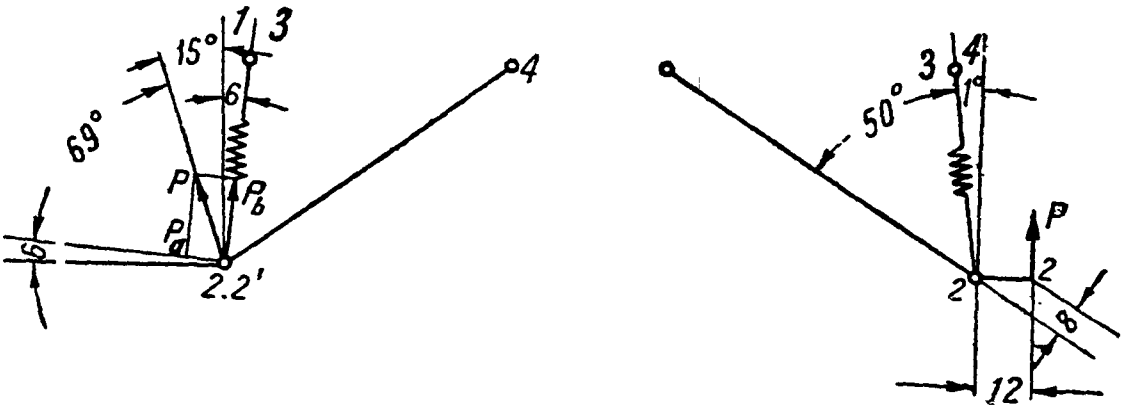
$$H = \frac{V}{F} = \frac{880}{37{,}7} = 23 \text{ см}.$$

Число пластин

$$Z = \frac{H}{t} = \frac{230}{27} = 8{,}5; \text{ берем} - 9.$$

Исполнительная высота пакета равна $27 \cdot 9 = 243$ *мм*.
Обжатие при предварительной затяжке:

$$H_1 = H \cdot 0{,}17 - 243 \cdot 0{,}17 = 42 \text{ мм}.$$



Фиг. 36_{16}.

Обжатие при поглощении всей работы равно 47%, соответствующий максимальный ход

$$H_2 = 243 \cdot 0{,}47 = 112 \text{ мм}.$$

Рабочий ход равен: $112 - 42 = 70$ *мм*.

Максимальное разрушающее усилие в амортизационной стойке в нашем случае равно:

$$P_{max} = 80 \cdot 37{,}7 = 3000 \text{ кг}.$$

Максимальное безопасное усилие в амортизационной стойке принимается 60—70% разрушающего, т. е. равным 2100 *кг*, чему соответствует удельное давление на *см²* пластины (по графику):

$$P_{без} = 56 \text{ кг}.$$

Коэфициент безопасной перегрузки для обжатия амортизации получим:

$$n_{без} = \frac{P_{без}}{P} = \frac{56}{17} = 3{,}3.$$

Расчетная перегрузка по нормам равна $n_E = n_{без} \cdot 1{,}5 = 5$.

Сила P (вес самолета, приходящийся на одно колесо, при стоянке равен 520 *кг*) раскладывается на составляющие P_a и P_b (фиг. 36_{16}).

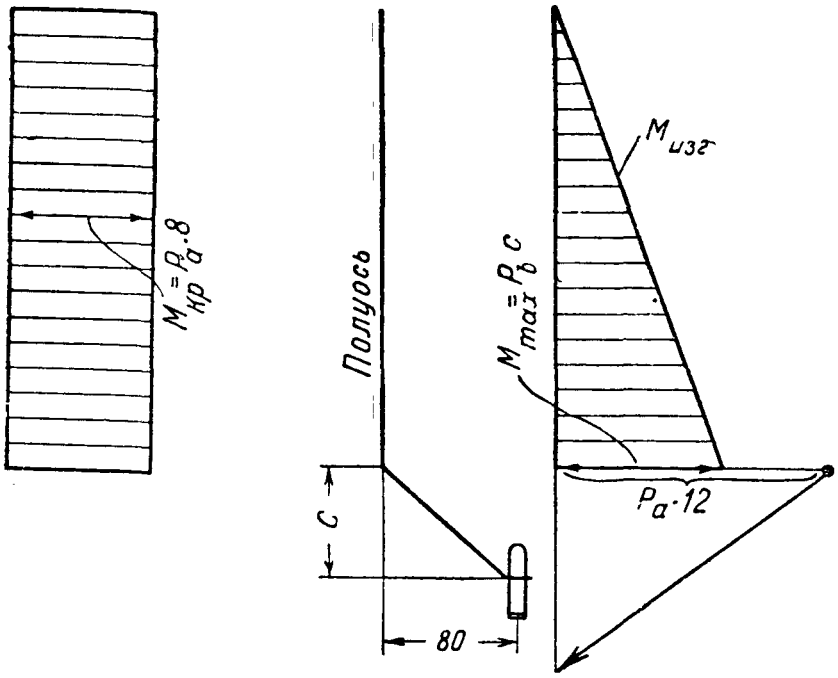
P_a дает максимальный крутящий момент для полуоси и изгиб;

P_b дает максимальный изгибающий момент для полуоси.

Сила $P_a = P\cos 69° = 520\cos 69° = 186$ *кг*. $H_{кр\ max}$ от силы P_a для полуоси получим: $H_{кр\ max} = P_a \cdot 8 = 186 \cdot 8 = 1480$ *кгсм*, а с учетом перегрузки $M_{кр\ max} = 1480 \cdot 5 = 7400$ *кгсм*.

Так как полуось подвергается сложному моменту изгиба, то окончательно момент находим по формуле:

$$M = \sqrt{M_{кр}^2 + M_{изг}^2}.$$



Фиг. 37_{16}.

Сила $P_b = P \cdot \cos 21° = 520\ \cos 21° = 488$ *кг* (фиг. 37_{16}).

Сила P_b, находясь в плоскости полуоси *1, 2, 2'*, будет вызывать в полуоси изгибающий момент.

Наибольший изгибающий момент от силы P_b для точки *2* (фиг. 38_{16}) будет:

$$M_{изг} = P_b \cdot 12 = 488 \cdot 12 = 5880\ кгсм,$$

с учетом перегрузки

$$M_{изг} = 2940\ кгсм.$$

Полуось в точке *1* закреплена (шарнирно) и в точке *2* имеет опору.

Из рассмотрения фиг. 38_{16} находим:

$$P = \frac{P_b(12+65)}{65} = 578\ кг; \quad P = P_6 + P_1.$$

Реакция $P_1 = P - P_b = 578 - 488 = 90$ *кг*.

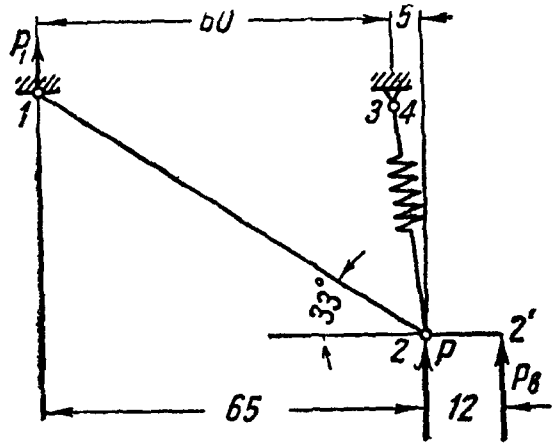
На фиг. 38_{16} сила P_1 изображена как реакция подкоса и амортизационной стойки. Сила P действует в плоскости полуоси и амортизационной стойки.

Разложим силу P на составляющие P_3 и P_6 (фиг. 39_{16}).

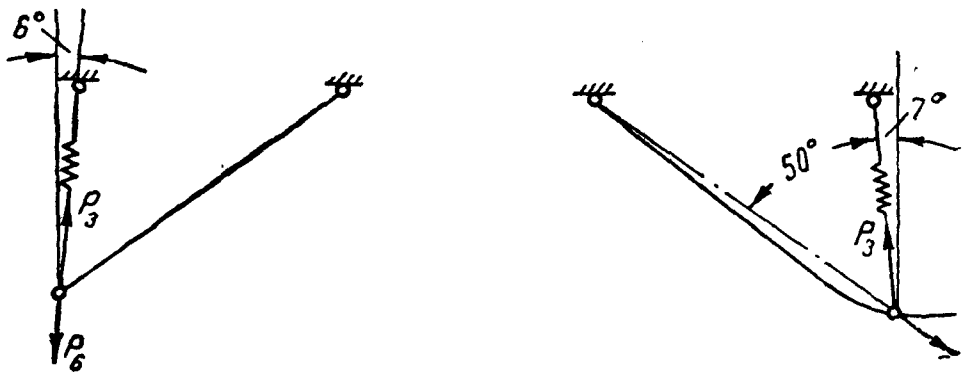
Определим силу P_3, которая действует на амортизационной стойке (сжимает ее), и силу P_6, растягивающую полуось.

Сила $P_3 = 530$ *кг*; сила $P_6 = 90$ *кг*.

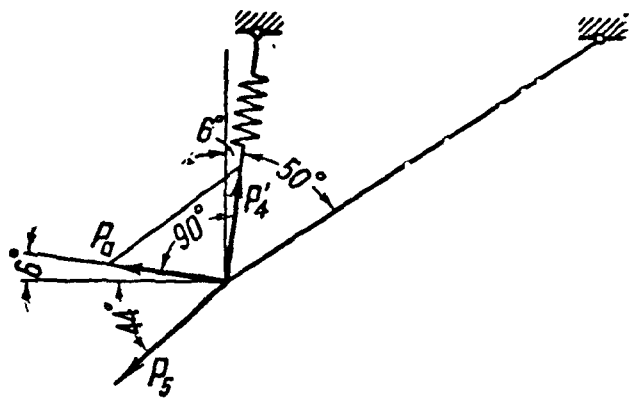
Сила P_3 на подкос никакого действия не производит, так как действует в плоскости полуоси и амортизационной стойки. Сила P_a (фиг. 36_{16}) вызовет дополнительное усилие в амортизационной стойке и подкосе; $P_a = 153$ *кг*.



Фиг. 38_{16}.



Фиг. 39_{16}.



Фиг. 40_{16}.

Силы P_4' и P_5 найдем аналитически (фиг. 40_{16}):

$$P_4' = P_a \cdot \operatorname{tg} 44° = 153 \cdot \operatorname{tg}\ 44° = 147\ кг;$$

$$P_5 = \frac{P_a}{\cos 44°} = \frac{153}{\cos 44°} = 213\ кг.$$

Суммарное действующее усилие по амортизационной стойке:

$$P_4 = P_3 + P_4' = 530 + 147 = 677 \text{ кг},$$

а с учетом перегрузки

$$P_4 = 677 \cdot 5 = 3385 \text{ кг}.$$

По подкосу действует сила

$$P_5 = 213 \text{ кг},$$

а с учетом перегрузки

$$P_5 = 213 \cdot 5 = 1065 \text{ кг}.$$

Растягивающая сила в полуоси

$$P_6 = 90 \text{ кг},$$

а с учетом перегрузки

$$P_6 = 90 \cdot 5 = 450 \text{ кг}.$$

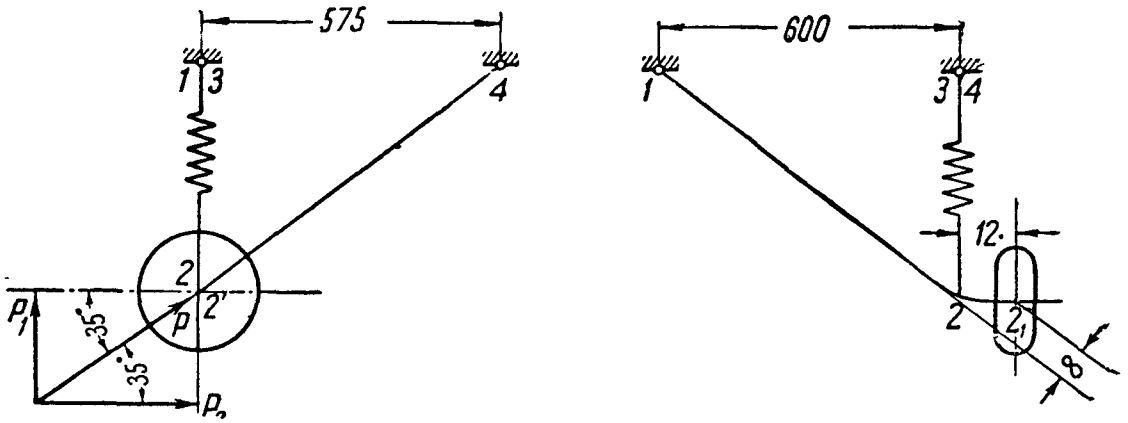
Общий результат для случая $E_ш$

а) Максимальный изгибающий момент в точке *2* равен:

$$M_{изг\ max} = 25\,680 \text{ кгсм}.$$

б) Максимальный изгибающий для участка *1—2* равен:

$$M_{изг\ max} = 24\,000 \text{ кгсм}.$$



Фиг. 41_{16}.

в) Растягивающее усилие в полуоси составляет:

$$P_6 = 450 \text{ кг}.$$

г) Максимальный крутящий момент для полуоси равен:

$$M_{кр\,max} = 7400 \text{ кгсм}.$$

д) Амортизационная стойка работает только на сжатие:

$$P_{4\,max} = 3385 \text{ кг}.$$

г) Подкос работает только на растяжение:

$$P_{5\,max} = 1065 \text{ кг}.$$

Случай $G_ш$. Передний удар на оба колеса.

Перегрузка для случая $G_ш = 3$; сила удара направлена под углом 20°;

$$P = 428 \text{ кг}.$$

В точке *2* (фиг. 41_{16})

$$M_{изг\ max} = P \cdot 12 = 428 \cdot 12 = 5136 \text{ кгсм};$$

а с учетом перегрузки

$$M_{изг\ max} = 5136 \cdot 3 = 15\,400\ кгсм.$$

Определяем силы P_1 и P_2:

$$P_1 = P \cdot \sin 35° = 428 \cdot \sin 35° = 245\ кг;$$
$$P_2 = P \cdot \cos 35° = 428 \cdot \cos 35° = 350\ кг.$$

Для полуоси

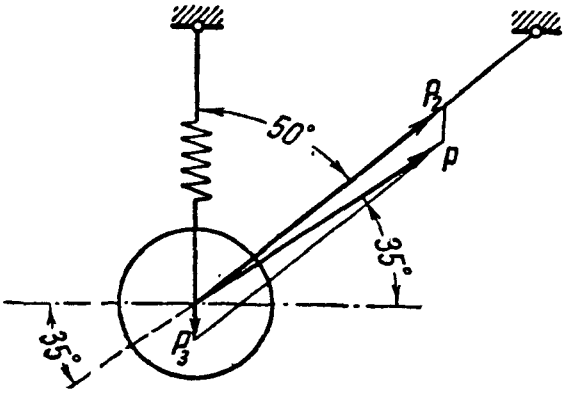
$$M_{кр\,max} = P_2 \cdot 8 = 350 \cdot 8 = 2800\ кгсм,$$

а с учетом перегрузки

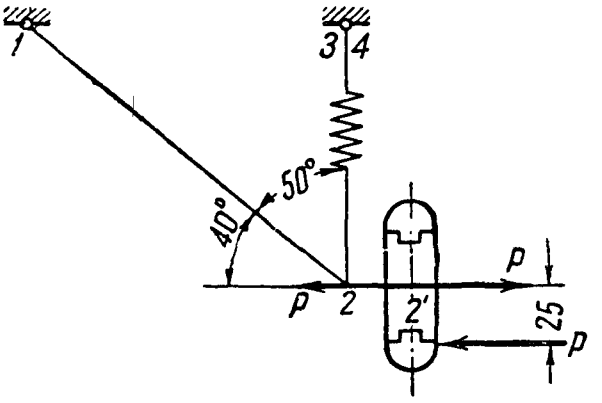
$$2800 \cdot 3 = 8400\ кгсм.$$

Сила P_1 интереса не представляет, так как амортизационная стойка фактически будет работать на растяжение.

Разложим силу P по правилу параллелограма на составляющие с направлениями по амортизационной стойке и подкосу (фиг. 42_{16}). Величину их определим графически: $P_3 = 50\ кг$, $P_2 = 450\ кг$.



Фиг. 42_{16}.



Фиг. 43_{16}.

Как видно, амортизационная стойка будет работать на растяжение, растягивающая сила P_3 с учетом перегрузки составит:

$$P_3 = 50 \cdot 3 = 150\ кг.$$

По подкосу будет действовать сжимающая сила P_2, которая с учетом перегрузки составит:

$$P_2 = 450 \cdot 3 = 1350\ кг.$$

Изгибающий момент для полуоси от силы $P_3 = 50\ кг$ заведомо будет меньше, чем в случае $F_ш$.

Случай $G_ш$ в нашем примере особенно выделяет работу подкоса.

Случай $F_ш$. Боковой удар на оба колеса (фиг. 43_{16}).

Перегрузка берется по формуле:

$$n = \frac{V_{пос}}{100} - \frac{80}{100} = 0{,}8,$$

что соответствует допустимому минимуму;

$$P = \frac{856 \cdot 0{,}8}{2} = 342\ кг.$$

Для участка *1—2* и *2—2'*

$$M_{изг\ max} = 342 \cdot 25 = 8550\ кгсм.$$

Отбросим пару, дающую изгибающий момент. Оставшаяся сила $P = 342$ *кг* заставит полуось на участке *1—2* работать на сжатие, а амортизационную стойку— на растяжение (фиг. 44_{16}).

Определим эти силы P_1 и P_2:

$$P_1 = \frac{P}{\cos 40^\circ} = \frac{342}{\cos 40^\circ} = 446 \text{ кг};$$

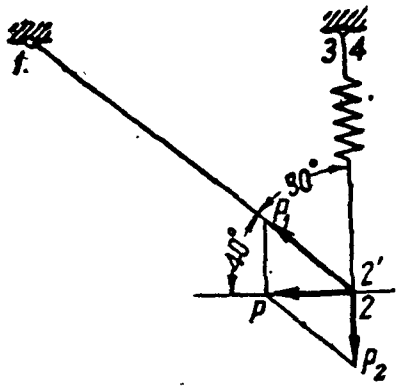
$$P_2 = P \cdot \operatorname{tg} 40^\circ = 342 \operatorname{tg} 40^\circ = 287 \text{ кг}.$$

Если принять, что подкос *2—4* находится в вертикальной плоскости, то никаких нагрузок он не несет. Если же учитывать деформацию амортизационной стойки *2—3* от растягивающей силы $P_2 = 287$ *кг*, то эта сила частично придется и на подкос, но это не будет иметь практического значения ввиду незначительной величины этой силы.

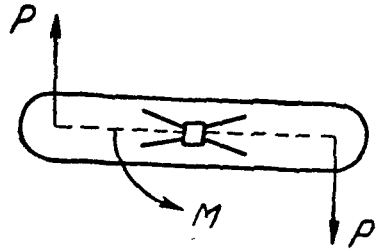
Если же боковой удар происходит в положении стоянки, то плоскость момента не вертикальна.

Случай $M_л$. На шасси действует момент, скручивающий козелок лыжи (фиг. 45_{16}).

Нагрузка, приложенная к оси втулки лыжи, на лыжу действует вдоль полоза. Величина ее определяется как сумма тяг винтомоторных групп, находящихся



Фиг. 44_{16}.



Фиг. 45_{16}.

с одной стороны лыжи, дающих на лыжу скручивающий момент. Эта нагрузка должна быть не больше суммарной тяги взятых винтомоторных групп на месте.

Величина разгружающего скручивающего момента может быть определена по формуле:

$$M = 0{,}35\, KlG' \text{ кгм},$$

где l — длина рабочей части полоза в *м*,

G' — доля веса самолета, приходящаяся на одну лыжу,

K — поправочный коэфициент, учитывающий условия состояния снежного покрова и поверхности полоза (для несмазанного полоза $K = 1$).

В нашем случае $K = 1$;

$l = 1{,}6$ (берем приблизительно);

$G' = 428$ *кг*.

Пользуясь приведенной выше формулой, получим:

$$M_{кр} = 0{,}35 \cdot 1 \cdot 1{,}6 \cdot 428 = 250 \text{ кгм}, \quad \text{или} \quad 25\,000 \text{ кгсм}.$$

На фиг. 45_{16} показано действие пары P, дающей крутящий момент.

Сила P даст в точке *2* изгибающий момент:

$$M_{изг\ max} = P \cdot 12 = 250 \cdot 12 = 3000 \text{ кгсм},$$

с запасом прочности

$$3000 \cdot 4 = 12\,000 \text{ кгсм}.$$

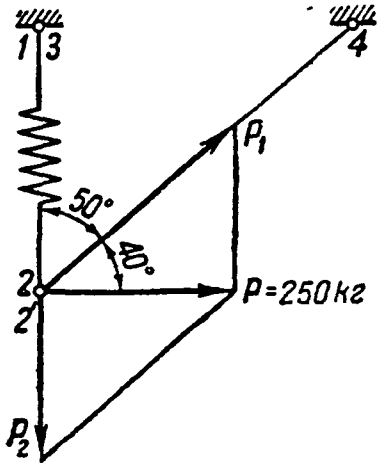
Крутящий момент для полуоси *1—2* будет:

$$M_{кр\,max} = P \cdot 8 = 250 \cdot 8 = 2000 \text{ кгсм},$$

с запасом прочности

$$2000 \cdot 4 = 8000 \text{ кгсм}.$$

Перенеся действие силы P в точку $2'$, увидим, что она будет вызывать растяжение амортизационной стойки *2—3* и сжатие подкоса *2 — 4*.



Фиг. 46_{16}.

Найдем эти силы (фиг. 46_{16}).

Сила

$$P_1 = \frac{P}{\cos 40^\circ} = \frac{250}{\cos 40^\circ} = 326 \text{ кг},$$

а с запасом прочности (4)

$$P_1 = 326 \cdot 4 = 1304 \text{ кг}.$$

Сила

$$P_2 = P \cdot \operatorname{tg} 40^\circ = 250 \cdot \operatorname{tg} 40^\circ = 205 \text{ кг},$$

а с запасом прочности (4)

$$P_2 = 205 \cdot 4 = 820 \text{ кг}.$$

Ниже мы приводим сводную таблицу усилий по стержням шасси во всех рассмотренных нами случаях.

ТАБЛИЦА 1_{16}

Усилия по стержням для различных случаев нагрузки

Случаи нагрузки	Коэфициент перегрузки	Стержни	Максимальное усилие и момент			
			Сжатие *кг*	Растяжение *кг*	$M_{кр}$ *кг/см*	$M_{изг}$ *кг см*
$E_ш$	5	1—2	—	450	7400	29400
	5	2—2	—	—	—	25680
	5	2—3	3385	—	—	—
	5	2—4	—	1065	—	—
$G_ш$	3	1—2	—	—	8400	—
	3	2—2′	—	—	—	15400
	3	2—3	—	50	—	—
	3	2—4	1350	—	—	—
$F_ш$	0,8	1—2	446	—	—	8550
	0,8	2—2′	—	—	—	8550
	0,8	2—3	—	287	—	—
	0,8	2—4	—	—	—	—
$M_л$	Запас прочности 4	1—2	—	—	8000	—
	4	2—2′	—	—	—	12000
	4	2—3	—	820	—	—
	4	2—4	1304	—	—	—

Примечания: 1. Из таблицы видим, что полуось на участке *1—2* работает одновременно на изгиб, кручение и растяжение, — самый тяжелый случай $E_{ш}$.

2. Полуось на участке *2—2′* работает только на изгиб.

3. Амортизационная стойка *2—3* и подкос *2—4* работают на сжатие или растяжение в различных случаях.

Для того чтобы разгрузить работу полуоси участка *1—2*, мы передаем ее крутящий момент на подкос *2—4*, который в нем вызовет изгиб. Поэтому (по нашей схеме) в точках *1*, *3* и *4* будут шаровые шарниры; в точке 2 подкос *2—4* и полуось *1—2* соединены жестко; амортизационная стойка к узлу 2 присоединена шаровым шарниром.

Пример 2. Расчет масляно-пневматического амортизатора шасси АТ-I.

Расчетные данные.

Вес машины — 950 *кг*.

Вес, приходящийся на шасси, — 850 *кг*.

Посадочная скорость — 75 *км/час* = 26 *м/сек*.

Работа, которую должно поглотить шасси, из норм прочности составляет:

$$A = 0{,}4\,G = 0{,}4 \cdot \frac{850}{2} = 0{,}4 \cdot 425 = 170 \text{ кгм}.$$

A состоит из двух частей: $\frac{mw^2}{2}$ — живой силы и A' — работы опускания центра тяжести самолета при парашютировании.

Непоглощенную живую силу $\frac{mw^2}{2}$ обозначим через Ao.

Работу A должно поглотить амортизирующее устройство: сжатие пневматиков. сжатие воздуха и кинетическая энергия, потребная для проталкивания амортизирующей смеси через узкое отверстие.

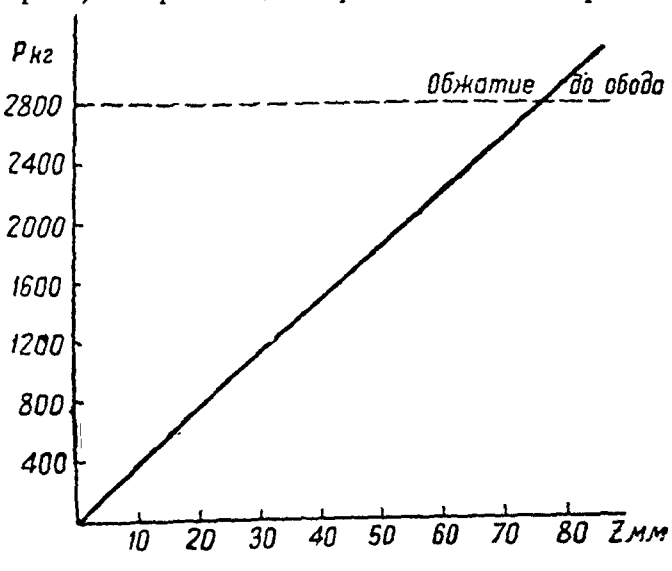
Определяем работу, которую должен поглотить пневматик. Так как диаграмма обжатия пневматиков — прямая линия (фиг. 47_{16}), то работа пневматика

$$A^{I} = \frac{Pz}{2},$$

где P — усилие по пневматику,

z — усадка при этом усилии,

$$A^{I} = \frac{1425 \cdot 28}{2} = 27 \text{ кгм}.$$



Фиг. 47_{16}.

Работу же, приходящуюся на масло и воздух, получим, если из всей работы A вычтем работу пневматиков A^{I}:

$$A^{II} = A - A_{I} = 170 - 27 = 143 \text{ кгм},$$

где A^{II} — работа масла и воздуха.

Выбирая коэфициент полноты диаграммы η равным 0,865, можем определить ход поршня:

$$l = \frac{A^{II}}{P_{max} \cdot \eta} = \frac{143}{1650 \cdot 0{,}865} = 100 \text{ мм}.$$

Если начальную нагрузку (предварительную затяжку) на амортизатор принять равной половине веса, приходящегося на шасси, то амортизатор при рулежке будет жестким, поэтому принимаем начальное усилие несколько меньшим, а именно: $P_1 = 440$ *кг*.

Тогда перегрузка составит:

$$n_1 = \frac{P_{max}}{P} = \frac{1650}{440} = 3{,}75.$$

Выбираем диаметр поршня равным 48 *мм*, площадь F которого равна 18,1 *см*^{2}, и считая, что воздух в амортизаторе сжимается по адиабате, можем определить начальный и конечный объемы (фиг. 48_{16}).

Уравнение адиабаты:

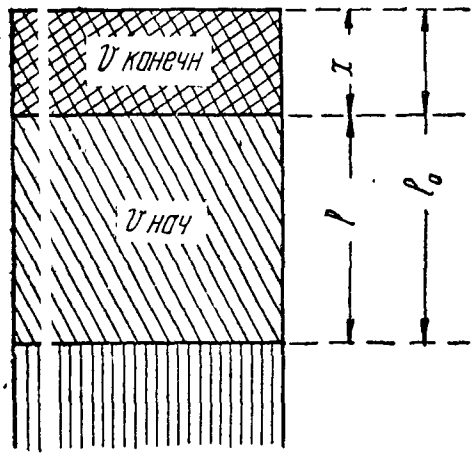
$$P \cdot v^{1,4} = \text{const}.$$

Подставляем значение объема:

$$P\,(Fl + Fx)^{1,4} = Pn_1\,(Fx)^{1,4}.$$

Логарифмируем:

$$1{,}4 \lg F + 1{,}4 \lg (l + x) = \lg n_1 + 1{,}4 \lg F + 1{,}4 \lg x,$$



Фиг. 48_{16}.

$$1{,}4 \lg (l + x) = \lg n_1 + 1{,}4 \lg x,$$

$$1{,}4 \lg (l + x) - 1{,}4 \lg x = \lg n_1,$$

$$1{,}4 [\lg (l + x) - \lg x] = \lg n_1,$$

$$\lg (l + x) - \lg x = \frac{\lg n_1}{1{,}4},$$

$$\lg \frac{l + x}{x} = \frac{\lg n_1}{1{,}4},$$

$$\lg \frac{l + x}{x} = \frac{\lg 3{,}75}{1{,}4} = \frac{0{,}574}{1{,}4} = 0{,}41,$$

$$\frac{l + x}{x} = 2{,}57; \quad x = \frac{l}{1{,}57} = \frac{100}{1{,}57} = 63{,}7 \text{ мм}.$$

$$V_0 = (l + x) \cdot F = (100 \cdot 63{,}7) \cdot 18{,}1 = 296 \text{ см}^3.$$

Составляем таблицу, беря из Хютте при адиабатическом сжатии увеличение давления при соответственном уменьшении объема.

Ход l_x получается из следующего:

$$l_x = l_0 - \frac{V_x}{F_{пор}}.$$

ТАБЛИЦА 2_{16}

P_1/P_2	1	1,1	1,3	1,5	1,7	1,9	2	2,5	3,0	3,5	4
V_2/V_1	1	1,07	1,206	1,136	1,461	1,581	1,641	1,924	2,193	2,449	2,692
P	440	484	571	660	748	835	880	1100	1320	1540	1760
$V \cdot X$	296	276	246	222	202	187	180	154	135	120,8	110
l_X	0	10,7	27,7	40,7	52,5	60,6	64,2	78,7	89,1	97,1	103

Перегрузка $n = 2{,}66$.

Начальное усилие по амортизатору равно 440 *кг*.

Максимальное усилие равно 1650 *кг*.

Начальное усилие пневматика равно 380 *кг*.

$P_{пнев}\ 1{,}16 = P_{ам}$ (1,16 — коэфициент из схемы шасси).

Максимальное усилие пневматика равно 1425 *кг*.

Теперь, имея перечисленные выше данные, можем приступить к построению ивой работы масла (фиг. 49_{16}).

Кривая работы масла должна отвечать следующим условиям:

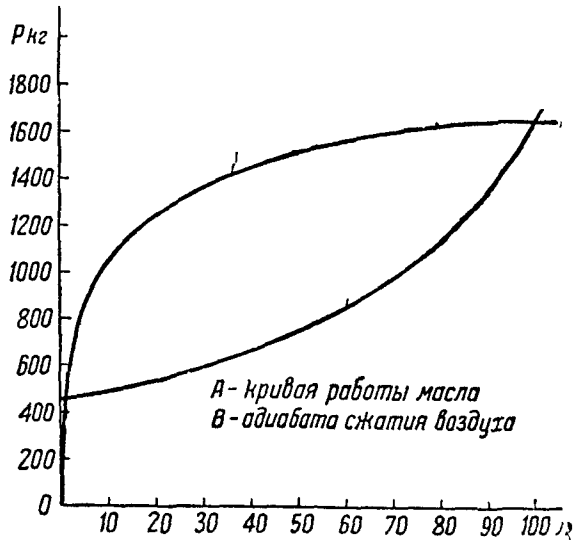
1) при $l = 0$ $P = 440$ *кг*,

2) при $l = 100$ *мм* $P = 1650$ *кг*,

3) при $l = 0$ $\frac{dP}{dl} = \infty$,

4) $\int_0^{100} P \cdot dl = 143$ *кгм*,

5) $\frac{dP}{dl}$ — по всей кривой положительна.



Фиг. 49_{16}.

Находим скорость протока масла V:

$$V = \frac{1}{1{,}3}\sqrt{\frac{2gP}{j}}^{*},$$

где g — ускорение силы тяжести,

j — удельный вес амортизирующей смеси, равный 1,14,

$$P = \frac{P_{\text{аморт}} - P_{\text{возд}}}{F_{\text{пор}}}.$$

Определяем непоглощенную живую силу A при подходе самолета к земле; для этого определяем работу центра тяжести:

$A^{III} = 0{,}25\ G(l + z)$,

$A^{III} = 0{,}25 \cdot 425\,(100 + 38)$,

$A^{III} = 14{,}6$ *кгм*.

где 0,25 — коэфициент парашютирования,

G — половина веса, приходящегося на шасси,

l — полная усадка амортизации,

Z — полная усадка пневматика.

$$A = A_0 - A^{III};\ A_0 = 170 - 14{,}6 = 155{,}4\ \textit{кгм}.$$

Непоглощенная живая сила в каждой точке хода поршня определяется:

$$A_0 = A - A^{I} - A^{II} + A^{III}.$$

Но так как каждая живая сила

$$A_0 = \frac{mW^2}{2},$$

где m — масса,

W — вертикальная скорость в пределах парашютирования,

то можем отсюда определить W:

$$W = \sqrt{\frac{A_0 2g}{G}}.$$

Находим $W_{ср}$ между точками хода поршня:

$$W'_{ср} = \frac{W_1 + W_2}{2}.$$

---

* Формула взята из книги „Динамика полета" В. П. Ветчинкина.

Найдя приращение опускания центра тяжести $S_n - S_{n-1}$, можем найти $W'_{ср}$ по формуле:

$$\frac{l_1}{S_n - S_{n-1}} = \frac{W'_{ср}}{W_{ср}},$$

где l_1 — разность ходов поршня,

$W_{ср}$ — вертикальная скорость поршня.

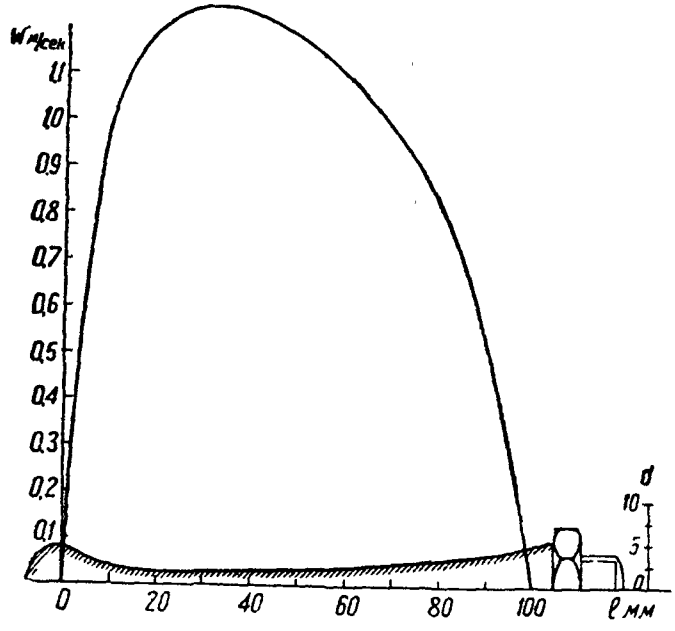
Строим диаграмму скорости поршня по ходу и проводим плавную кривую, с которой списываем скорость поршня W' в каждой данной точке хода (фиг. 50_{16}).

Теперь имеются все данные для определения необходимых площадей протока f:

$$F \cdot W' = V \cdot f,$$

откуда определится f.

Задаваясь площадью сопла (клапана), определяем диаметры иглы.



Фиг. 50_{16}.

Например, если площадь протока f, а площадь сопла F, то площадь, занимаемая иглой, должна быть $F - f$.

По площади иглы найдем диаметр иглы:

$$d = \sqrt{\frac{(F-f)\cdot 4}{\pi}}.$$

Весь порядок подсчета необходимых величин сведен в приводимую ниже таблицу 3_{16}, 4_{16}.

ТАБЛИЦА 3_{16}

№	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1	0	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
d	14	10,2	7,6	5,87	6,2	7,16	8,25	9,34	10,1	11,4	15,6	20

Диаметр иглы по ходу поршня d;

диаметр сопла равен 22 *мм*;

$F = 3{,}8$ *см*^{2}.

Пример 3. Расчет шасси колончатого типа самолета АТ-I.

Расчетные данные

Вес самолета — 950 *кг*.

Посадочный угол — 14°30′.

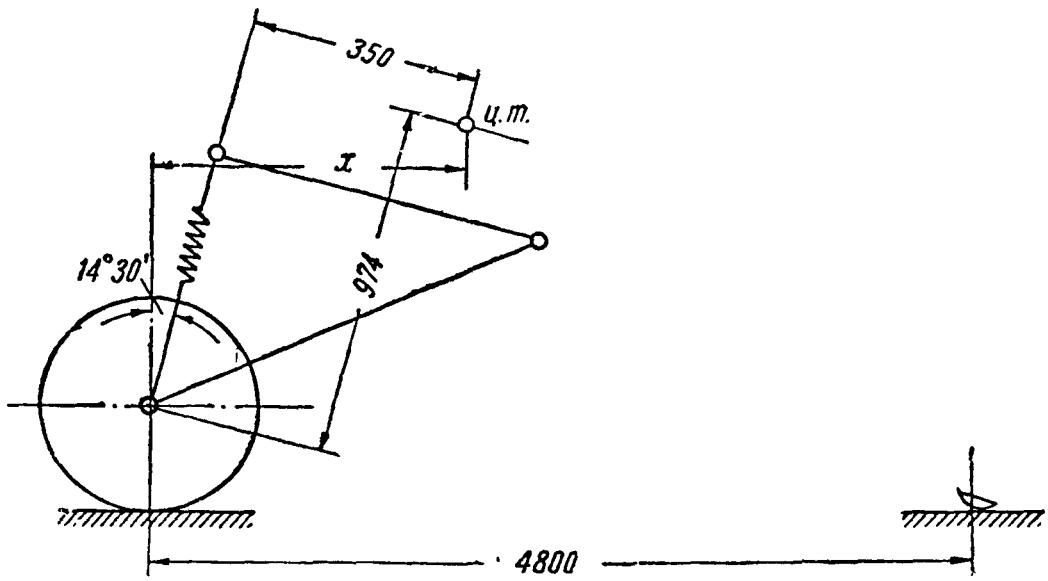
Амортизация — резиновая.

Пневматик 700 × 100.

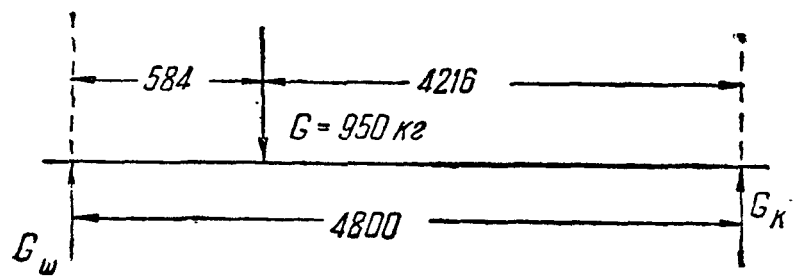
Посадочная скорость — 80 *км/час*.

Центр тяжести самолета находится на расстоянии 700 *мм* от передней кромки центроплана, или от оси колеса $l = 350$ *мм* (фиг. 51_{16}).

По формуле преобразования координат находим:



Фиг. 51_{16}



Фиб. 52_{16}.

$$350 = x \cdot \cos\ 14°30' - y \cdot \sin\ 14°30' = x \cdot 0{,}968 - y \cdot 0{,}2505;$$
$$974 = x \cdot \sin\ 14°30' + y \cdot \cos\ 14°30' = x \cdot 0{,}2505 + y \cdot 0{,}968.$$

Отсюда

$$\begin{aligned} 3{,}735\ x - 0{,}968\, y &= 1350 \\ 0{,}2505x + 0{,}968\, y &= 974 \\ \hline 3{,}9855x &= 2324 \end{aligned}$$

$$x = \frac{2324}{3{,}9855} = 584\ мм.$$

Сводная таблица расчета масляно-пне

№ пп.	l мм	R кг	Z мм	$P_{пнев}$ кг	$P_a - P_b$ кг	$\frac{P_a - P_b}{F}$ ат	A^I кгм	A^{II} кгм	A^{III} кгм
1	0	440	10,5	380	0	0	2,0	0	1,1
2	5	900	21,0	776	415	23	81	4	2,66
3	10	1050	25,0	905	560	31,0	11,3	9	3,72
4	20	1240	28,5	1070	700	38,7	15,3	21	5,1
5	30	1370	31,5	1180	780	43,0	18,6	33	6,54
6	40	1460	33,5	1260	790	43,6	21,1	47	7,8
7	50	1520	35,0	1310	770	42,5	22,9	62	9,0
8	60	1565	36,0	1350	720	39,8	24,3	78	10,2
9	70	1600	37,0	1380	620	34,3	25,5	94	11,4
10	80	1620	37,5	1400	480	26,6	26,2	111	12,5
11	90	1640	37,8	1415	390	21,6	26,7	128	13,5
12	100	1650	38,0	1425	0	0	27	143	14,5

Определение составляющей веса, приходящегося на шасси при стоянке (фиг. 52_{16}).

$$G_ш \frac{950 \cdot 4216}{4800} = 836 \text{ кг}.$$

Нагрузка на одно колесо

$$G_x = 418 \text{ кг}.$$

Предварительная затяжка находится из расчета, что амортизация должна начать работу при нагрузках, несколько больших, чем на стоянке. Принимаем ее равной

$$G_k' = 418 \text{ кг}.$$

Для определения геометрических размеров рабочую схему шасси представим по фиг. 53_{16}:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{590}{575} = 1{,}025, \quad \alpha = 45°40',$$

$$\sin \alpha = 0{,}716, \quad \beta = 44°20'.$$

Длина подкоса

$$l = \frac{590}{\sin \alpha} = \frac{590}{0{,}716} = 824 \text{ мм}.$$

Силу G'_k разлагаем по подкосу $P_{под}$ и амортизационной стойке $P_{ст}$, как показано на фиг. 54_{16};

$$\sin 44°20' = 0{,}7;$$

$$\sin 121°10' = \sin 58°50' = 0{,}85;$$

$$_{ст} = \frac{G_k' 58°50'}{\sin 44°20'} = \frac{418 \cdot 0{,}85}{0{,}7} = 510 \text{ кг}.$$

Найденная величина представляет усилие по стойке, создающее необходимую затяжку. Так как пакетов два, то на каждый пакет приходится усилие

$$P_{ст} = \frac{P_{ст}}{2} = \frac{510}{2} = 255 \text{ кг}.$$

Расчет амортизации проводим, пользуясь графиком [1], в котором дан резуль-

[1] Справочная книга по расчету самолета на прочность.

ТАБЛИЦА 4 $_{16}$

матического амортизатора шасси АТ-1

A_0 *кгм*	V *м/сек*	S *мм*	W	$W_{ср}$	$W'_{ср}$	$S_n - S_{n-1}$	$W'_{пор}$	f
154,5	0	10,5	1,83				0	—
145,96	47,4	26	1,77	1,8	0,58	15,5	0,77	2,98
138,82	55,0	35	1,73	1,75	0,972	9,0	1,04	3,4
124,2	61,5	48,5	1,65	1,69	1,25	13,5	1,2	3,53
110,34	64,5	61,5	1,54	1,595	1,22	13,0	1,25	3,5
95,1	65,3	73,5	1,43	1,485	1,23	12,0	1,23	3,4
79,5	64,2	85,0	1,3	1,365	1,15	11,5	1,16	3,27
63,3	62,2	96,0	1,17	1,235	1,12	11,0	1,075	3,12
47,3	57,8	107,0	1,1	1,135	1,03	11,0	0,96	3,0
30,7	51,0	117,5	0,81	0,95	0,905	10,5	0,78	2,77
14,2	46	127,8	0,55	0,67	0,65	10,3	0,48	1,9
0	0	138	0	0,275	0,27	10,2	0	

тат испытания пакета из пяти пластин размером $130 \times 70 \times 42$ *см* и площадью торцов $F' = 94{,}25$ *см*^{2}.

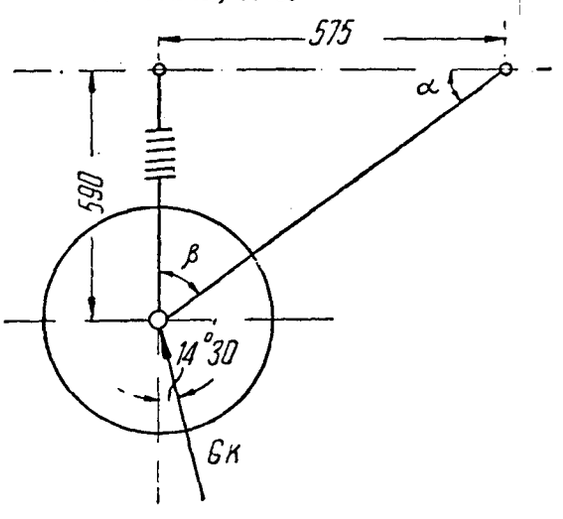
Пакет нашей амортизации состоит из десяти пластин размером $74 \times 40 \times 22$ *см* и площадью $F = 30{,}5$ *см*^{2}.

Применим к избранным пластинам закон подобия, по которому подобные тела независимо от размеров имеют одинаковые характеристики, т. е. одинаковые удельные давления и работы при одном и том же относительном сжатии. Последнее условие требует при определении относительного обжатия пластин удельных давлений, т. е.

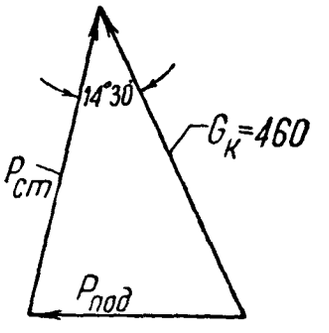
$$\frac{P}{F} = \frac{P'}{F'},$$

где P' — величина усилия,

F' — площадь испытанных пластин.



Фиг. 53$_{16}$.



Фиг. 54$_{16}$.

Тогда усилие, по которому будет отыскиваться в графике соответствующее относительное обжатие нашего пакета, выразится через усилие в нашем пакете, которым мы произвольно задаемся, так:

$$P' = \frac{P \cdot F'}{F} = P\,\frac{94{,}25}{30{,}5} = 3{,}09\,P.$$

ТАБЛИЦА 5_{16}

P (усилие на пакет) *кг*	100	255	500	700	900	1100	1500
P_1 (усилие на исполн. пакет) *кг*	309	785	1541	2160	2780	3300	4630
λ (обжатие) %	8	17	28	32	35	39	43
$h = \lambda \cdot H$ (абсолютн. обжатие)	17,6	37	61,5	70	77	84	94
$(x - L) + l$	590	590	565,5	5557	550	543	532
cos α	0,697	0,697	0,734	0,746	0,755	0,77	0,79
α	45°40′	45°40′	43°	41°40′	39°30′	38°	36°
sin α	0,716	0,716	0,681	0,667	0,637	0,62	0,608
sin β	0,69	0,69	0,69	0,69	0,69	0,69	0,69
β	44°20′	44°20′	44°20′	44°20′	44°20′	44°20′	44°20′
Σ	90°	90°	92°40′	94°	96°10′	98°20′	99°50′
φ	14°30′	14°30′	17°10′	18°30′	20°40′	22°50′	24°40′
γ	121°10′	121°10′	118°30′	117°10′	115°	112°50′	111°
sin φ	0,28	0,28	0,29	0,32	0,35	0,38	0,41
sin γ	0,855	0,855	0,885	0,89	0,90	0,92	0,93
k	0,81	0,81	0,78	0,77	0,76	0,748	0,74
Пневматик G_k	1,82	460	780	1180	1390	1650	2230
Пневматик $\delta_ш$	0,8	1,8	2,8	4	5,6	6,4	8

Определяем из геометрических соотношений фиг. 55_{16} и 56_{16} передаточное число $K = \frac{\sin\beta}{\sin\gamma}$ по известной теореме геометрии:

$$x^2 = a^2 + b^2 - 2ab\cos\alpha,$$

откуда

$$\cos\alpha = \frac{a^2+b^2}{2ab} - \frac{x^2}{2ab} = \frac{5{,}75^2 + 8{,}24^2}{2\cdot 5{,}75\cdot 8{,}24} - \frac{x^2}{2\cdot 5{,}75\cdot 8{,}24} = 1{,}07 - \frac{x^2}{95};$$

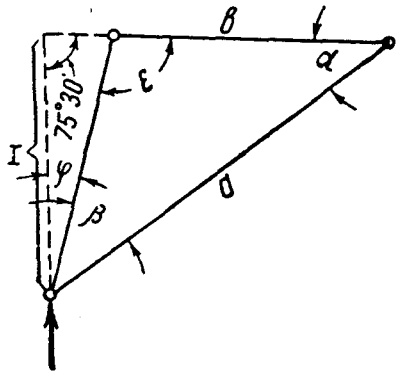
$$\sin\beta = \frac{b\cdot\sin\alpha}{x}.$$

Тогда действительное усилие, воспринимаемое пневматиком шасси, будет:

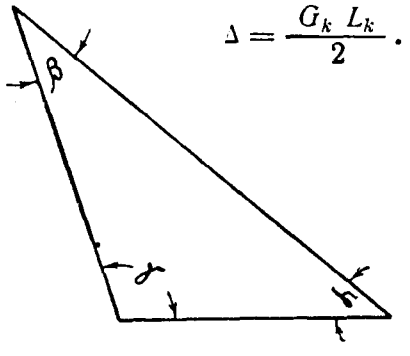
$$G_k = 2\cdot P_c\cdot k.$$

Строим диаграмму обжатия амортизатора (фиг. 57_{16}). Площадь, заключенная между кривой обжатия и осью усилий, представляет работу амортизатора. Работу, представленную площадью, подсчитываем, разбивая площадь на трапеции, а затем суммируем. Обжатие пневматика представляется прямой, а поэтому работа выражается площадью треугольника:

$$\Delta = \frac{G_k\, L_k}{2}.$$



Фиг. 55_{16}.



Фиг. 56_{16}.

Составляем диаграмму работы амортизационной стойки $A_{ст}$ и пневматика A_k.

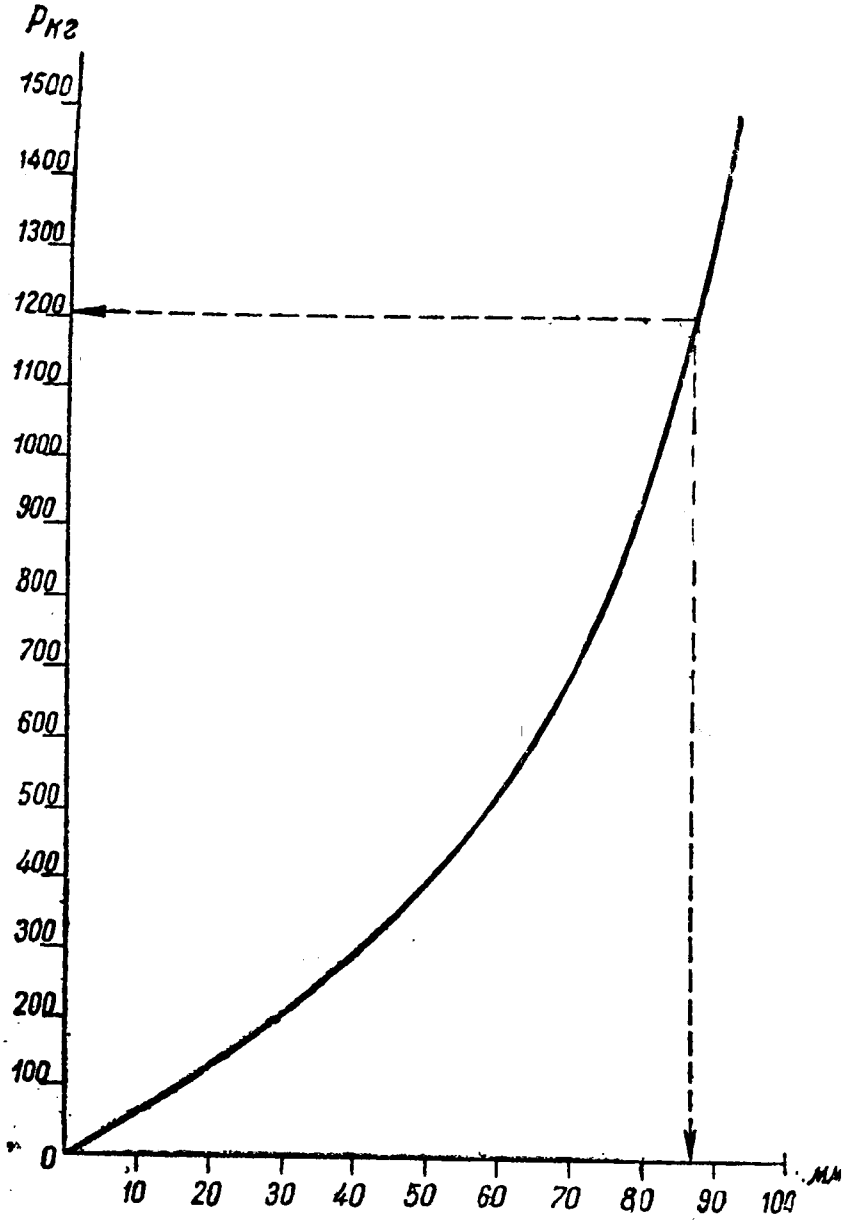
ТАБЛИЦА 6_{16}

P кг	100	255	500	700	900	1100	1500
$A_{ст}$	90,5	490	1220	2510	3990	5770	9270
$4A_{ст}$	362	1860	4870	13 040	15 960	22 840	37 080
A_k	73	415	1090	2360	3890	5280	8920
$4A_k$	292	1660	4360	9440	15 560	21 120	27 680

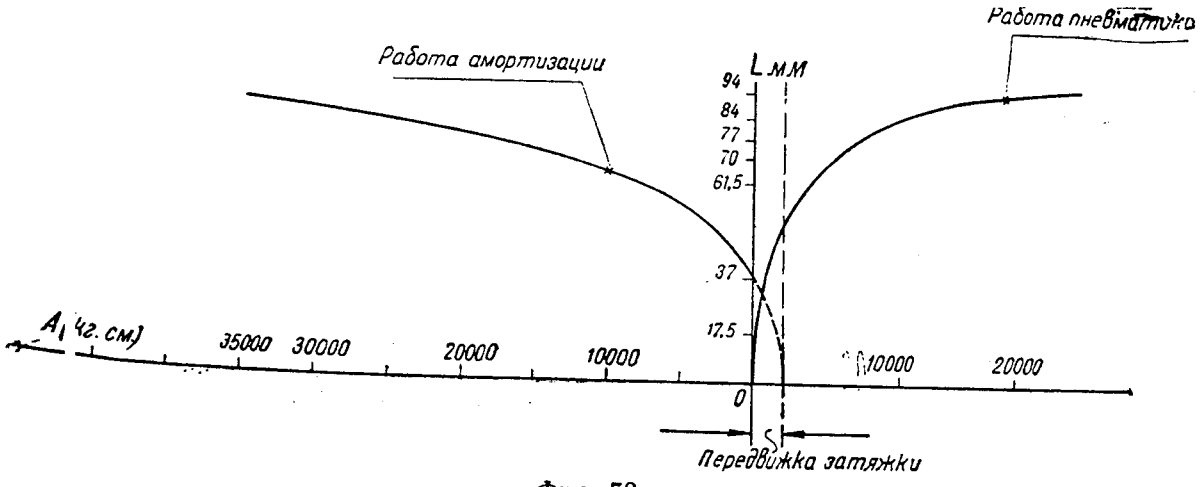
Из норм прочности для машин с посадочной скоростью меньше 90 *км/час* известно, что амортизация вместе с пневматиками должна поглотить работу

$$A = 0{,}4\cdot G = 0{,}4\cdot 950 = 380\ кгм = 38\,000\ кгсм.$$

По диаграммам работы амортизации и пневматики по обжатиям амортизатора (фиг. 58_{16}), передвигая линейку параллельно оси работ, находим положение, при



Фиг. 57_{16}.



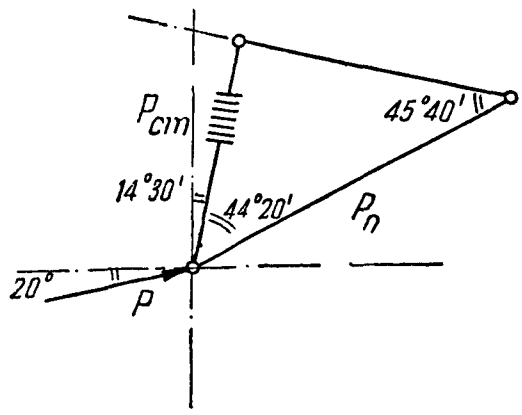
Фиг. 58_{16}.

котором расстояние между кривыми работ амортизатора и работ пневматика станет равным в масштабе потребной работе.

Прямая, соответствующая этому положению, указывает на оси абсцисс о б ж а т и е амортизатора L при поглощении данной работы.

Ход получается равным 87 *мм*. На графике обжатия ему соответствует усилие $P_{\text{ст max}} = 1210$ *кг*.

Усилие на стоянке $P_{\text{ст}} = 255$ *кг*.

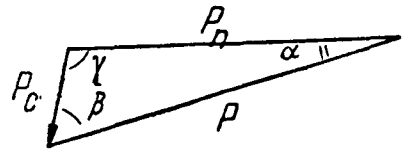


Фиг. 59_{16}.

Расчетная перегрузка по нормам

$$n_E = \frac{P_{\text{ст max}}}{P_{\text{ст}}} \cdot 1{,}5;$$

$$n_E = \frac{1210}{255} \cdot 1{,}5 = 7.$$



Фиг. 60_{16}.

Рабочий ход амортизатора $L_p = 87 - 37 = 50$ *мм*; Обжатие пневматика равно 65 *мм*; ход шасси $50 + 65 = 115$ *мм*.

Минимальный ход амортизатора нормами прочности предписывается:

$$S_{\min} = (160 + 0{,}25\,\delta_0 - \delta_{\text{ш}})\,\varphi,$$

где δ_0 — обжатие пнезматика на стоянке,

$\delta_{0\max}$ — обжатие пневматика при максимальной безопасной перегрузке,

φ — средний коэфициент передачи,

$S_{\min} = 50$ *мм*.

Усилие на пневматик $G_к = 2P_{\text{ст}} \cdot k = 1210 \cdot 2 \cdot 0{,}74 \cdot 1{,}5 = 2730$ *кг*.

Разрушающее усилие $G_{\text{р}} = 3500$ *кг*.

Напряжение в пластинах амортизатора

$$K_1 = \frac{P_{\text{ст}}}{F} = \frac{255}{30{,}5} = 8{,}4 \text{ кг/см}^2 \text{ (в пределе — 17 кг/см}^2\text{)};$$

$$K_{\max} = \frac{P_{\text{с max}}}{F} = \frac{1210}{30{,}5} = 40 \text{ кг/см}^2 \text{ (в пределе — 140 кг/см}^2\text{)}.$$

Усилие в подкосе находится по формуле:

$$P_n = 2P_c \cdot \frac{\sin\varphi}{\sin\gamma} = 0{,}44 \cdot 2 \cdot 1210 = 1070 \text{ кг}.$$

С учетом перегрузки найдем:

$$P_{nm} = 1070 \cdot 1{,}5 = 1610 \text{ кг}.$$

Случай $G_{\text{ш}}$. Передний удар на оба колеса (фиг. 59_{16}). Самолет находится в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось шасси и направлена спереди и снизу. под углом 20° к горизонту. По нормам прочности перегрузка $n = 3$.

Нагрузка

$$P = G_k \cdot n = 418 \cdot 3 = 1250 \text{ кг}.$$

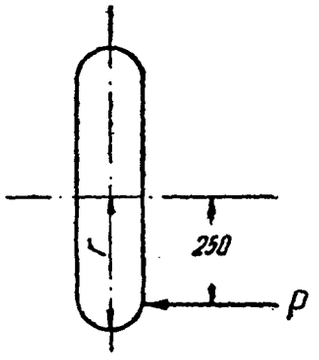
Усилия найдем по фиг. 60_{16}.

$$\alpha = 11°10 \quad \sin\alpha = 0{,}19$$
$$\beta = 44°20 \quad \sin\beta = 0{,}697$$
$$\gamma = 124°30 \quad \sin\gamma = 0{,}82$$

$$P_c = \frac{P \cdot \sin\alpha}{\sin\gamma} = \frac{1250 \cdot 0{,}19}{0{,}82} = 290 \text{ кг},$$

$$P_n = \frac{P \cdot \sin\beta}{\sin\gamma} = \frac{1250 \cdot 0{,}697}{0{,}82} = 1062 \text{ кг}.$$

Случай $F_ш$. Боковой удар на оба колеса (фиг. 61_{16}). Самолет рассматривается в положении стоянки. Сила приложена к ободам колес на радиусе $r = 250$. Перегрузка определяется по формуле:



Фиг. 61_{16}.

$$n_F = \frac{V_{пос}}{100}, \quad \text{где } V \text{ км/час}.$$

Имеем $$h_F = \frac{80}{100} = 0{,}8;$$

$$P = h \cdot G_k = 418 \cdot 0{,}8 = 335 \text{ кг}.$$

Момент относительно оси:

$$M = 250 \cdot P = 250 \cdot 335 = 83\,500 = 8350 \text{ кгсм}.$$

Амортизационная стойка состоит из двух телескопических труб, концы которых с осью соединены жесткими узлами. Полагаем, что подкос не воспринимает крутящих усилий, тогда:

$$P = \frac{M}{26} = \frac{8350}{26} = 322 \text{ кг},$$

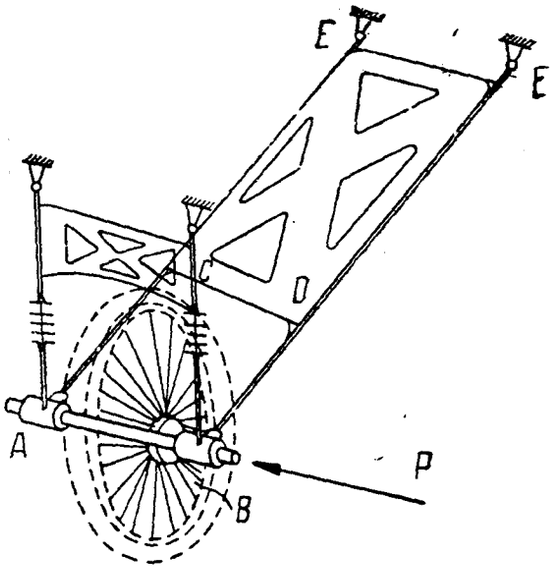
$$P_{ст} = \frac{P}{0{,}81} = \frac{322}{0{,}81} = \pm 398 \text{ кг},$$

$$P_n = P \cdot \frac{\sin\varphi}{\sin\gamma} = 322 \cdot \frac{0{,}28}{0{,}855} = \pm 105 \text{ кг}.$$

В плоскости подкоса действует изгибающий момент $M_{изг} = 105 \cdot 26 = 2730$ *кгсм* и усилие, равное 335 *кг*.

Расчет задней рамы шасси как статически неопределимой системы.

Перспективный вид рамы *ABCDEF* дан на фиг. 62_{16}.



Фиг. 62_{16}.

В случае $E_ш$ на раму действует сила P и момент $M = 335 \cdot 25 = 8350$ *кгсм*; схема работы ее представлена (если отбросить обшивку и заменить стенки рамы фиктивными стержнями *FC* и *DE*) на фиг. 63_{16} [1].

Расчленяем раму на две части: нижнюю *ABCD* с разомкнутым контуром и шарнирами в узлах и верхнюю *CDEF* (фиг. 63_{16}).

Определяя реакцию опор, найдем:

$$V_c = V_D \quad \text{и}$$

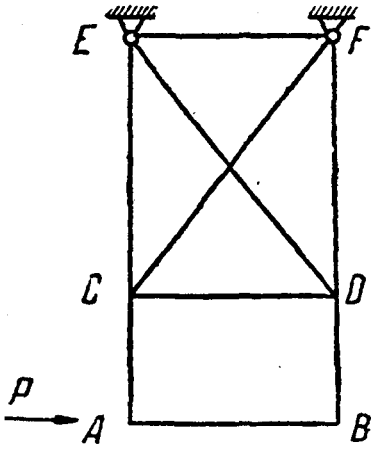
$$H = \frac{P}{2} = 168 \text{ кг}; \quad V_c \cdot 260 = P \cdot h; \quad h = 260 \text{ мм}; \quad V_c = 335 \text{ кг}.$$

[1] Усилия в узлах *E* и *F* определяются от момента силы *P* с плечом от обода до опор *E*.

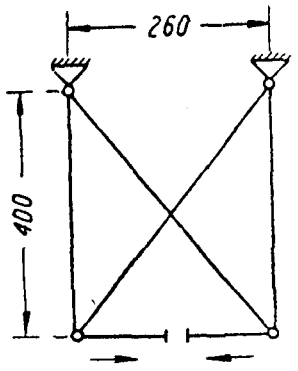
Эпюру моментов для рамы *ABCD* изобразим так, как на фиг. 64а$_{16}$.
Составим таблицу усилий и моментов по стержням.

ТАБЛИЦА 7$_{16}$

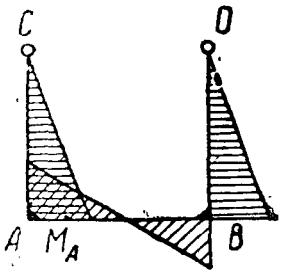
Название стержня	$H_{ст}$	$V_{ст}$	H_D	V_D	M *кгсм*
AB	335	—	—	—	8350
AC	168	×335	—	—	2180
BD	168	—	—	—335	2180



Фиг. 63$_{16}$.



Фиг. 64$_{16}$.



Фиг. 64а$_{16}$.

Стержень *BD* изгибается моментом 2180 *кгсм* и сжат силой — 335 *кг*.
Суммарное напряжение будет:

$$\sigma_{сум} = \frac{M}{W} + \frac{V_D}{F}.$$

Задаемся размером трубы стоек *AC* и *BD*, равными 35/32, для которой

$$W = \frac{I}{R} = \frac{2{,}219}{1{,}75} = 1{,}27 \ см^3$$

и

$$F = 1{,}578 \ см^2,$$

тогда

$$\sigma = \frac{2180}{1{,}27} + \frac{335}{1{,}58} = 1720 + 213 = 1933 \ кг/см^2.$$

Для трубы из дюраля запас прочности составит:

$$\Phi = \frac{3600}{1933} = 1{,}85.$$

Ригель *AB* представляет полуось размером 45/40, для которой изгибающий момент $M = 8350$ *кгсм* и

$$\sigma_{изг} = \frac{8350}{3{,}37} = 2470 \ кг/см^2.$$

Осевая закаленная труба держит 110 *кг/мм*^{2}, следовательно, прочность ее обеспечена.

Рассчитываем раму *CDEF* под действием силы 0,5 $P = 168$ *кг*.

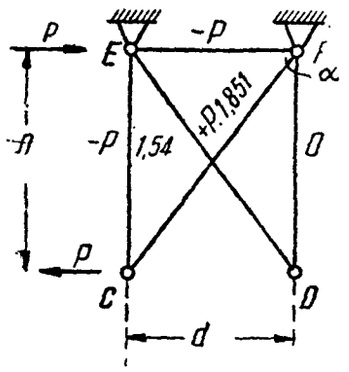
Для простоты расчета принимаем усилие $P = 1$ *m* и сечения всех элементов одинаковыми ($EI = \text{const}$).

За „лишнее" неизвестное принимаем усилие в нижнем горизонтальном элементе *CD*.

Составляем уравнение деформации[1] в виде:

$$\Delta_{xP} + X \cdot \delta_{xx} = 0,$$

где Δ_{xP} — действительное перемещение системы под действием силы X и в направлении силы P,



Фиг. 65_{16}.

δ_{xx} — единичное перемещение под действием единичной силы $X = 1$ и в направлении ее действия.

Найдем

$$X = \frac{\Delta_{xP}}{\delta_{xx}}.$$

Перемещения Δ_{xP} и δ_{xx} выражаются через:

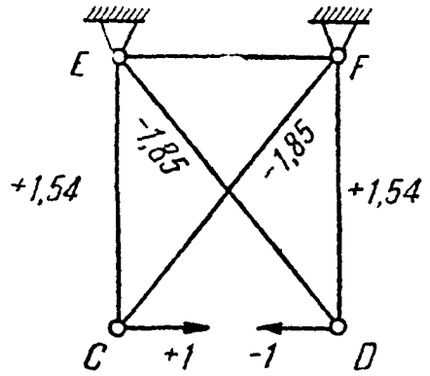
$$\Delta_{xP} = \Sigma \overline{N}_X \cdot N_P \frac{S}{EF};$$

$$\delta_{xx} = \Sigma \overline{N}_X^2 \cdot \frac{S}{EF},$$

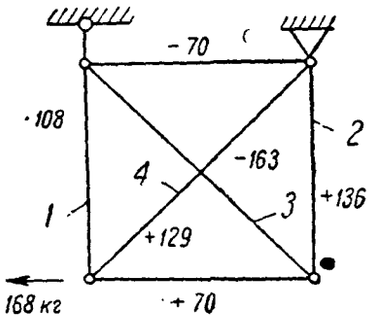
где $\overline{N}_X$ — усилия в элементах основной системы от силы $X = 1$, N_P — усилия в той же системе от заданной силы P.

Определив графически усилия единичных и действительных сил, выписываем их на соответствующих стержнях.

На фиг. 65_{16} выписаны усилия N_P, а на фиг. 66_{16} — усилия от $X = 1$.



Фиг. 66_{16}.



Фиг. $66a_{16}$.

Так как $h = d \operatorname{tg} \alpha$, то $\operatorname{tg} \alpha = \frac{h}{d} = \frac{400}{260} = 1{,}54$; $\alpha \approx 57°$; $c = \frac{P}{\cos \alpha} = P \cdot 1{,}85$; $S = P \cdot 1{,}54$.

При помощи этих усилий имеем:

$$V \cdot d = P \cdot h;$$

$$V = P \cdot 1{,}54;$$

$$\Delta_{xP} = \frac{d}{EF}[(-P)\ (1) + (-P)\ (1{,}54) + (P \cdot 1{,}85)\ (-1{,}85)\ 1{,}85] = -\frac{8{,}88\ P \cdot a}{E \cdot F},$$

$$\delta_{xx} = \frac{d}{EF}[4\ (1)^2 + 2\ (-1{,}85)^2\ (1{,}85)] = \frac{d}{EF}(4 + 2 \cdot 6{,}342) = \frac{16{,}69\ d}{EF}.$$

[1] См. Безухов Н. И., Внутренние силы и деформации ферм, изд. ГНТИ, 1933.

Таким образом усилие X определится равным:

$$X = \frac{8{,}882\,P}{1{,}69} = 0{,}532\,P.$$

При помощи найденного усилия X в остальных стержнях действительные усилия определятся по выражению:

$$N = N_P + X\overline{N}_X$$

где N_P и $\overline{N}_X$ — усилия от P и от $X = 1$ в основной статически определимой системе.

Приводим подсчитанные действительные усилия в стержнях заданной неопределимой фермы (фиг. 66а$_{16}$) по уравнениям:

Усилие в стержне CE — P $1{,}54 + 88 \cdot 1{,}54 = 108$ *кг*
» » » DF $0 + 82 \cdot 1{,}54 = 136$ *кг*
» » » ED $0 + 88 \cdot 1{,}85 = 163$ *кг*
» » » CF $1{,}85 - 88 \cdot 1{,}85 = 129$ *кг*
» » » EF -70 *кг*
» » » CD $+70$ *кг*.

Если взять для стержней CE и DF трубу 35/32, то напряжение сжатия будет:

$$k_{сж} = \frac{108}{F} = \frac{108}{1{,}578} = 68{,}5\ кг/см^2,$$

т. е. труба перепрочнена.

В силу производственных условий берем один и тот же размер 35/32, что и на участке CA.

Так как рама $CDEF$ зашита стенкой из дюраля, то необходимо проверить ее замену фиктивным стержнем CF по методу инж. Беляева [1].

Размер фиктивного стержня определится по формуле сжатия. Назначаем из производственных соображений трубу 30/28 с площадью

$$F = \frac{\pi}{4}(30^2 - 2{,}8^2) = 0{,}95\ см^2.$$

Проверка дает

$$k_{сж} = \frac{163}{0{,}95} = 172\ кг/см^2.$$

Следовательно, труба тяжела.

Возьмем трубу 20/18, для которой

$$F = \frac{\pi}{4}(2{,}0^2 - 1{,}8^2) = 0{,}58\ см^2.$$

Напряжение будет

$$k_{см} = 280\ кг/см^2.$$

Пишем „формулу замены" по Беляеву в виде уравнения:

$$G_{ст} \cdot F_{ст} = FE \cdot \sin^2\alpha \cdot \cos\alpha,$$

где $G_{ст}$ — модуль сдвига для дюраля, равный 140 000 *кг/см*^{2},
F — площадь стержня трубы, равная 20/18,
E — модуль сжатия, равный 700 000 *кг/см*^{2},
$F_{ст}$ — площадь стенки, равная $26 \cdot \Delta$,
α — угол диагоналей, равный 57°.

$$EF \sin^2\alpha \cdot \cos\alpha = 0{,}58 \cdot 700\,000 \cdot 0{,}708 \cdot 0{,}54 = 156\,000,$$

$$\cos 57^\circ = 0{,}54,$$

$$\sin 57^\circ = 0{,}835,$$

$$F_{ст} = \frac{156\,000}{G_{ст}} = 26 \cdot \Delta,$$

[1] См. „ТВФ" № 8—9, 1932.

откуда толщина стенки

$$\delta = \frac{156\,000}{26 \cdot 140\,000} \approx 0{,}044 \text{ см},$$

т. е. можно ограничиться толщиной стенки в 0,5 *мм*.

Имея в виду возможное понижение опор, а также то, что при эксплоатации рама может скручиваться, назначаем толщину стенки в 1,5 *мм*.

Случай М. Крутящий момент вычисляется:

$$M_{кр} = 0{,}35\, k \cdot l \cdot \Delta G,$$

где l — длина рабочей части полоза в *см*,

ΔG — доля веса самолета на одну лыжу в *кг*,

k — поправочный коэфициент (в нашем случае $k = 1$).

$$M_{кр} = 0{,}35 \cdot 130 \cdot 418 = 19\,000 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

Разлагаем полученный момент на два: на действующий в плоскости подкоса и действующий в плоскости передней рамы:

$$M_{п} = \frac{M \cdot 0{,}967}{0{,}7} = 26\,000 \text{ кг} \cdot \text{см},$$

$$M_{с} = \frac{M \cdot 0{,}52}{0{,}7} = 14\,000 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

Нагружающее усилие в узлах

$$P = \frac{M_{п}}{26} = \frac{26\,000}{26} = 1000 \text{ кг}.$$

$$M_{кр} = \frac{14\,000 - 10\,340}{2} = 1830 \text{ кг} \cdot \text{см} \text{ на одну трубу}.$$

Случай E'. Посадка на одно колесо.

$$S_x^2 = \frac{I_x \cdot g}{G} = \frac{185 \cdot 981}{950} = 1{,}91,$$

где I_x — момент инерции самолета относительно оси X.

$$k = 1 + 16 \frac{r^2}{S_x^2 + h^2}; \qquad k = 1 + 16 \frac{0{,}8^2}{1{,}91 + 1{,}75} = 4{,}5.$$

$$n'_E = \frac{0{,}4}{k} + \frac{n}{\sqrt{2k}},$$

$$n'_E = 0{,}114 + 2{,}65 = 2{,}75.$$

$$\frac{n'_E}{n_E} = 0{,}39.$$

Так как перегрузка меньше половины в случае $E'_{ш}$, то случай является не расчетным.

Случай $F_{ш}'$. Боковой удар в одно колесо.

$$n'_F = n_F \cdot \frac{n'_E}{n_E}, \qquad n'_E = 1{,}17.$$

Так как перегрузка больше половины перегрузки в случае $F_{ш}$, то случай не расчетный.

Случай $G_{ш}'$. Передний удар одно колесо.

$$n'_c = n_c \cdot \frac{n'_E}{n_E} = 0{,}8 \cdot 0{,}39 = 0{,}314.$$

Так как перегрузка меньше половины перегрузки $G_ш$, то случай не расчетный.

Ниже приводим таблицу усилий.

ТАБЛИЦА 8_{16}

Усилия *кг* / Случай расчета	Перегрузка	Амортизационная стойка	Подкос	Узлы креплений подкоса	Ось	Узлы стойки
$E_ш$	7	— 3620	1610	805	2730	— 1815
$G_ш$	3	290	— 1062	— 532	1250	145
$F_ш$	0,8	$M_{изг} = 1441 \pm 280$	$M = 2180$ *кгсм* $P = 335$ *кг*	—	$M = 8350$	555
$M_л$	—	$M_{изг} = 1060 \pm 280$	$M = 26000$ $M_{кр} = 1830$	± 1000	$M = 19000$	± 358
$E_ш'$, $G_ш'$, $F_ш'$	не расчетные					

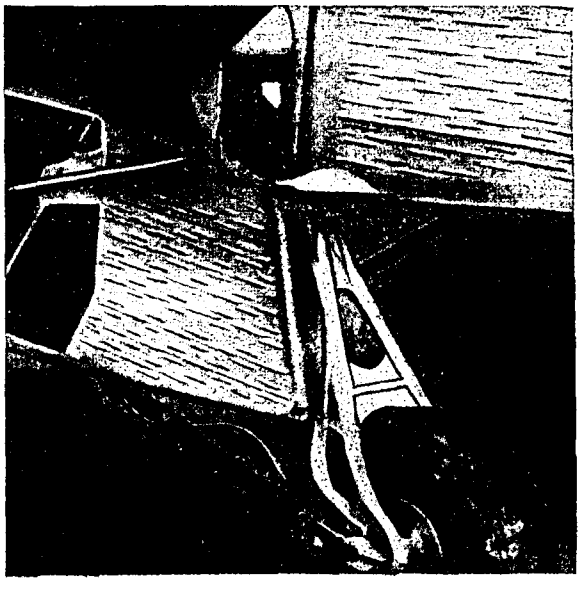
Конструкция и пример расчета костылей

Костыль на самолете выполняет следующие функции: во-первых, поддерживает хвостовую часть фюзеляжа, во-вторых, затормаживает движение самолета при пробеге после посадки, для чего конец костыля снабжается специальным сошником; в-третьих, улучшает управляемость самолета при рулежке по земле.

Если самолет снабжен тормозными колесами, то функция торможения с костыля снимается и вместо сошника на нем устанавливается небольшое колесо с пневматиком. На очень больших самолетах костыльное колесо в свою очередь также снабжается тормозом.

Костыли можно разбить на три группы.

К первой относятся управляемые костыли, которые не только вращаются под влиянием нагрузки вокруг поперечной оси, но также имеют вращение вокруг вертикальной оси; вращение вокруг вертикальной оси является у таких костылей управляемым, будучи связано с ножным управлением. Управляемость костыля очень помогает рулежке и с этой стороны является весьма желательной.



Фиг. 67_{16}.

Ко второй группе относятся ориентирующиеся, но не управляемые костыли, имеющие упомянутые выше две оси вращения.

К третьей группе следует отнести костыли, вращающиеся только вокруг горизонтальной оси; они носят название неориентирующихся.

На фиг. 67_{16} изображена конструкция ориентирующегося костыля английского самолета „Вестланд Валлэйс".

Вильчатая стойка представляет двуплечий рычаг, который несет колесо Гудиира на одном конце и связан с демпфером на другом.

Колесный костыль фиг. 68_{16} французского самолета „Моран-Сольнье 330" имеет вилку, свободно вращающуюся в подшипниках C и R. Нижний подшипник имеет цапфу с осью T с каждой стороны, так что вилка может двигаться в продольном направлении. Это движение ограничивается верхним подшипником R, который скользит в диагональной плоскости P, сжимая резиновые кольца r в трубе A.

На фиг. 69_{16} приведена конструкция управляемого костыля самолета DH9-A с резиновой шнуровой амортизацией. В месте крепления тросов управления костылем имеется пружина.

Эти пружины служат для смягчения передачи на педали тех резких ударов, которые костыль получает при посадке и рулежке. Нередко пружины заменяются амортизационными шнурами. Для эксплоатации в зимнее время сошник заменяют подкостыльной лыжей.

Костыль самолета AT-I, приведенный на фиг. 70_{16}, является ориентирующимся кроме того, в нем применена резиновая амортизация e, работающая на сжатие; к рычагу a и точке d крепится ограничительный трос.

Неориентирующиеся костыли встречаются в настоящее время редко, так как значительно затрудняют маневрирование самолета при рулежке.

Пример расчета костыля. Расчет костыля на прочность производится на следующие случаи:

1. Посадка на три точки с совместным действием силы трения, равной 0, усилия, приходящегося на костыль при посадке.

2. Стоянка на трех точках. Боковой удар на костыль от силы, равной 0,15 усилия, приходящегося на костыль в случае стоянки.

Определяем усилия, приходящиеся на костыль:

$$P_к = \frac{950 \cdot 235}{4480} = 50 \text{ кг}.$$

На костыль приходится 50 *кг* общего веса самолета. В случае посадки на три точки перегрузку n берут равной перегрузке, выбранной для шасси:

$$n = 5; \quad P_0 = 50; \quad P_0 \cdot n = 50 \cdot 5 = 250 \text{ кг},$$

Определение усилий в элементах костыля делается графически по диаграмме.

а) Подбор амортизации. Амортизация из резиновых колец. Подбор производим по графику обжатия колец, данному в приложении.

Задаемся размером кольца: $22 \times 53 \times 8$

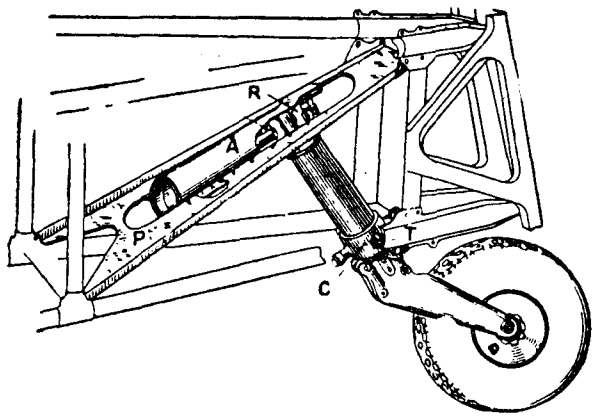
$$F_{\text{кольца}} = 183 \text{ см}^2;$$

удельная нагрузка

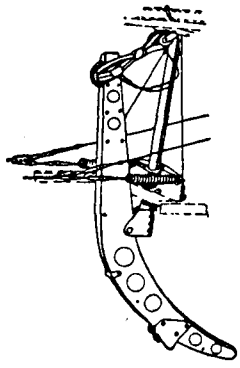
$$k_0 = \frac{P_0}{F} = \frac{69}{18{,}3} = 3{,}78 \text{ кг/см}^2,$$

где P_0 — усилие при стоянке в амортизационной стойке, равное 69 *кг*,
$P_п$ — усилие при посадке в амортизационной стойке;

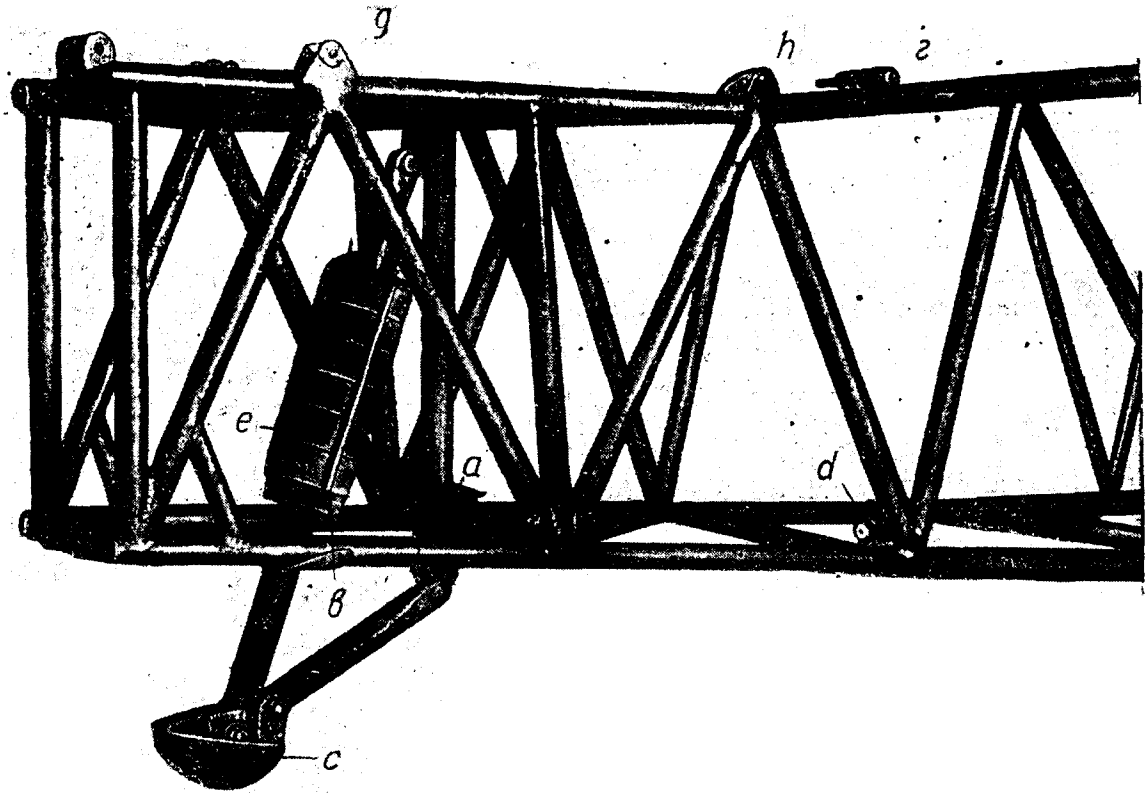
$$k_п = \frac{P_п}{F} = \frac{478}{18{,}3} = 26{,}3 \text{ кг/см}^2.$$



Фиг. 68_{16}.

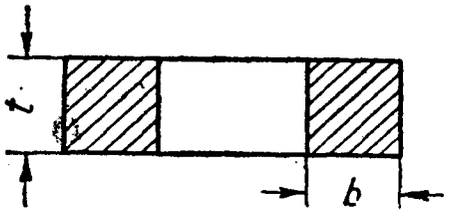


Фиг. 69_{16}.



Фиг. 70_{16}.

Для того чтобы отношение $\frac{t}{b}$ (фиг. 71_{16}) было больше единицы $\left(\text{из графиков обжатия резиновых колец наименьшее отношение } \frac{t}{b}=1{,}1\right)$, расчет ведем из условий работы двух колец: $\frac{t}{b}=\frac{16}{15{,}5}=1{,}04$. Подбираем по графику $\frac{t}{b}=1{,}1$.



Фиг. 71_{16}.

Из графика $l_a=4\%$, предварительная затяжка $l_п=23\%$,

U — удельная работа 1 $см^3$ резины,

U_0 — работа при предварительной затяжке,

$U_п$ — работа при полном ходе амортизации.

Из графика работы при обжатии находим

$$U_0=0{,}15\ кг\cdot см,$$

$$U_п=3{,}25\ кг\cdot см.$$

Работа, которую должна поглотить амортизация при посадке по нормам,

$$A=0{,}00048\,G_п\,V^2_{пос},$$

где $V_{пос}$ — 23 $м/сек$; $G_п$ — вес, приходящийся на костыль, равный 50 $кг$.

$$A=0{,}00048\cdot 50\cdot 23^2=12{,}7\ кг\cdot м=1270\ кг\cdot см.$$

l — длина пакета равна:

$$\frac{A}{F(U_п-U_0)}=\frac{1270}{18{,}3(3{,}25-0{,}15)}=\frac{1270}{18{,}3\cdot 3{,}1}=22{,}4\ см,$$

так как расчет велся из условия двух колец:

$$h=0{,}8\cdot 2=1{,}6\ см,$$

L — необходимая длина пакета в $см$ равна $\frac{l}{1{,}6}=\frac{22{,}4}{1{,}6}=14\ см$,

m — количество колец равно $\frac{l}{h_{кольца}}=\frac{14}{0{,}8}=17{,}5\approx 18$,

h — ход амортизатора вычислим по формуле:

$$h=\left(\frac{l_n-l_0}{100}\right)L=\frac{23-4}{100}\cdot 14=0{,}19\cdot 14=2{,}7\ см=27\ мм.$$

Ход принимаем равным 30 $мм$.

б) Расчет трубы крепления костыля

$$\frac{P_{b_1}}{P_1}=\cos 20°;\quad P_{b_1}=P_1\cdot\cos 20°;\quad P_{r_1}=P_1\cdot\sin 20°.$$

Усилия P_1 и P_2 определены из диаграммы

$$P_1=478\ кг;\quad P_2=320\ кг;\quad P_{b_1}=478\cdot 0{,}93969=448\ кг;$$

$$P_{r_1}=478\cdot\sin 20°=478\cdot 0{,}342=167\ кг.$$

На трубу действует изгибающий момент, равный $P_{b_1}\cdot h=448\cdot 4=1792\ кг\cdot см$.

$$P_{b_2}=P_r\cdot\cos 54°=320\cdot 0{,}5877=188\ кг;$$

$$P_{r_2}=320\cdot\sin 54°=320\cdot 0{,}809=258{,}5\ кг.$$

Считаем трубу на изгиб от силы P_{r_1}, P_{r_2} и изгибающего момента $P_{b_1}\cdot h$.

Определяем реакции опор:

$$M_A = -P_1 \cdot l_1 - M_{изг} - P_2 l_2 + B \cdot l_3;$$

$$M_A = 258{,}5 \cdot 5 - 1792 - 167 \cdot 23{,}8 + B\,30;$$

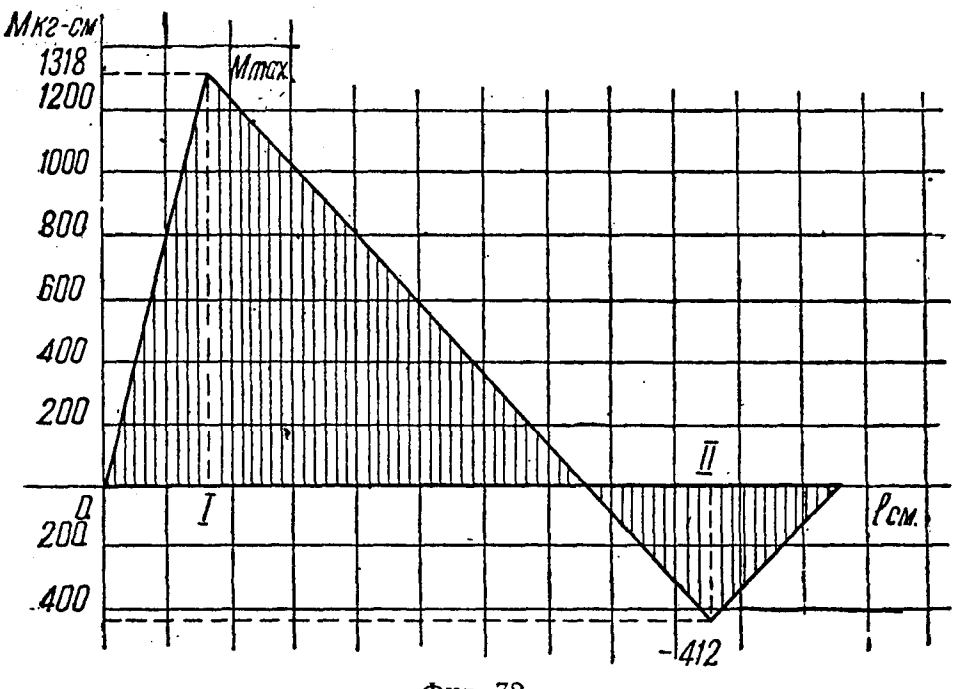
$$-B = \frac{-258{,}5 \cdot 5 - 1792 - 167 \cdot 23{,}8}{30} = -\frac{7007}{30};$$

$$B = 234\ кг;$$

$$M_B = 167 \cdot 6{,}2 - M_{изг} + A \cdot 30 - 258{,}5 \cdot 35;$$

$$-A = \frac{-1792 + 1035 - 9050}{30},$$

$$A = \frac{9807}{30} = 328\ кг.$$



Фиг. 72_{16}.

Для построения эпюры моментов проверяем $M_{изг}$ в точках *I* и *II* (фиг. 72_{16});

$$M_I = -M_{изг} - 167 \cdot 23{,}81 + B\,30 = -1792 - 3920 + 7030 = +1318\ кг;$$

$$M_{II} = -M_{изг} + B \cdot 6{,}2 = -1792 + 234 \cdot 6{,}2 = 412\ кг.$$

Как видно из эпюры моментов, в точке *I* будет максимальный изгибающий момент, равный 1318 *кг*.

Кроме изгиба, труба будет работать на растяжение от силы P_{b_3}.

Суммарное напряжение в трубе определяем по формуле:

$$\sigma_{сумм} = \frac{M_{изг}}{W} + \frac{P}{f};$$

$$M_{изг} = 1318\ кг \cdot см;\quad P = 188\ кг.$$

Труба из стали марки М — 25 × 22.

$$W = 0{,}614\ см^3;\quad F = 1{,}1074\ см^2.$$

$$\sigma_{сумм} = \frac{1318}{0{,}614} + \frac{188}{1{,}1074} = 2710 + 170 = 2880\ кг/см^2 = 28{,}8\ кг/мм^2.$$

Допускаемое напряжение на изгиб для стали М = 40 *кг/мм*². Сечение трубы вполне достаточное.

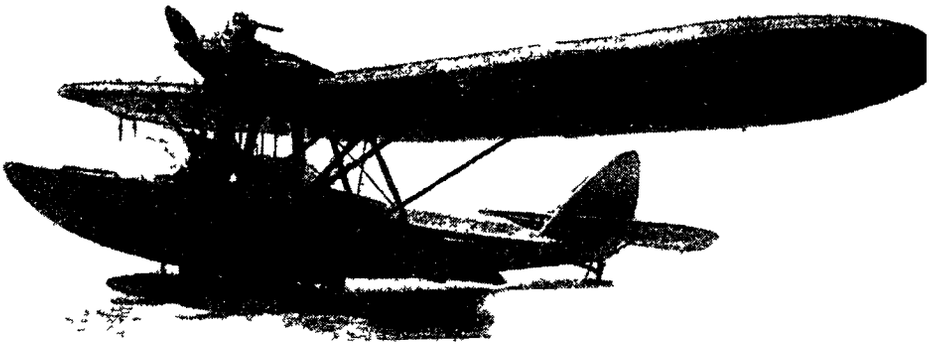
СКБ "Вулкан-Авиа"

ГЛАВА 17

ВИНТОМОТОРНЫЕ УСТАНОВКИ

§ 1_{17}. РАСПОЛОЖЕНИЕ МОТОРНЫХ УСТАНОВОК

В зависимости от типа и назначения самолета местонахождение моторной установки отличается большим разнообразием. У одномоторных сухопутных самолетов мотор располагается в передней части фюзеляжа; у летающих лодок установка мотора может быть или с толкающим или с тянущим винтом. На фиг. 1_{17} изображена амфибия Ш-1 конструкции инж. Шаврова В. Б.; здесь двигатель М-11 с тянущим винтом установлен на



Фиг. 1_{17}.

центроплане. Лодка Дорнье „Super-Wal" (фиг. 2_{17}) имеет „тандемное" расположение двух моторов — одного с тянущим, а другого с толкающим винтом.

Подобное расположение дает меньшее лобовое сопротивление по сравнению с разнесенными по крыльям двигателями; недостатком его является уменьшение тяги заднего винта на 15—20% вследствие работы его в струе переднего винта.

В многомоторных монопланах расположение двигателя может быть в толще крыла, над крылом и под крылом.

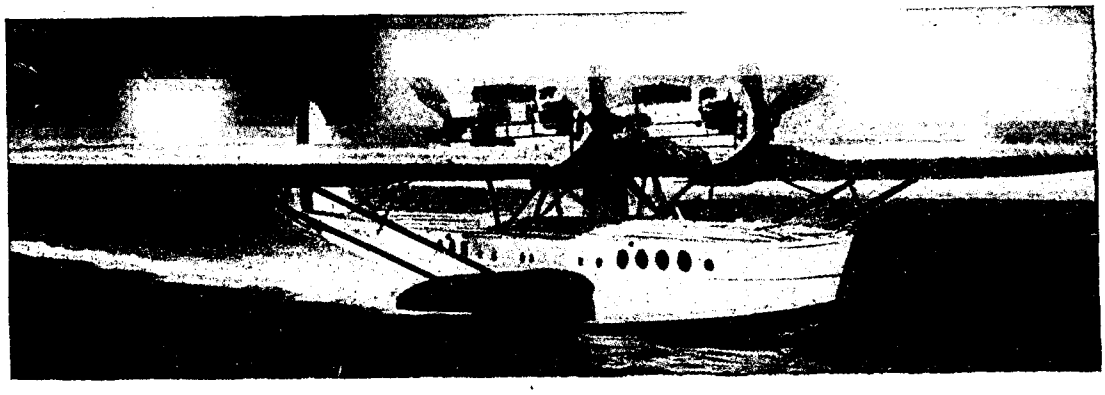
В крыльях самолета „Максим Горький" мы встречаем первые два способа установки моторов; в гигантском пассажирском самолете Дорнье DOX—

двенадцать двигателей в парных тандемных установках, расположенных над крылом.

Боковые двигатели трех моторных самолетов Фоккер FXX и Беинг установлены под крылом.

В бипланных конструкциях транспортных самолетов двигатели устанавливаются как на плоскостях нижней и верхней, так и между ними — на пирамидальных трубчатых установках. Пример подобного расположения и конструкции моторной установки представляет самолет Бультон Поль.

Совершенно новый вид моторной установки представляет конструкция, примененная на итальянском гоночном гидросамолете Макки-Костальци, поставившем мировой рекорд скорости в 709 *км/час*. Вал заднего двигателя проходит внутри пустотелого вала переднего двигателя, благодаря чему оказалось возможным размещение двух пропеллеров на одной оси. В целях устранения жироскопического момента вращение винтов совершается в обратные стороны [1].



Фиг. 2_{17}.

При расположении моторов в толще крыла, например АНТ-9, ТБ-3 и т. д., приходится выносить моторную установку вперед, что, однако, искажает аэродинамическую характеристику крыла и уменьшает к. п. д. мотора.

В больших самолетах Юнкерс G-38 этот недостаток устранен благодаря тому, что моторы, расположенные в крыле, имеют удлиненные валы.

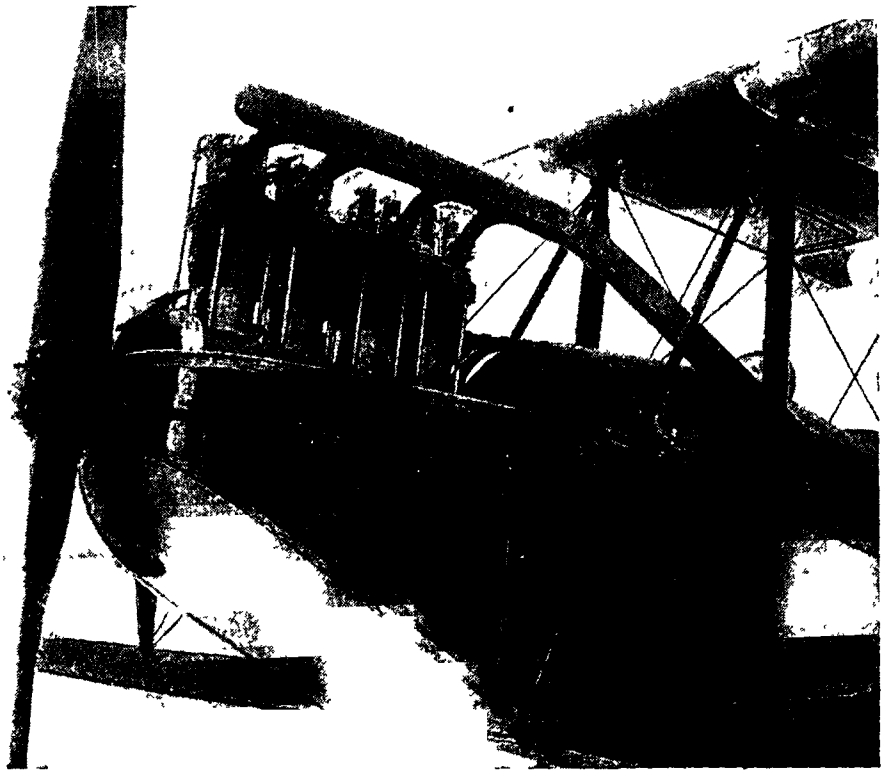
§ 2_{17}. КОНСТРУКЦИЯ МОТОРНЫХ УСТАНОВОК

Моторные установки по своей конструкции разделяются на установки для однорядных V- и W-образных моторов и на установки для звездообразных моторов.

Отличительной особенностью первых является наличие двух параллельных брусьев, носящих название подмоторных, так как непосредственно к этим брусьям крепится мотор.

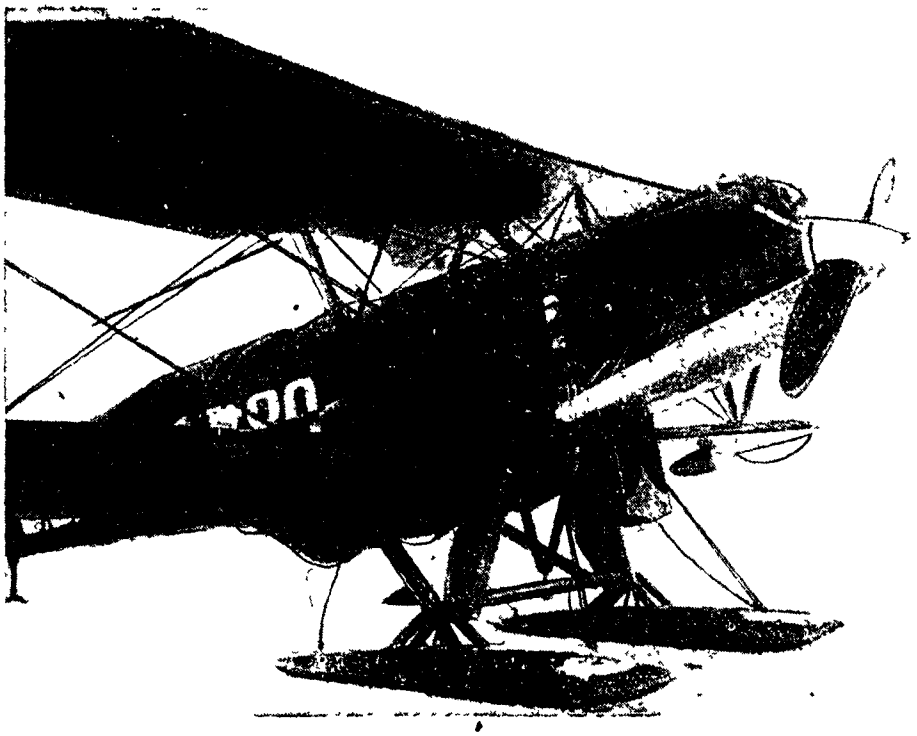
Подмоторные брусья поддерживаются фермами весьма разнообразных

[1] Анологичная идея установки с вращающимися в противоположные стороны винтами была осуществлена еще в 1908 г. русским изобретателем А. Г. Уфимцевым (в Курске), и в 1910 г. его „биротативный двигатель", у которого вал с первым винтом вращался в одну сторону, а на носке мотора второй винт в другую, был установлен на аэроплане с круглым крылом „зонтичного" типа, осуществленным в самое последнее время в Америке.

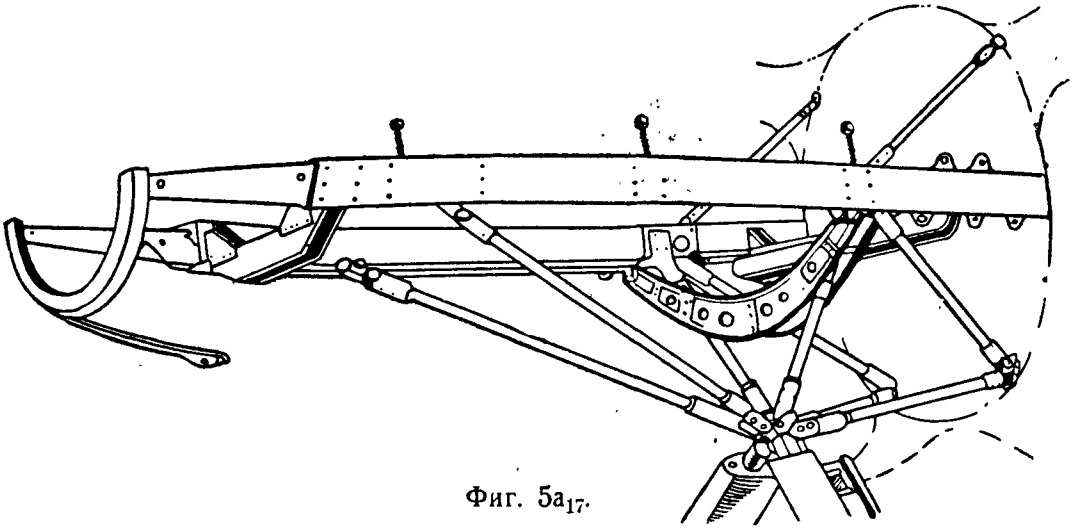


Фиг. 3$_{17}$.

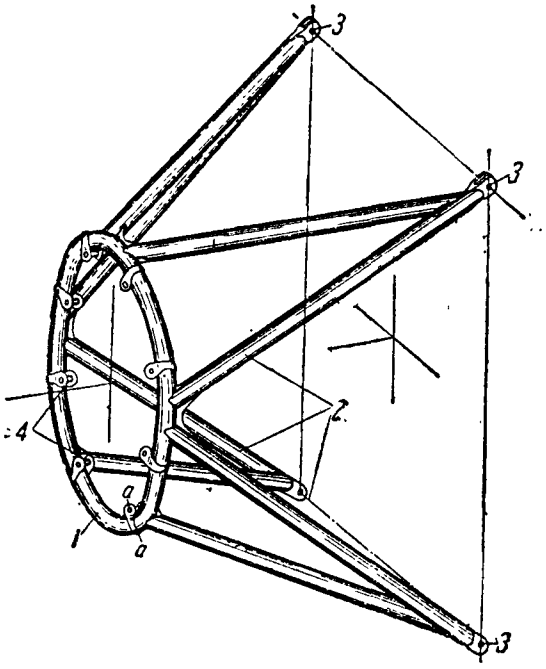
На стр. 397 сказано: На фиг. 3$_{17}$ представлены условия двигателя Игрунс на самолете АИР-2.



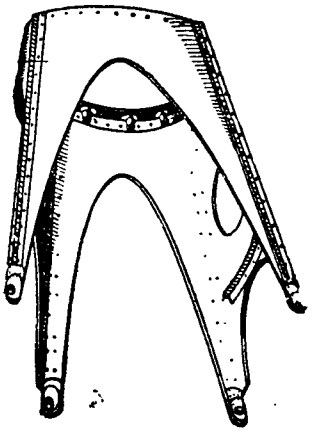
Фиг. 4$_{17}$.



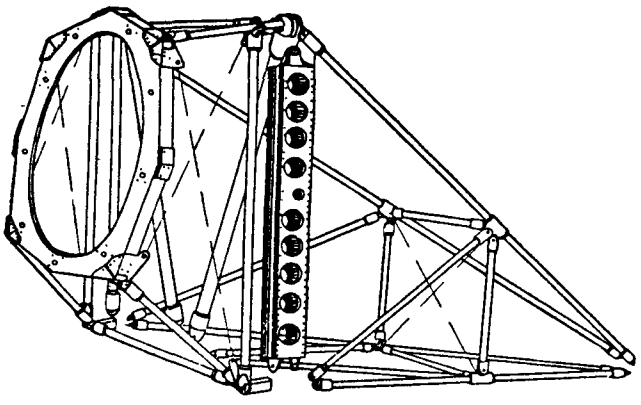
Фиг. 5а$_{17}$.



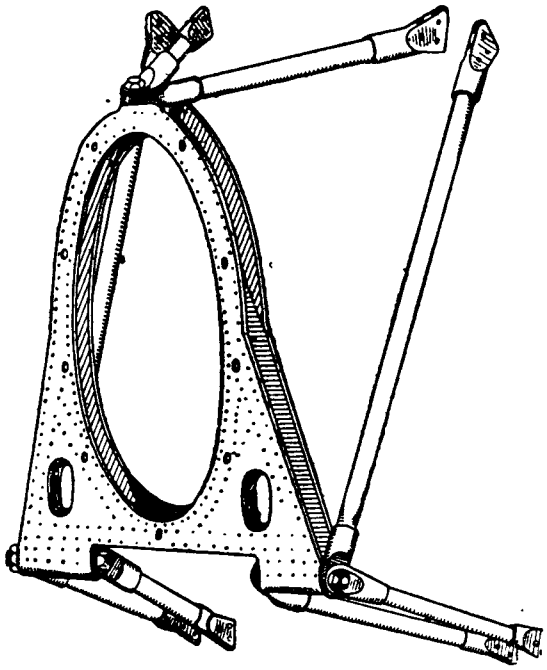
Фиг. 5б$_{17}$.



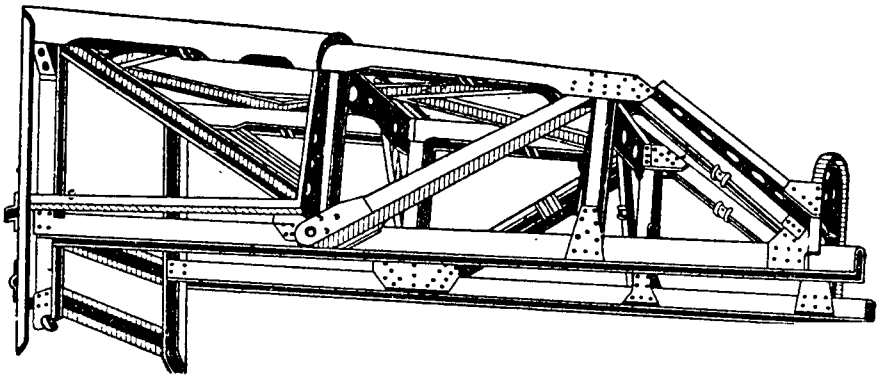
Фиг. 5в$_{17}$.



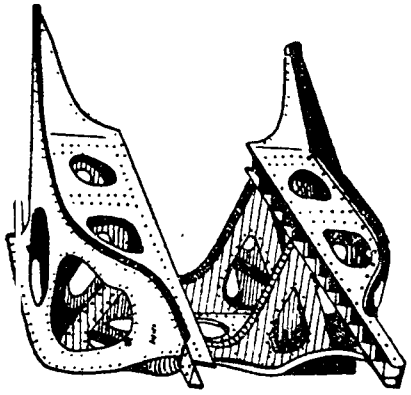
Фиг. 5г$_{17}$.



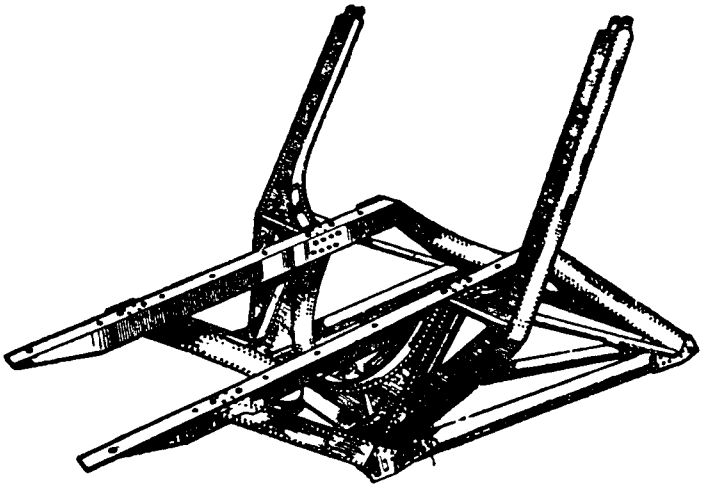
Фиг. 5д$_{17}$.



Фиг. 5е$_{17}$.



Фиг. 5ж$_{17}$.

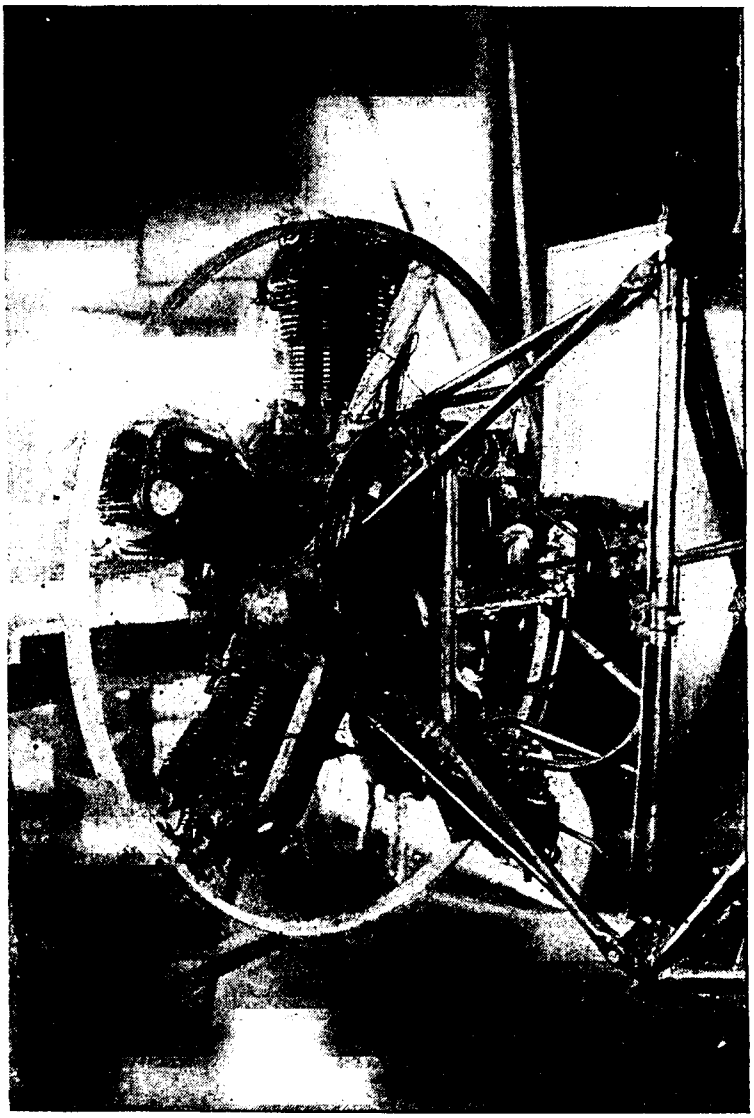


Фиг. 6$_{17}$.

форм, которые и образуют моторную установку. На фиг. 3_{17} представлена установка двигателя Циррус на самолете АИР-2, а на фиг. 4_{17} — установка на самолете Р-5.

В последнее время почти все моторные установки делаются легкосъемными, соединяемыми с фюзеляжем помощью 4—5 болтов, что дает большие удобства для производства ремонта.

На фиг. 5_{17} показано несколько современных съемных моторных установок, состоящих из дюралюминовых подмоторных брусьев, рам, соединяющих их, и стальных или дюралюминовых труб, поддерживающих подмоторные брусья. Установка самолета Глостер (фиг. $5а_{17}$) интересна тем, что у нее часть трубчатых подкосов непосредственно опирается на шасси; б — установка под звездообразный двигатель; в — дюралевая установка Потез-25; г — дюралевая установка на самолете Бультон Поль; д — дюралевая установка на самолете Авиа ВН 26; е — дюралевая установка на самолете Юнкерс-24; ж — дюралевая установка на самолете Армстронг Аргози.



Фиг. 7_{17}.

На фиг. 6_{17} показана моторная рама истребителя Мюро-17; отличается большей жесткостью и имеет большой вес.

Звездообразные моторы крепятся к моторной установке рядом болтов, расположенных по окружности, почему вместо двух параллельных подмоторных брусьев все моторные установки для звездообразных моторов имеют кольцо, к которому крепится мотор. Это кольцо делается или из дуралюмина или из стальной трубы, как у самолета АНТ-9. На фиг. 7_{17} показана установка двигателя М-11 на легком самолете АТ-1.

Кольцо соединяется с фюзеляжем почти всегда в четырех точках с помощью труб или сделанных из листового дуралюмина специальных ног.

Во Франции большим распространением пользуются клепаные из дуралюмина моторные рамы.

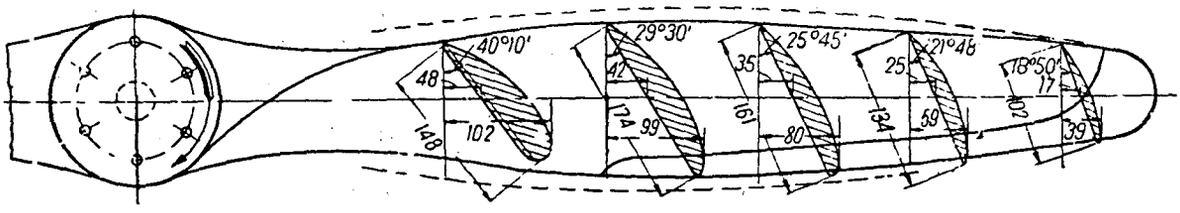
Моторные установки, помещающиеся на крыльях, бывают самых разнообразных конструктивных форм. Обычно при установке мотора на крыле шасси самолета делается так, что оно поддерживает при посадке или самую моторную установку, или крыло на том его участке, на котором стоит мотор.

§ 3_{17}. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

Воздушные винты в настоящее время делаются деревянными и металлическими; они бывают двух,-трех- и четырехлопастные.

Лопасти деревянных винтов склеиваются из нескольких досок. Заготовки обрабатываются по шаблонам таким образом, что в сечении винта получается обтекаемая дужка, плавно изменяющая свой наклон от втулки к периферии (фиг. 8_{17}).

Для винтов употребляются лучшие сорта дерева: красное дерево, орех, ясень, клен. Склейка винта из нескольких досок производится для предотвращения коробления и для получения более однородной древесной массы



Фиг. 8_{17}.

как в части удельного веса, так и в части механических качеств дерева. Поверхность деревянного винта лакируется; части до лакировки оклеиваются полотном, пропитанным клеем; и та и другая мера предохраняет винт от сырости. Сплошь и рядом, особенно у винтов гидросамолетов, применяется оковка концов лопасти тонкой латунью для предохранения ребра атаки от повреждений брызгами воды.

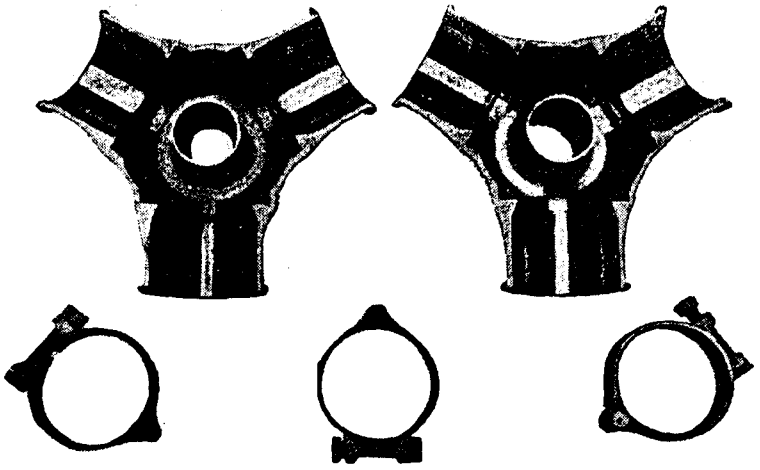
Воздушный винт должен быть строго симметричным, а в весовом отношении вполне уравновешенным. Если не будет соблюдено первое условие, то вследствие различной тяги и сопротивления лопастей вал мотора получит добавочные нагрузки, способные вызвать вибрацию мотора и моторной установки. При весовой неуравновешенности те же вибрации будут вызваны тем, что в силу большей центробежной силы у одной лопасти по сравнению с другой вал мотора опять-таки получит добавочную одностороннюю нагрузку.

Металлические винты делаются или из цельного куска кованого дуралюмина, или правая и левая лопасти делаются отдельно из дуралюмина (реже из листовой стали) и соединяются стальной втулкой (ступицей).

Образцом винтов первого типа может служить винт Рида, у которого обе лопасти сделаны из одного куска дуралюмина. Ступица такого винта состоит из верхней и нижней частей, делается из дерева или стали и соединяется с лопастями болтами.

Винты Стандарт-Стил, Глоустер и Бристоль (фиг. 9_{17}) являются образцами винтов, у которых лопасти соединяются друг с другом стальной ступицей. Это соединение в большинстве случаев позволяет на земле менять средний угол установки лопасти к плоскости вращения винта, изменяя тем его шаг, что весьма облегчает подбор винта к мотору.

Металлические винты имеют безусловное преимущество перед деревянными в отношении срока службы, удобства подбора к мотору и к. п. д., особенно при больших оборотах мотора (свыше 2000); их минусы: большой вес, дороговизна и сложное производство, требующее специального оборудования.

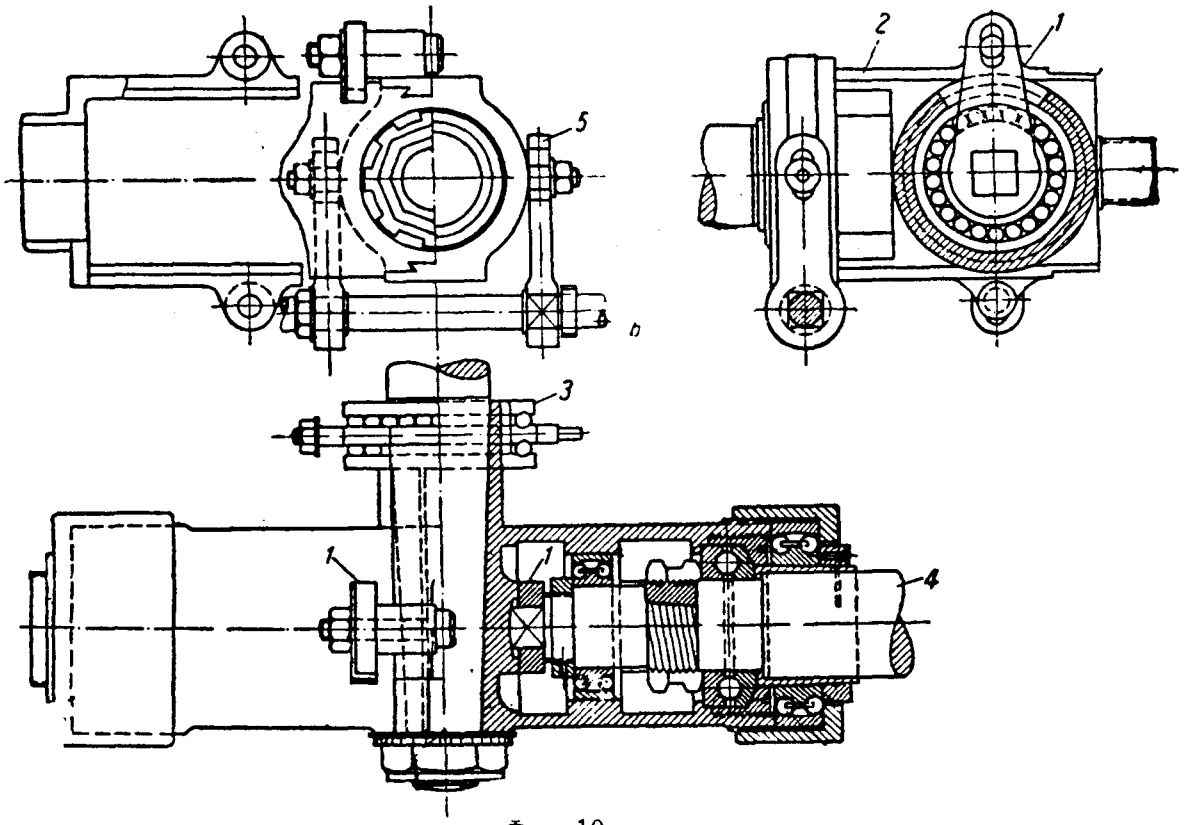


Фиг. 9_{17}.

В последнее время в США получили распространение винты бакелитовые и с проволочной арматурой.

Винт соединяется с мотором с помощью стальной втулки.

Втулка состоит из переднего съемного фланца, цилиндрической части с коническим отверстием для носка мотора и задним фланцем, составляющим одно целое с цилиндрической частью. В отверстие ступицы винта вставляется



Фиг. 10_{17}.

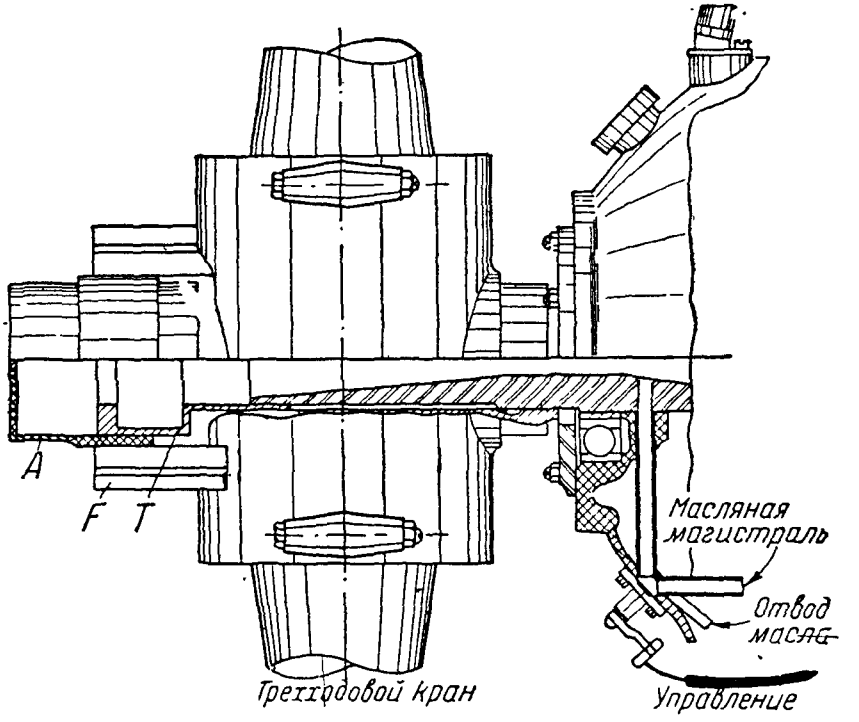
цилиндрический носок втулки, затем надевается фланец и затягивается болтами, проходящими через ступицу винта. На носке мотора втулка крепится гайками, видимыми спереди.

§ 4_{17}. ВИНТЫ С ИЗМЕНЯЕМЫМ ШАГОМ

Для моторов, имеющих „наддув" и снабженных компрессорами, возникает необходимость в таком устройстве лопастей винта, при котором его отдача была бы максимальной при всех режимах скорости и при любой высоте полета. С этой целью в авиации применяются винты с регулируемым или изменяющимся в полете шагом четырех основных типов:

1) винты, у которых шаг меняется автоматически в зависимости от скорости или от мощности мотора;

2) винты с шагом, регулируемым по желанию пилота;



Фиг. 11_{17}.

3) винты с шагом и механизмом, позволяющим пилоту сразу устанавливать рычаг на определенный шаг и затем постепенно устанавливать лопасти в нужные положения;

4) винты с регулируемым числом оборотов, допускающие регулировку соответственно заданному числу оборотов мотора.

Этот последний тип, увеличивая тяговые усилия при отрыве на 20—30%, и дает увеличение максимальной скорости и дальности полета на 4—8% по сравнению с винтом с неподвижными лопастями.

Вся трудность устройства состоит в подборе конструкции механизма, которая позволяла бы преодолевать центробежные усилия лопасти и достаточно быстро переставлять лопасти на желаемый угол.

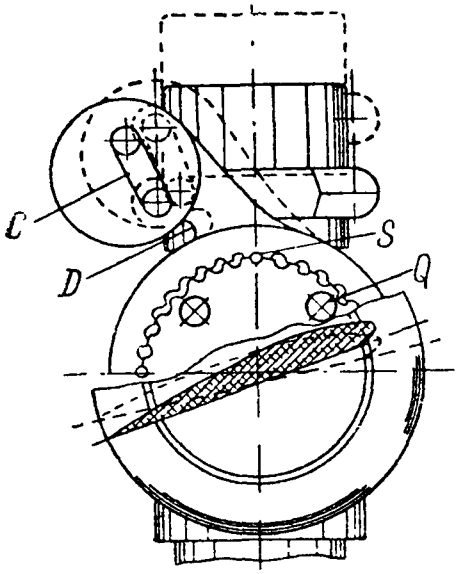
а) Конструкция втулки Иградо. Наиболее распространенной конструкцией привода является механическая и гидравлическая. Принцип действия первой можно видеть из фиг. 10_{17}, где изображена конструкция втулки Иградо [1]. Здесь шатун *1* соединен с ползушкой *2* и с концами металлических лопастей *4*. Поступательная часть привода сблокирована с комби-

[1] Спроектирован под мотор М-5 в 1925 г. по заданию НК УВВС.

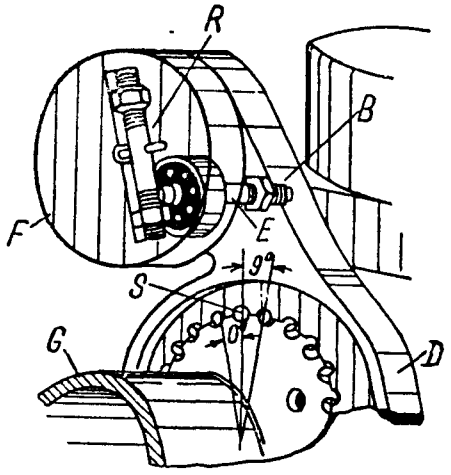
нированным двухрядным шарикоподшипником *3*. Вилка *5* через червячный вал *6* передает движение кулисе и лопастям. Проектный вес всего механизма для мотора 400 *л. с.* составил 20 *кг*; углы поворота $\pm 8°$.

b) Винт Гамильтона с изменяемым шагом. Примером винта с гидравлическим приводом является винт Гамильтона, применяемый на многих скоростных американских самолетах. В этой конструкции (фиг. 13_{17}) регулирование шага винта производится при помощи масла, подводимого из смазочной системы двигателя; увеличение шага достигается центробежными силами противовесов, прикрепленных к комлевой части лопасти.

От главной масляной магистрали двигателя идет ответвление к трехходовому крану, откуда масло через кольцевой коллектор поступает в передний конец коленчатого вала и затем в цилиндр *A* (фиг. 11_{17}). Трех-



Фиг. 12_{17}.



Фиг. 13_{17}.

ходовой кран устроен таким образом, что, поворачивая его, можно соединить маслопровод, идущий к винту, или с главной масляной магистралью, или с трубкой, отводящей масло в картер.

Когда кран находится в первом из упомянутых положений, масло течет в цилиндр *A*, заставляя его двигаться вдоль направляющей *T*, причем самоустанавливающийся шариковый подшипник, внутреннее кольцо которого связано с цилиндром, движется в прорези *C* кронштейна противовесов *D* (фиг. 12_{17}). Двигаясь в прорези, подшипник заставляет противовес вращаться вокруг своей оси, приближаясь при этом к оси коленчатого вала, и тем самым поворачивает лопасти в сторону уменьшения шага.

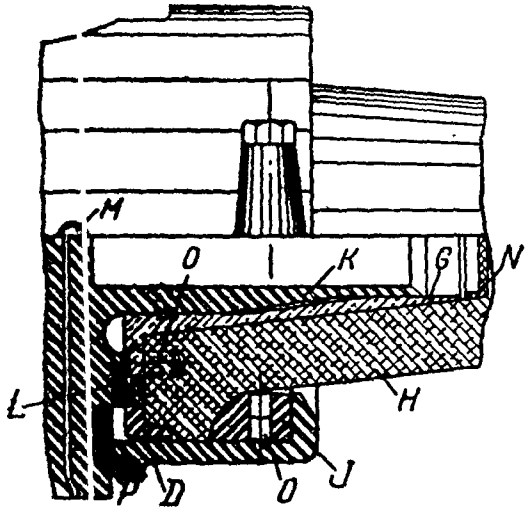
При переключении крана во второе положение центробежная сила противовесов, действуя на шариковый подшипник через стенки прорези, заставляет поршень двигаться внутрь, вытесняя масло обратно в картер. В то же время противовес, вращаясь вокруг своей оси, заставляет лопасть поворачиваться в сторону увеличения шага. Движение подшипника в обоих направлениях ограничивается концом прорези, чем ограничивается также и поворот лопастей. Для точной регулировки изменения шага в прорези противовеса имеется винт с нарезкой и гайками на обоих концах *R* (фиг. 13_{17}); вращению винта препятствует поперечная шпилька.

Валик подшипника E (фиг. 13_{17}), соединяющийся с поршнем, имеет удлинение, наталкивающееся в конце пути подшипника на гайку. Это устройство ограничивает поворот лопастей. Для регулировки его следует снять крышку противовеса F и подкрутить гайку до требуемого положения.

Комлевые концы лопастей винта пустотелые; в них туго запрессованы втулки G (фиг. 14_{17}). Эти втулки являются частью лопасти и могут удаляться только на заводе.

Такой же неотъемлемой частью лопасти является упорный подшипник J, позволяющий лопастям с минимальным трением вращаться вокруг своих осей.

Тяга и момент воспринимаются главным образом плечом крестовины K, на которую надета втулка лопасти, и частично прокладкой L.



Фиг. 14_{17}.

Прокладка L делается различной толщины и тщательно подбирается при сборке, чтобы обеспечить достаточно хорошую пригонку всех деталей, расположенных между ступицей и крестовиной.

Центробежная сила лопастей воспринимается ступицей винта O, состоящей из двух соединенных болтами половин. Между ступицей и крестовиной имеется микартовая[1] втулка, служащая в качестве предохранителя от попадания грязи и сменяемая в случае износа.

Запрессованные втулки крепятся, кроме того, четырьмя шпильками Q.

Кронштейн противовеса D располагается вокруг наружной части втулки лопасти и крепится на месте прокладкой L и концом лопасти. Внутренняя часть кронштейна снабжена 40 полукруглыми отверстиями, а наружная часть втулки лопасти — 36 такими же отверстиями. Установка кронштейна противовеса относительно лопасти производится при помощи четырех штифтов S, вставляемых в указанные отверстия и располагаемых под углом 90° друг к другу. Это устройство допускает точность регулировки поворота кронштейна противовеса относительно лопасти в 1° и вместе со стопорными гайками в противовесах допускает выбор любого положения лопастей в пределах угла 6°. Если требуется более широкий диапазон изменения шага, фирма доставляет специальные части для противовесов.

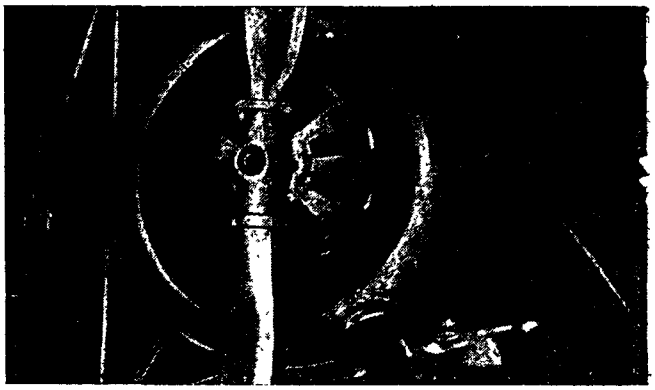
Лопасти винта полуполого типа объединяют в себе преимущества сплошных металлических и штампованных лопастей с прочными толстыми стенками на внутреннем конце.

Комлевая часть лопасти короче, чем обычно у металлических винтов, что дает возможность закрыть всю ступицу винта очень небольшим носком.

Фирма Беинг в мае 1933 г. произвела целую серию испытаний этих винтов на самолетах „Беинг 247", в результате которых оказалось, что длина

[1] Микарта — род бакелита из прессованной пластмассы.

и время разбега при взлете сократились на 20%, скороподъемность до 1550 *м* (5000 фут.) возросла на 22%, потолок самолета с одним работающим мотором с винтом переменного шага по сравнению с обычным винтом Гамильтон-Стандарт удвоился; наконец, крейсерская скорость также возросла на 5,5% на том же числе оборотов, так как регулировка лопастей позволяет приблизить мощность, поглощаемую винтом на крейсерском числе оборотов, к внешней характеристике мотора и таким образом снять с мотора бо́льшую мощность на этом режиме.

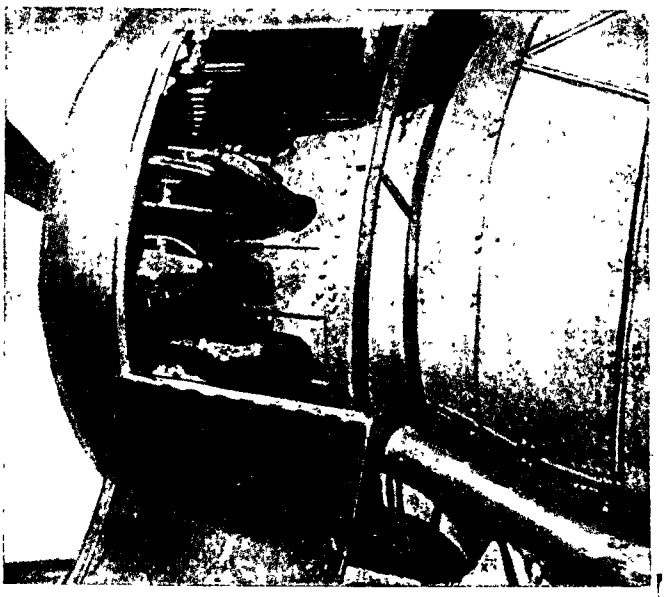


§ 5_{17}. ЩЕЛЕВЫЕ КАПОТЫ NACA И КОЛЬЦА ТОУНЕНДА

Капоты NACA. Выступающие за фюзеляж части двигателя(цилиндр, карбюратор и др.) значительно ухудшают обтекаемость фюзеляжа, вызывая глубокую завихренность всего окружающего воздушного потока, а следовательно, и большое дополнительное сопротивление.

Закрытие двигателя капотом обтекаемой формы имеет большое значение в смысле повышения аэродинамического качества всего самолета.

Новые системы капотов NACA (фиг. $14a_{17}$) и кольца Тоуненда понижают общее лобовое сопротивление, вследствие чего улучшаются летные качества самолета.



Фиг. $14a_{17}$.

Капот NACA был впервые применен американской фирмой Кертисс, а затем был установлен на скоростных семиместных пассажирских самолетах, как то: Локхид-„Орион" с мотором 420 *л. с.*, со скоростью 344 *км/час*, Спид-„Вега" — 420 *л. с.* со скоростью 322 *км/час*, на самолетах Беинг и др.

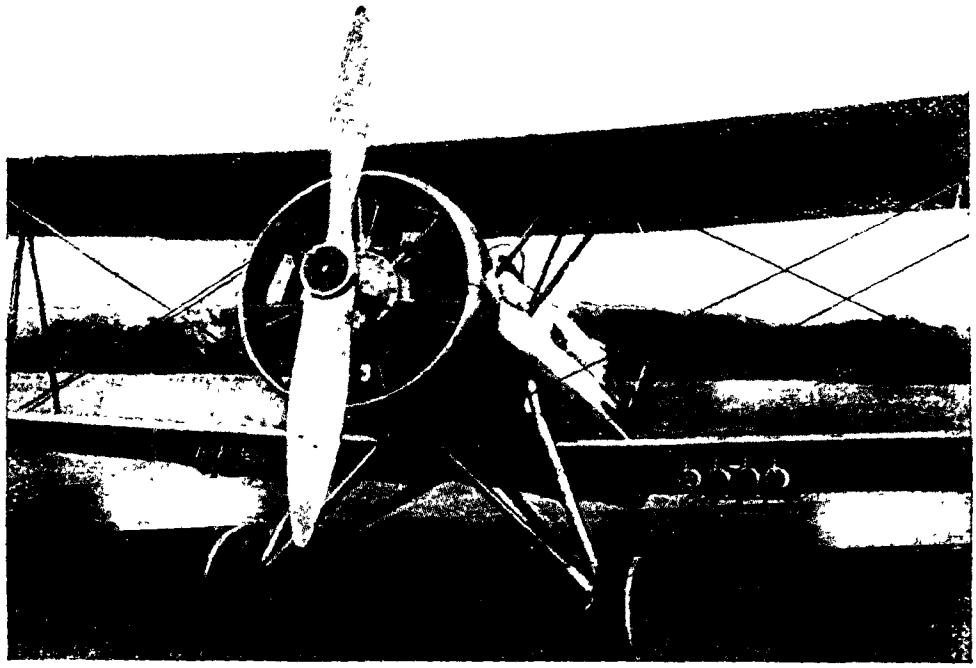
Капот NACA представляет щелевой капот закрытого типа, состоящий из наружного и внутреннего колец, между которыми проходит струя воздуха, омывающая цилиндры. Форма воздушного канала приближается в своем сечении к трубке типа Вентури, характеризующейся сравнительно небольшим кольцевым отверстием спереди и расширяющимся в сторону фюзеляжа.

Трудность устройства капотов типа Вентури состоит в подборе входных и выходных сечений и в охлаждении самого двигателя, почему при-

ходится устанавливать жалюзи для цилиндров и особые отражательные щиты (дифлекторы).

Эффект капота NACA по сравнению с обтекаемым обычным фюзеляжем, лишенным всех придатков (шасси, мотор, козырьки и т. д.), выражается в том, что уменьшение лобовых сопротивлений от применения капотов NACA достигает 41%, т. е. улучшение в смысле сопротивления почти в два раза.

Прекрасные результаты дают моторные гондолы: капот для обычной моторной гондолы имеет соответственный коэфициент (отношение сопротивлений гондолы с мотором и гондолы без мотора) 4,75, а улучшенный капот NACA дает 1,4 т. е. в данном случае получается выигрыш почти в три раза.



Фиг. 15_{17}.

Изменения максимальной горизонтальной скорости самолета, полученные от применения обтекателей NACA, выразились в таких прибавках скорости: на самолете Кертисс — 16%, Локхид-„Айр-экспресс" — 9,35% и Локхид-„Вега" — 9,75%.

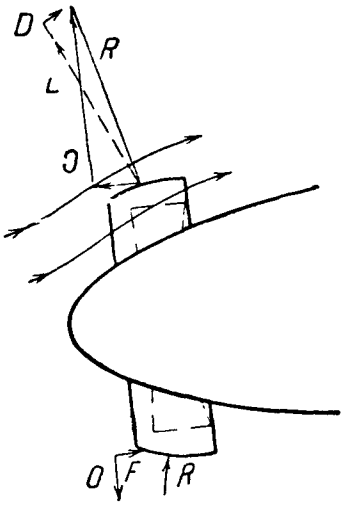
Кольца Тоуненда. Более широкое применение, чем капоты NACA, во всех странах мира получили кольцевые обтекатели, так называемые кольца Тоуненда (фиг. 15_{17}).

Их распространение объясняется главным образом их конструктивной простотой и возможностью монтажа на любом самолете без изменения конструкции фюзеляжа. Это кольцо (имея крылообразный профиль сечения) окружает фюзеляж, располагаясь в среднем на радиусе клапанных головок мотора.

Первые профили колец были толстые и симметричные; впоследствии же большое применение нашли профили изогнутые, которые дают лучший эффект. Работу кольца можно объяснить так.

Когда мы имеем фюзеляжеобразное тело, то скорости около носа фю-

зеляжа ввиду кривизны линий тока направлены наклонно вверх. Если мы разрежем наше кольцо, то получим некоторый профиль. Этот профиль, работая в косом, вверх направленном потоке, развивает некоторую аэродинамическую силу. Направление этой силы близко к нормали к линии тока в данной точке потока, обтекающего фюзеляж. Если мы разложим эту силу на два направления (перпендикулярно к направлению полета и вдоль по нему), то получим радиальные силы, которые взаимно уничтожаются, и кроме того силу вдоль по оси фюзеляжа, направленную вперед (фиг. 16_{17}). Эта последняя создает как бы „тягу" кольца вперед. Так как „тяга"—обратная сила сопротивления—будет тем больше, чем больше подъемная сила кольца, то, очевидно, кольцо надо выбирать как раз по этому последнему принципу.

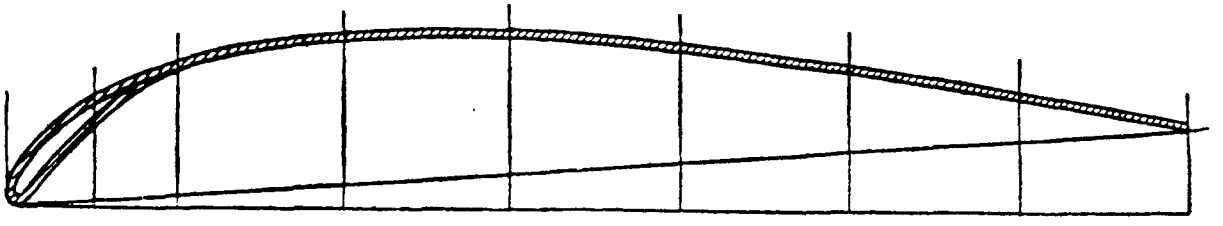


Фиг. 16_{17}.

В опытах ЦАГИ при скорости 144 *км/час* сила, отрывающая кольцо вперед, была найдена равной 16,8 *кг* и радиальная 141 *кг*. При скорости 300 *км/час* соответственно были найдены силы $P = 237$ *кг*, $Q = 616$ *кг*.

Само по себе наличие силы, направленной вперед, являющееся результатом появления подъемной силы, развиваемой кольцом, не создает благоприятного эффекта кольца Тоуненда, так как кольцо вызывает дополнительную силу, действующую на фюзеляж в обратном направлении и увеличивающую сопротивление фюзеляжа.

Однако профиль кольца создает скос потока, вследствие чего получается подмывание струй потока к фюзеляжу, а это и создает благоприятный эффект. В самом деле, вместо того чтобы создавать обычно получающуюся за цилиндрами глубокую завихренность потока, окружающего фюзеляж, кольцо стремится поджать вихревую пелену, тянущуюся за цилиндрами мотора



Фиг. 17_{17}.

к корпусу фюзеляжа, внешний же потск, ограниченный кольцом Тоуненда, близок к незавихренному состоянию. Это обстоятельство сильно содействует уменьшению лобового сопротивления фюзеляжа.

Форма дужки кольца Тоуненда, испытанная в ЦАГИ, дана на фиг. 17_{17}, а данные испытаний сведены в диаграмму (фиг. 18_{17}).

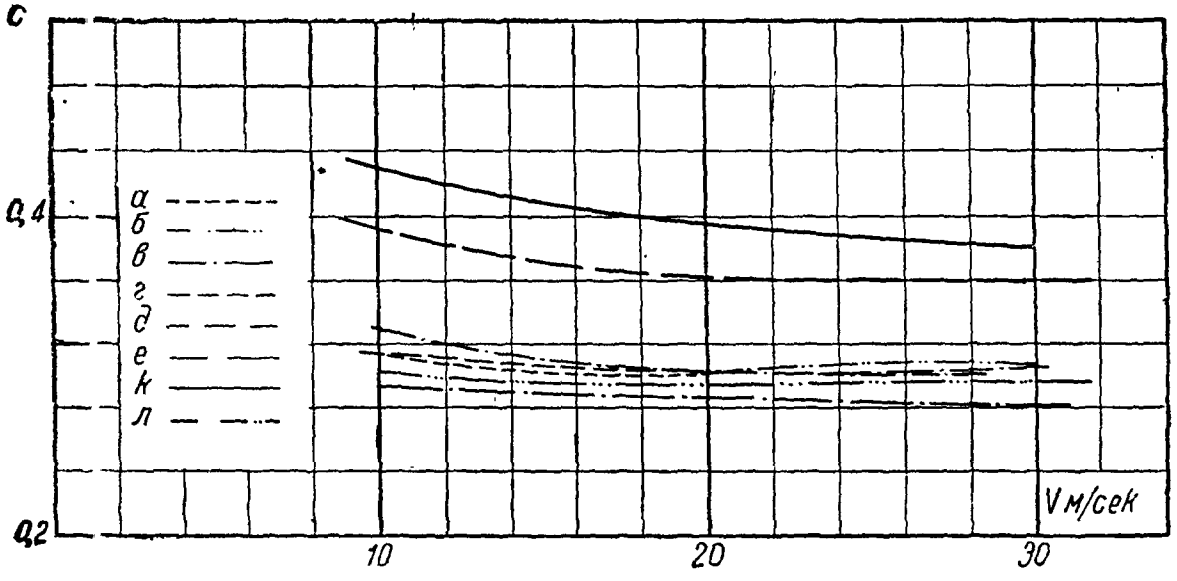
В настоящее время существует громадное количество разновидностей колец Тоуненда. Целый ряд фирм выводит в него отходящие газы мотора, соединяя его с глушителем и придавая кольцу профиль толстой дужки.

Есть конструкции, имеющие независимое коллекторное кольцо для выхлопных газов, расположенное сзади кольца Тоуненда. Наконец, получают распространение двойные кольца Тоуненда, которые отличаются от прежде

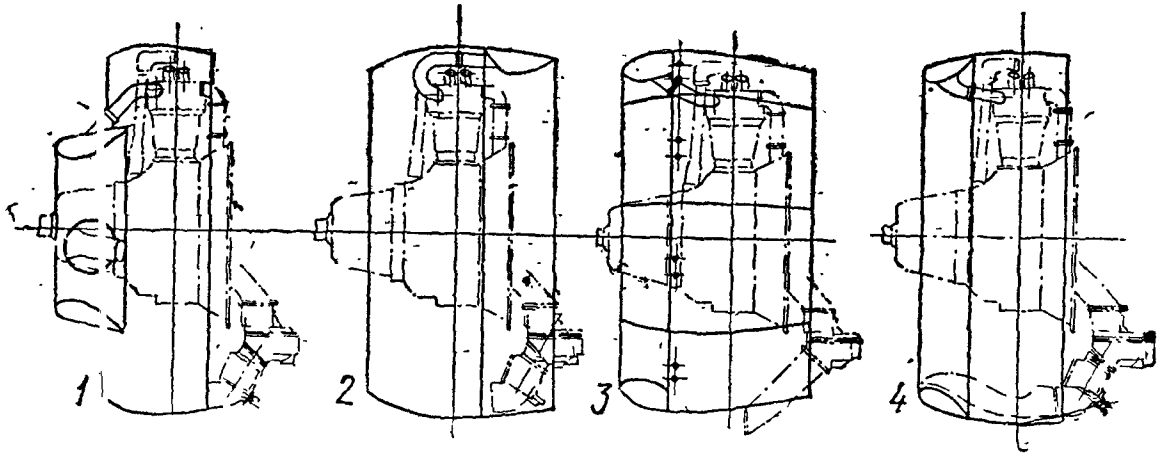
описанного наличием маленького переднего кольца. На фиг 19_{17} даны типы обтекателей Бристоль.

Ясно, что это переднее кольцо, будучи поставлено под соответственным углом атаки к линиям тока, также вызывает подмывание струй к фюзеляжу.

Сравним между собой кольцо Тоуненда и капот NACA.



Фиг. 18_{17}.



Фиг. 19_{17}.

1 — узкий кольцевой обтекатель с передним выхлопным коллектором Бристоль. *2* — широкий кольцевой обтекатель с задним выхлопным коллектором. *3* — многогранный обтекатель Бультон и Поль с выхлопным коллектором носового типа. 4 — кольцевой обтекатель средней ширины с выхлопным коллектором носового типа.

Кольцо Тоуненда конструктивно не особенно сложно, капот NACA несколько сложнее. Тяжесть капота несколько больше, чем у кольца, хотя кольцо надо укреплять более основательно, чем капот NACA. Одно из преимуществ кольца Тоуненда перед капотом NACA в том, что оно меньше влияет на охлаждение. Преимуществом кольца Тоуненда также является то обстоятельство, что оно может быть легко пристроено к любому фюзеляжу без изменения его формы, в то время как капот NACA безусловно требует специального приспособления и переделки фюзеляжа.

Очень важным преимуществом кольца Тоуненда является возможность его установки на моторной гондоле с толкающим винтом.

С точки зрения обзора с места летчика узкое кольцо Тоуненда также имеет преимущества перед капотом NACA; получившие теперь распространение широкие кольца этого преимущества лишены.

Что же касается основного свойства — уменьшения суммарного лобового сопротивления самолета, то капот NACA эффективнее кольца Тоуненда.

§ 6_{17}. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ОХЛАЖДЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ В КАПОТАХ NACA

Факторы, влияющие на охлаждение двигателя, закрытого капотом типа Вентури, могут быть разделены на две группы: не зависящие от конструкции капота и непосредственно от нее зависящие.

К факторам первой группы относятся: размеры и конструкции двигателя, скорость полета, применяемое топливо и противодавление на выхлопе.

К факторам второй группы относятся: размеры входной и выходной щели, размеры внутреннего капота, конструкция перегородок или дефлекторов и форма наружного капота спереди.

По данным Уэйка сечения входной и выходной щелей капота NACA для мотора Райт „Смерч J-5" были соответственно равны 2230 и 2430 *см*^{2}. На основании своих исследований Уэйк предложил следующую формулу для подсчета сечений для прохода воздуха в капоте Вентури:

$$K=\left(\frac{N}{200}\right)\sqrt[3]{\frac{N}{200}}\cdot 9\cdot i,$$

где K — отношение площади проходов для нового мотора к площади, имевшей место для мотора Райт „J-5" 200 *л. с.*,
N — мощность нового мотора в *л. с*,
i — число цилиндров нового мотора.

Площади входной щели, подсчитанные по этой формуле для мотора Райт J-6 300 *л. с.* и Уосп-Юниор, для тех же моторов, надутых до 400 *л. с.*, и для мотора Уосп С 420 *л. с.* дают соответственно 3840, 5620 и 6000 *см*^{2}.

Американские опыты с капотами Вентури показывают, что входная площадь не пропорциональна мощности мотора и может быть иногда уменьшена на 50% против величины, вычисленной по формуле Уэйка. Глубина покрытия мотора наружным капотом спереди больше влияет на скорость, а площадь выходного сечения больше влияет на охлаждение, нежели площадь входной щели.

Для моторов класса 300—400 *л. с.* можно руководствоваться следующими практическими указаниями при подборе входного сечения: глубину покрытия мотора наружным капотом спереди выбирать около 178 *мм*, т. е. диаметр входного отверстия капота должен быть примерно на 356 *мм* меньше, нежели наибольший диаметр наружного капота; последний при этом должен быть возможно ближе к габаритному диаметру головок цилиндра; придание передней части капота подобия крылового профиля возможно лишь в том случае, если это не осложняет конструкции капота и не влияет на доступность и уход в эксплоатации.

При выборе размеров жалюзи общее входное сечение следует принимать равным приблизительно 75% величины, вычисленной по формуле Уэйка.

§ 7_{17}. РАЗМЕРЫ ВЫХОДНОЙ ЩЕЛИ

Пользуясь формулой Уэйка для подсчета проходных сечений, при испытаниях в США были вычислены площади выходной щели для моторов в 300, 400 и 420 *л. с.*; потребные сечения соответственно равны 4180, 6120 и 6540 *см*^{2}.

На основании опытов в полете было установлено, что для тех же моторов площади выходной щели соответственно в 3620, 4200 и 4250 *см*^{2} являются вполне достаточными. Эти величины составляют соответственно 86, 70 и 65% площадей, подсчитанных по формуле Уэйка; площади, приходящиеся на 1 *л. с.* (12, 10, 5 и 10, 1 *см*^{2}/*л. с.*), с увеличением мощности мотора, таким образом, уменьшаются.

Это обстоятельство объясняется влиянием скорости полета, — двигатель Уосп С давал на 17,6 *км/час* бо́льшую скорость по сравнению с таковой для мотора Райт „Смерч" J-6 300 *л. с.*

Форма и размеры выходной щели, кроме охлаждения мотора, существенно влияют также на скорость машины (сопротивление). С этой точки зрения выходная щель должна обеспечить возможно плавное присоединение струи воздуха, вышедшей из трубки Вентури, к основному потоку, омывающему фюзеляж. Внутренняя часть капота близ выходной щели должна быть направлена по касательной к фюзеляжу.

§ 8_{17}. РАЗМЕРЫ ВНУТРЕННЕГО КАПОТА

В оригинальном капоте NACA внутренний капот, начинаясь от носка мотора, заканчивается у фюзеляжа с тем, чтобы провести воздух через ребра цилиндров и вывести его, по возможности без вихрей, за пределы сопла Вентури.

Фирмы Локхид и Консолидетед-Флитстер не ставят ни внутренего капота ни носовых жалюзи.

При отсутствии внутреннего капота, закрывающего двигатель, должны быть, однако, поставлены жалюзи значительного диаметра для получения эффективной регулировки охлаждения; в противном случае воздух будет проходить над жалюзи, охлаждая картер даже при полностью закрытых заслонках.

При постановке дефлекторов между цилиндрами прикрытие заслонок жалюзи может вызывать некоторое повышение температуры стаканов, понижая одновременно температуру в головках цилиндра благодаря подаче к ним большего количества воздуха. Размеры жалюзи, разумеется, зависят от величины входного сечения, а также связаны с условием получения хорошей носовой части капота. Преуменьшенные размеры жалюзи не дадут нужных результатов.

Практика установки 300-сильных моторов показала, что внутренний капот целесообразно пропускать внутрь кольца подмоторной рамы к задней части мотора; для более мощных машин внутренний капот заканчивался раньше, близ наружного капота.

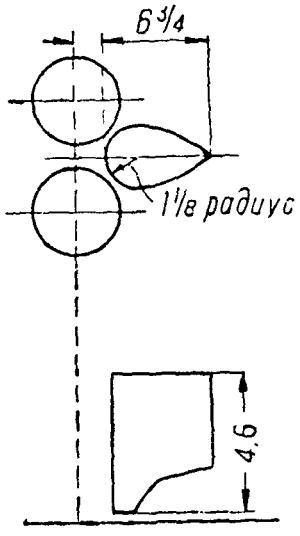
§ 9_{17}. ТИПЫ ДЕФЛЕКТОРОВ

Удовлетворительное охлаждение мотора в капоте Вентури не мыслится без постановки дефлекторов в форме отдельных перегородок, укреплен-

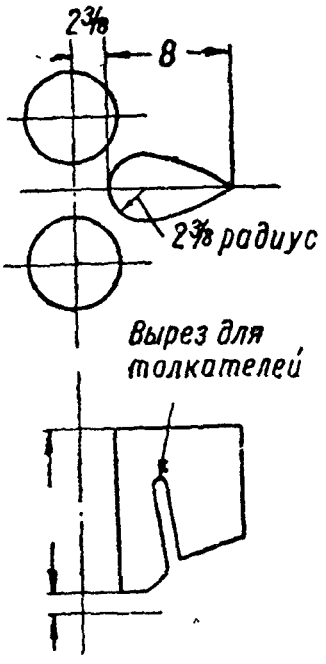
ных между цилиндрами, либо целой системы обтекателей, установленной на внутреннем капоте мотора.

Дефлекторы с одной стороны прижимают струю к задней стороне цилиндра, уменьшая зону теплового завихренного воздуха; с другой стороны — увеличивают скорость протекания воздуха между ребрами в боковой и задней частях цилиндров; оба эти обстоятельства улучшают условия теплообмена цилиндров с воздухом, повышая средний коэфициент теплоотдачи последних.

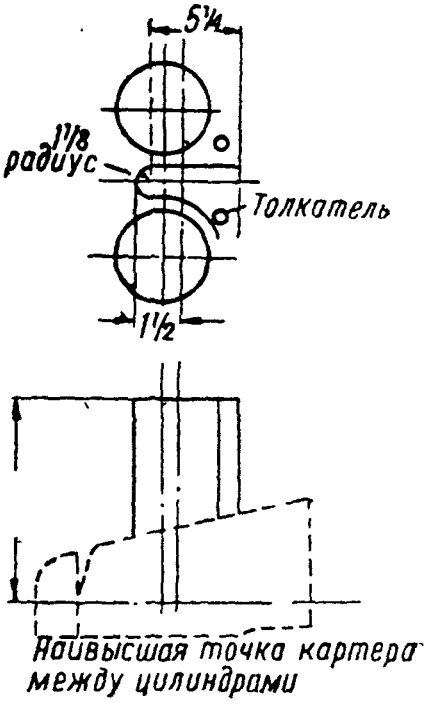
При подборе обтекателей к моторам Уосп и Райт „Смерч" J-6 300 *л. с.* был изучен ряд дефлекторов, из которых лучшим оказался тип C (фиг. 20_{17}). Он принят в качестве стандарта для капотов Стэрман 4-*D* и 4-*E*; испытан на моторе Уосп-Юниор; температура стакана понижалась при



Фиг. 20_{17}.



Фиг. 21_{17}.



Фиг. 22_{17}.

этом на 9°, а температура головки — на 23°. Этот же дефлектор на моторе Уосп С понижал температуру стакана на 26°, а температуру головки — на 52°.

Дефлектор *A* (фиг. 21_{17}) был испытан на моторе Райт „Смерч" J-6 300 *л. с.* При испытании было замерено снижение температуры стакана цилиндра на 6,5° и соответственное снижение температуры головки на 22,5°. Такой же обтекаемый дефлектор, но с несколько меньшей высотой (330 против 350 *мм*) был установлен на цилиндре № 1 моторов Уосп-Юниор и Уосп С; в то же время цилиндр № 4 был оставлен без дефлектора; разница в температурах для этих цилиндров оказалась в 25° для стакана и 11,5° — для головки.

Дефлектор типа *B* (фиг. 22_{17}) понижает температуру стакана на 3°, но на столько же повышает температуру головки по сравнению с меньшим дефлектором такой же формы; при меньшей, однако, выходной щели этот дефлектор дал лучшие результаты и был признан удовлетворительным.

Проведенные испытания показывают, что наилучшие результаты дают

дефлекторы обтекаемой формы; кроме лучшего охлаждения цилиндров, такая форма дает меньшее лобовое сопротивление капота и соответствующий выигрыш в скорости.

Дефлекторы с незамкнутым контуром менее эффективны как в тепловом, так и в аэродинамическом отношении.

§ 10_{17}. СЕЧЕНИЕ ПЕРЕДНЕЙ ЧАСТИ НАРУЖНОГО КАПОТА

В капоте NACA передняя наружная его часть образована завернутым внутрь плоским листом; она создает у входной кромки подобие толстого крылового профиля.

В качестве одного из видоизменений, внесенных при переделке капота NACA в серийный тип капота Вентури, профилирование входной кромки с помощью нижнего листа было оставлено, так как в большинстве моторов стремление уменьшить общий диаметр наружного капота не позволяло разместить этот профиль над головками цилиндров без усложнения конструкции капота; к тому же опыты, поставленные на самолетах, не подтвердили влияния толстого профиля на уменьшение лобового сопротивления.

§ 11_{17}. ВЛИЯНИЕ КАПОТА НА СКОРОСТЬ САМОЛЕТА

Полученный при испытаниях опытный материал дает основание рекомендовать ряд условий, которым должен удовлетворять капот Вентури для девятицилиндрового мотора мощностью 300—450 *л. с.* при скоростях полета 225—290 *км/час*. Эти условия сводятся к следующему:

1. Для увеличения скорости рекомендуется выбирать глубину покрытия мотора наружным капотом спереди не менее 178 *мм*, а если можно, то и более. Длина наружного капота должна быть возможно большей, не выходя, однако, за пределы противопожарной перегородки в своей задней части и оставаясь в пределах нормального зазора по отношению к винту спереди.

2. Жалюзи должны быть подобраны с таким расчетом, чтобы площадь входных сечений составляла 75% таковой, подсчитанной по формуле Уэйка.

3. Форма и размеры внутреннего капота выбираются таким образом, чтобы обеспечить по возможности безвихревое течение воздуха, выходящего из Вентури, вдоль фюзеляжа машины. Для 300-сильных моторов рекомендуется прикрывать внутренним капотом лишь моторную раму; для больших моторов заканчивать его ранее, близ выходной щели.

4. Площадь выходной щели для 300-сильных моторов должна приблизительно составлять 85% таковой, подсчитанной по формуле Уэйка. Для моторов больших мощностей этот процент должен быть снижен.

5. Для улучшения охлаждения цилиндров необходимо располагать между ними дефлекторы; наиболее эффективными при этом являются дефлекторы обтекаемого (каплеобразного) сечения и значительного размера; переднюю кромку дефлекторов рекомендуется располагать, примерно, отступя на 50 *мм* за осевую линию цилиндров.

6. Во избежание значительного противодавления на выхлопе и влияния его на охлаждение рекомендуется учитывать это обстоятельство при подборе сечений для патрубков и коллектора.

Кроме этих шести условий, особое внимание должно быть уделено расположению и обдуву масляного бачка, а если этого окажется недостаточно, то постановке радиатора для охлаждения масла.

§ 12_{17}. ТОННЕЛЬНЫЙ КАПОТ-ОБТЕКАТЕЛЬ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Наряду с обтекателями NACA в Америке с успехом применяются новые обтекатели для двигателей конструкции Уаттера, известные под названием „тоннельных капотов".

Главное отличие обтекателя Уаттера от обычного кольцевого капота состоит в том, что воздушный поток здесь направляется не только радиально, но и с боков каждого цилиндра, а также всего двигателя в целом.

В тоннельном обтекателе Уаттера двигатель оказывается целиком закрытым, и каждому отдельному цилиндру допускается сквозь главные передние отверстия лишь определенное количество воздуха.

Войдя в такое отверстие, воздух направляется вокруг цилиндров с помощью каналов или тоннелей, вследствие чего движение его ограничивается в трех направлениях.

Расстояние между стенками тоннелей наиболее велико у цилиндров, а затем оно суживается и сходит на нет, причем стенки и вырезы в капоте образуют треугольные отверстия для выпуска охлаждающего воздуха. Сама форма обтекателя вполне благоприятна с аэродинамической точки зрения, особенно способствует охлаждению двигателя, поскольку воздушный поток направляется вокруг головки цилиндра, и затем воздух выталкивается наружу вследствие ускорения, создаваемого в тоннеле без помощи специальных добавочных пластин.

Таким образом бо́льшая эффективность тоннельного обтекателя по сравнению с обтекателями, бывшими в употреблении до сих пор, является прямым результатом следующего:

1) часть воздушного потока, не используемая для охлаждения мотора, направляется поверх гладкой удобоотекаемой формы капота, где отсутствуют отверстия;

2) взаимодействие между цилиндрами устранено;

3) сопротивление отдельных цилиндров значительно понижено.

Охлаждение коленчатого вала в данном случае достигается с помощью небольших находящихся спереди отверстий, которые снабжены управляемыми шторками — регуляторами; воздух затем выходит через кольцевую щель между оболочкой капота и корпусом машины.

Выхлопная система простейшего типа состоит из отдельных патрубков, расположенных в боковых отверстиях для выпуска воздуха и выступающих наружу только на несколько десятых сантиметра.

С конструктивной стороны тоннельный обтекатель весьма прост, поскольку он состоит из внешней оболочки, снабженной соответствующими отверстиями, и отдельных тоннелей или каналов, которые образованы для легкости и удобства сборки из двух частей.

В опытной установке обтекатель был выполнен из: передней пластины с отверстиями для впуска воздуха, кольца и бокового капота с отверстиями для выхода.

Обтекатель Уаттера весит 18 *кг* (столько же весит кольцо Тоуненда), т. е. значительно меньше обтекателя NACA. При установке обтекателя Уаттера скорость полета повысилась с 215 до 233 *км/час*. Температура масла показала заметно более медленный рост. Капоты Уаттера применены на многих машинах в СССР и за границей.

ГЛАВА 18

РАСЧЕТ МОТОРНОЙ УСТАНОВКИ

1_{18}. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ МОТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Случай $A_{м.у}$ (соответствует случаю $A_к$). Нагрузка определяется по формуле:

$$P = (n_A + 2) \cdot G_0,$$

где G_0 — вес мотора с оборудованием, моторной установкой, капотом, винтом и т. д.,

n_A — статическая перегрузка случая $A_к$.

Направление нагрузки то же, что направления погрузок от агрегатов на крыльях. Упрощенно можно принимать его нормальным к оси мотора.

Случай $D_{м.у}$ (соответствует случаю $D_к$). Назгрузка действует снизу вверх и определяется по формуле:

$$P = (n_D + 2) \cdot G_0,$$

где n_D — перегрузка в случае $D_к$.

Направление нагрузки то же, что направление погрузок от агрегатов на крыльях. Упрощенно можно принимать его нормальным к оси мотора.

Случай $E_{м.у}$ (соответствует случаю $E_Ш$). Нагрузка определяется по формуле:

$$P = n_E \cdot G_0,$$

где n_E — статическая перегрузка для шасси в случае $E_Ш$. Для гидросамолетов—см. ниже.

Случай $G_{м.у}$ (соответствует случаю $G_Ш$). Перегрузка берется та же, что и для шасси. Учитываются инерционные силы вращательного движения.

Для гидросамолетов—см. ниже.

Случай $H_{м.у}$. Боковая нагрузка на моторную установку:

$$P = n_H \cdot G_0,$$

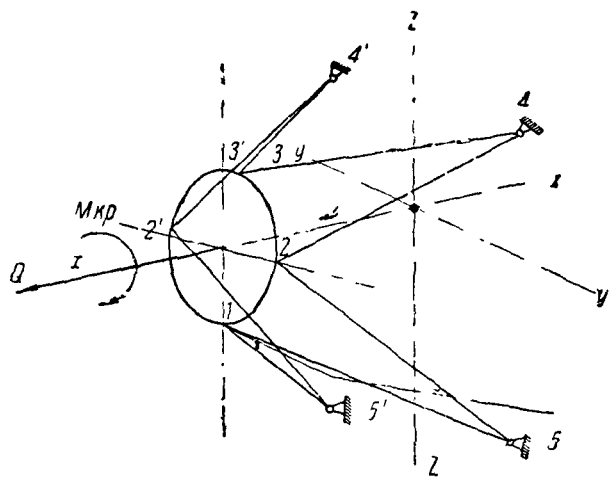
где n_H — статическая перегрузка случая H, равная трем для групп 1—4 и четырем—для остальных групп.

Случай $M_{м.у}$ (работа мотора на месте). Учитывается максимальная тяга и момент от винта. Коэфициент безопасности принимается равным 2.

Помимо отдельного рассмотрения данный случай рассматривается при одновременном действии со случаями A, D и M.

Моторные установки гидросамолетов проверяются на все посадочные случаи норм прочности лодок и поплавков с учетом инерционных сил вращательного движения.

Если на моторную установку действуют какие-либо другие части самолета, то она должна быть проверена на усилия от этих частей.



Фиг. 1_{18}.

Пример 1. Рассчитать моторную раму самолета АТ1, схема которой дана на фиг. 1_{18}.

Расчет моторной рамы на случай $E_м$

Нагрузка определяется по формуле:

$$P_{\text{расч}} = n_E \cdot G_0.$$

Данные:

Посадочный угол $\alpha = 14°$.

Вес мотоустановки $G_0 = P = 212$ *кг*.

$$P_y = P\cos\alpha = 212 \cdot 0{,}97 = 206 \text{ кг};$$
$$P_x = P_1 \sin\alpha = 212 \cdot 0{,}242 = 51 \text{ кг}.$$

Определим центр тяжести моторной установки по табл. 1_{18}.

Берем сумму моментов относительно оси ZZ в плоскости фюзеляжа.

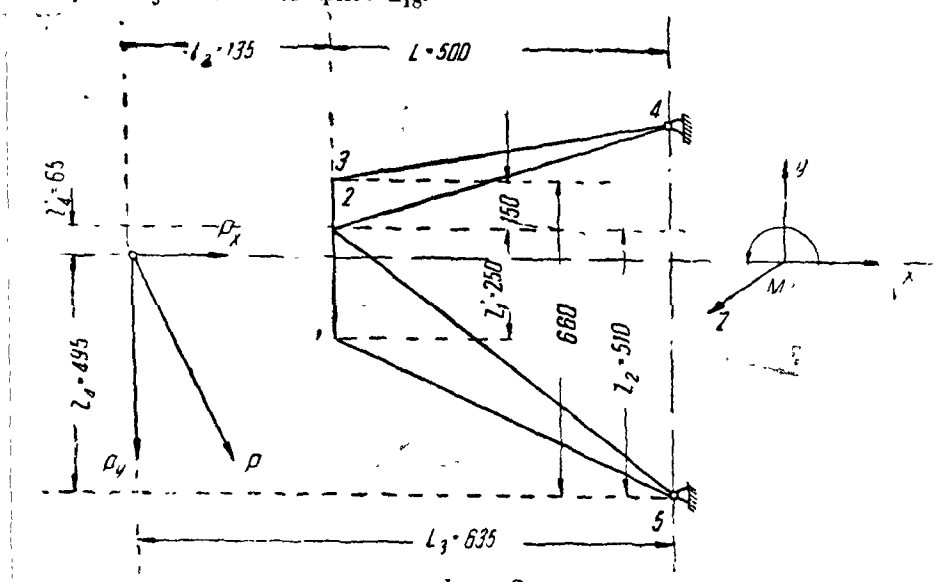
ТАБЛИЦА 1_{18}

Наименование нагрузки	P *кг*	X *мм*	P_x *кгмм*
Винт со втулкой . . .	17	1015	17 250
Мотор М-11 с кольцом Тоуненда	168	665	112 000
Моторная рама с капотом	8,5	300	2 550
Масляный бачок с маслом	18	140	2 520

$$\Sigma P = 211{,}5; \quad \Sigma Px = 134\,320$$

Положение центра тяжести $X = \dfrac{\Sigma P \cdot x}{\Sigma P} = \dfrac{134\,320}{211{,}5} = 635$ *мм*.

Ферма дважды статически неопределима. За лишние стержни принимаем 3—4 и 3′—4′, но так как ферма относительно продольной *оси симметрична*, рассматриваем только половину ее. Нагрузка приложена в центре тяжести и направлена вертикально, как указано на фиг. 2_{18}.



Фиг. 2_{18}.

ТАБЛИЦА 2_{18}

Геометрические соотношения и длины стержней

Наименование стержня	X см	Y см	Z см	X^2	Y^2	Z^2	$X^2+Y^2+Z^2$	l см
3—4 3—4	+50	+9	+29 −29	2500	81	840	3421	58,5
2—4 2′—4′	+50	+23,5	+8 −8	2500	550	64	3114	56
2—5 2′—5′	+50	−51,5	+8 −8	2500	2650	64	5214	72,5
1—5 1′—5′	+50	−26	+19 −19	2500	676	380	3556	59,5

Решаем ферму от составляющей P_y.

1. Составляем уравнение суммы проекций на оси Y:

$$\Sigma Y = S_{2-4} \cdot \cos(y_{2-4}) - S_{2-5} \cdot \cos(y_{2-5}) - S_{1-5} \cdot \cos(y_{1-5}) - P_y = 0. \quad (1_{18})$$

2. Составляем уравнение моментов относительно оси, проходящей через опоры 5 — 5′:

$$\Sigma M_{5-5'} = -S_{2-4} \cdot \cos(y_{2-4}) \cdot Z - S_{2-4} \cdot \cos(x_{2-4}) Z_2 + P_y Z_3 = 0. \quad (2_{18})$$

3. Составляем уравнение моментов *относительно оси*, проходящей через опоры 1 — 2′:

$$\Sigma M_{2-2'} = S_{1-5} \cdot \cos(x_{1-5}) \cdot Z_1' + P_y \cdot Z_3' = 0. \quad (3_{18})$$

ТАБЛИЦА 3_{18}

Значение косинусов

Наименование стержня	$\frac{X}{l}$	$\frac{Y}{l}$	$\frac{Z}{l}$
3—4	+ 0,855	+ 0,154	+ 0,495
3′—4′	+ 0,855	+ 0,154	— 0,495
2—4	+ 0,892	+ 0,42	+ 0,143
2′—4′	+ 0,892	+ 0,42	— 0,143
2—5	+ 0,69	— 0,71	+ 0,11
2′—5′	+ 0,69	— 0,71	— 0,11
1—5	+ 0,84	— 0,437	+ 0,319
1′—5′	+ 0,84	— 0,437	— 0,319

Из уравнения (2) определяем S_{2-4}:

$$S_{2-4} = \frac{P_y \cdot Z_3}{\cos(y_{2-4}) \cdot Z + \cos(x_{2-4}) Z_2}. \qquad (4_{18})$$

Из уравнения (3) определяем величину S_{1-5}:

$$S_{1-5} = -\frac{P_y \cdot Z_3}{\cos(x_{1-5}) \cdot Z_1'}. \qquad (5_{18})$$

Подставляя числовые значения, получим:

$$S_{2-4} = \frac{+206 \cdot 63{,}5}{0{,}42 \cdot 50{,}0 + 0{,}892 \cdot 51{,}0} = +\frac{13\,100}{21 + 45{,}5} = +196{,}5 \text{ кг};$$

$$S_{1-5} = -\frac{1206 \cdot 13{,}5}{0{,}84 \cdot 25{,}0} = 127{,}5 \text{ кг}.$$

Подставляем полученные значения в уравнение (1):

$$196{,}5 \cdot 0{,}42 - S_{2-5} 0{,}71 + 127 \cdot 5 \cdot 0{,}437 = 206.$$

$$S_{2-5} = -\frac{82{,}5 + 55{,}7 - 206}{0{,}71} = -95{,}5 \text{ кг}.$$

Решаем ферму от нагрузки P_x.

Составляем уравнение суммы проекции на ось X:

$$1.\ \Sigma x = S_{2-4} \cdot \cos(x_{2-4}) + S_{2-5} \cdot \cos(x_{2-5}) + S_{1-5} \cdot \cos(x_{1-5}) + P_x = 0. \qquad (6_{18})$$

Составляем уравнение моментов относительно оси, проходящей через опоры 5 — 5′.

$$2.\ \Sigma M_{5-5'} = -S_{2-4} \cdot \cos(x_{2-4}) z_2 - S_{2-4} \cdot \cos(y_{2-4}) z - P_x z_4 = 0. \qquad (7_{18})$$

Составляем уравнение моментов относительно точек 2 — 2′.

$$3.\ \Sigma M_{2-2'} = S_{1-5} \cdot \cos(x_{1-5}) z_1' + P_x z_4' = 0. \qquad (8_{18})$$

Из уравнения (7) определяем:

$$S_{2-4} = -\frac{51 \cdot 44{,}5}{0{,}892 \cdot 51 + 0{,}4250 \cdot 49{,}5} = \frac{2270}{66{,}5} = -34 \text{ кг}.$$

Из уравнения (8) определяем:

$$S_{1-5} = -\frac{51 \cdot 6{,}5}{0{,}84 \cdot 24} = -16 \text{ кг}.$$

Подставляем значения в уравнение (6) и получаем:

$$-34 \cdot 0{,}892 + S_{2-5} \cdot 0{,}69 - 16 \cdot 0{,}84 + 51 = 0;$$

$$S_{2-5} = -\frac{51 + 44}{0{,}69} = -10 \text{ кг}.$$

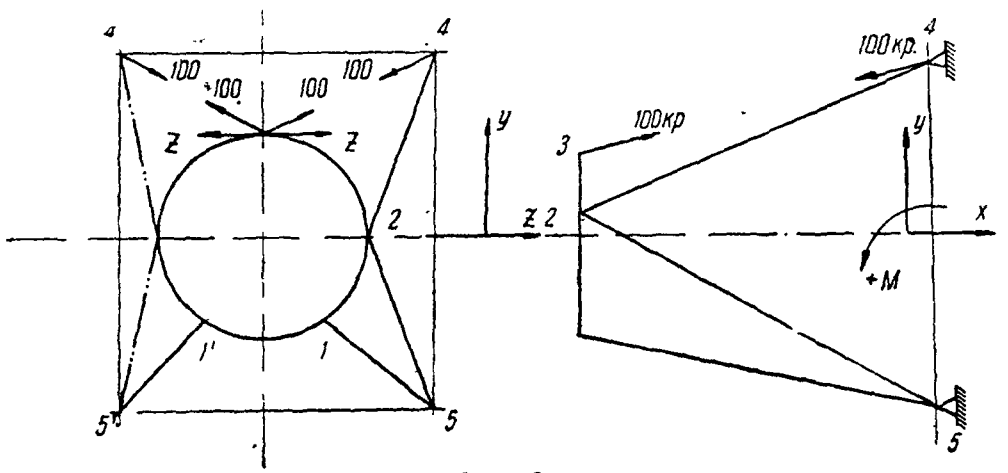
ТАБЛИЦА 4[19]

Суммарные усилия в стержнях при статически определимой системе

Наименование стержня	Усилие от P_y кг	Усилие от P_x кг	Усилие суммарное кг
3—4	—	—	—
3—4′	—	—	—
2—4	196,5	−34	162,5
2′—4′	196,5	−34	162,5
2—5	— 95,5	−10	105,5
2′—5′	— 95,5	−10	—105,5
1—5	—127,5	−16	143,5
1′—5′	—127,5	−16	—143,5

Примечания: 1. Усилия от влияния лишнего стержня находим, заменяя стержень 3—4 силой в 100 кг (фиг. 3[18]).

2. Усилия в два раза больше действительных, так как симметричность рамы не была учтена при определении внешней нагрузки.



Фиг. 3[18].

Определяем проекции этой силы на осях Y, X и Z, приложенных в узле 3.

Проекция на ось $X = 100 \cdot 0{,}855 = 85{,}5$ кг

» » » $Y = 100 \cdot 0{,}154 = 15{,}5$ »

» » » $Z = 100 \cdot 0{,}495 = 49{,}5$ »

Так как в узле 3 силы $S_{2-4} - S_{2'-4'}$, то они взаимно уничтожаются.

Решаем ферму от усилия X.

Берем сумму проекций на ось X:

$$\Sigma X = S_{2-4} \cdot 0{,}892 + S_{2-5} \cdot 0{,}69 + S_{1-5} \cdot 0{,}84 + 100 \cdot 0{,}855 = 0.$$

Составляем уравнение моментов относительно оси, проходящей через опоры 5 — 5′, и получим:

$$\Sigma M_{5-5} = -S_{2-4} \cdot 0{,}892 \cdot 51 - S_{2-4} \cdot 0{,}4250 - 100 \cdot 0{,}855 \cdot 66 = 0;$$

$$\Sigma M_{5-5} = -S_{2-4} \cdot 45{,}5 - S_{2-4} \cdot 21 - 5650 = 0.$$

Составляем уравнение моментов относительно оси, проходящей через 2—2′ и получим:

$$\Sigma M_{2-2'} = S_{1-5}\, 0{,}84 \cdot 25 - 100 \cdot 0{,}855 \cdot 15 = 0.$$

Из второго уравнения определяем S_{2-4}:

$$S_{2-4} = -\frac{5650}{66{,}5} = -85 \text{ кг}.$$

Из третьего уравнения определяем S_{1-5}:

$$S_{1-5} = \frac{100 \cdot 0{,}855 \cdot 15}{0{,}84 \cdot 25} = 63 \text{ кг}.$$

Решаем ферму от усилия Y_3.

Составляем уравнение суммы проекций на ось Y:

$$1.\ \Sigma Y = S_{2-4}\, 0{,}42 - S_{2-5}\, 0{,}71 - S_{1-5}\, 0{,}437 + 15{,}5 = 0.$$

Составляем уравнение суммы моментов относительно оси 5—5′:

$$2.\ \Sigma M_{5-5'} = -S_{2-4}\, 0{,}4250{,}6 - S_{2-4}\, 0{,}89 \cdot 51{,}0 - Y \cdot 50 = 0.$$

Уравнение моментов относительно оси 2—2′:

$$3.\ \Sigma M_{2-2'} = S_{1-5}\, 0{,}84 \cdot 25 = 0.$$

Из уравнения (2):

$$S_{2-4} = -\frac{15{,}5 \cdot 50}{0{,}42 \cdot 50 + 0{,}89 \cdot 51} = -\frac{775}{66} = -12 \text{ кг}.$$

Из уравнения (3):

$$S_{1-5} = 0.$$

Подставляем значения в уравнение 1:

$$-12 \cdot 0{,}42 - S_{2-5}\, 0{,}71 = -15{,}5,$$

$$S_{2-5} = \frac{+15{,}5 - 12 \cdot 0{,}42}{0{,}71} = 15 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 5$_{18}$

Усилия в стержнях от действия единичной нагрузки в стержне *3—4*

Наименование стержня	Усилие в стержнях от X	Усилие в стержнях от Y	Суммарное усилие
3—4	—	—	— 100
3′—4′	—	—	— 100
2—4	— 85	— 12	— 97
2′—4′	— 85	— 12	— 97
2—5	— 91	15	— 76
2′—5′	— 91	15	— 76
1—5	+ 63	0	+ 63
1—5	+ 63	0	+ 63

ТАБЛИЦА 6_{18}

Определение усилий в лишнем стержне

Наименование стержня	F стержня $см^2$	Длина стержня $см$	Усилия от $P = 100$	S_1^2	$S_1^2 \frac{l}{EF}$	Усилия от S_0	$S_1 S_0$	$S_1 S_0 \frac{l}{EF}$
3—4	0,754	58,5	+ 100	+ 10 000	+ 585 000	0	0	0
3′—4′		58,5	+ 100	+ 10 000	+ 585 000	0	0	0
2—4		56	— 97	9 400	515 000	162,5	— 15 750	— 882 500
2′—4′		56	— 97	9 400	515 000	162,5	— 15 750	— 882 500
2—5		72,5	— 76	5 780	420 000	— 105,5	+ 8 000	580 000
2′—5′		72,5	— 76	5 780	420 000	— 105,5	+ 8 000	580 000
1 - 5		59,5	+ 63	3 970	236 000	— 143,5	— 9 040	— 535 000
1′—5′		59,5	+ 63	3 970	236 000	— 143,5	— 9 040	— 535 000

$$\Sigma S_1^2 l = 1 \cdot 756\,000 \qquad \Sigma S_0 S_1 l = -840\,000$$

Примечания: 1. Трубы взяты для всех стержней 25/23.

2. Так как материал и F одинаковы, EF сокращаем.

Проверка системы от единичных сил.

1. От составляющих $X = 85{,}5$ *кг*:

$$\Sigma X = 185{,}5 - 85 \cdot 0{,}892 - 91 \cdot 0{,}69 - 63 \cdot 0{,}84 = 15{,}5 - 76 - 62{,}8 + 53 = 0.$$

$$\Sigma Y = -85 \cdot 0{,}42 + 91 \cdot 0{,}71 - 63 \cdot 0{,}437 = -36 + 64 - 27{,}8 = 0.$$

2. От составляющей $Y = 15{,}4$ *кг*:

$$\Sigma X = -12 \cdot 0{,}892 + 15 \cdot 0{,}69 = -10{,}6 + 10{,}4 \approx 0.$$

$$\Sigma Y = 15{,}4 - 12 \cdot 0{,}42 - 15 \cdot 0{,}71 = 15{,}4 - 5{,}05 - 10{,}6 \approx 0.$$

3. От суммарного усилия:

$$\Sigma X = 85{,}5 - 97 \cdot 0{,}892 - 76 \cdot 0{,}69 + 63 \cdot 0{,}84 = 85{,}5 - 86{,}5 - 52{,}5 + 53 \approx 0.$$

$$\Sigma Y = 15{,}4 - 97 \cdot 0{,}42 + 76 \cdot 0{,}71 - 63 \cdot 0{,}437 = 15{,}4 - 40{,}8 + 54 - 27{,}6 \approx 0.$$

Действительные усилия в стержне $S_{3-4} - X$:

$$X = \frac{-\Sigma S_1 S_0 l}{-\Sigma S_1^2 l} = +\frac{840\,000}{1\,756\,000} = +0{,}478.$$

$$S_{3-4} = 100 \cdot 0{,}478 = 48 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 7_{18}

Действительные и расчетные усилия

Наименование стержня	S_0	S_1	$S_1 x$	$KS_1 x$	$S_{\text{действ}}$	$S_{\text{расч}}$
3—4	0	+100	47,8	60	+ 48	+ 60
3—4	0	+100	47,8	60	+ 48	+ 60
2—4	162,5	— 97	— 45,4	— 34	+117	+128
2′—4′	162,5	— 97	— 45,4	— 34	+117	+128
2—5	— 105,5	— 76	— 36	— 46	—142,5	— 151
2′—5′	— 105,5	— 76	— 36	— 46	—142,5	— 151
1—5	— 143,5	+ 63	— 30,2	+22,5	— 113	— 121
1′—5′	— 143,5	+ 63	— 30,2	+22,5	— 113	— 121

Учитывая все допущения, принятые в расчете, расчетные усилия можно определить по формуле:

$$S_p = S_0 + kS_1 x,$$

где k — коэфициент—берется равным 0,75—1,25 так, чтобы S_p получилось наиболее опасным для стержней.

А. Расчет моторной рамы на случай $M_{м.у}$.

Мотор левого вращения. Реактивный момент — $M_{кр}$ — действует по часовой стрелке;

$$N = 110 \text{ л. с.}; \quad n = 1700 \text{ об/мин.};$$

$$Q = 195 \text{ кг (из аэродинамического расчета).}$$

$$P = \frac{M_{кр}}{D} = \frac{71 \cdot 620 \cdot N}{D \cdot n} = \frac{71 \cdot 620 \cdot 110}{43 \cdot 1700} = 108 \text{ кг},$$

где D — диаметр кольца.

Коэфициент безопасности равен 2, Q берем равным 195 *кг*, а не 390, так как ферма симметрична.

$$P_{\text{расч}} = 108 \cdot 2 = 216 \text{ кг}.$$

Силы Q и P_x действуют в противоположные стороны, в случае $A_{\text{ф.м.у}}$ и сила Q больше P_x в $\frac{195}{51} = 3{,}84$ раза.

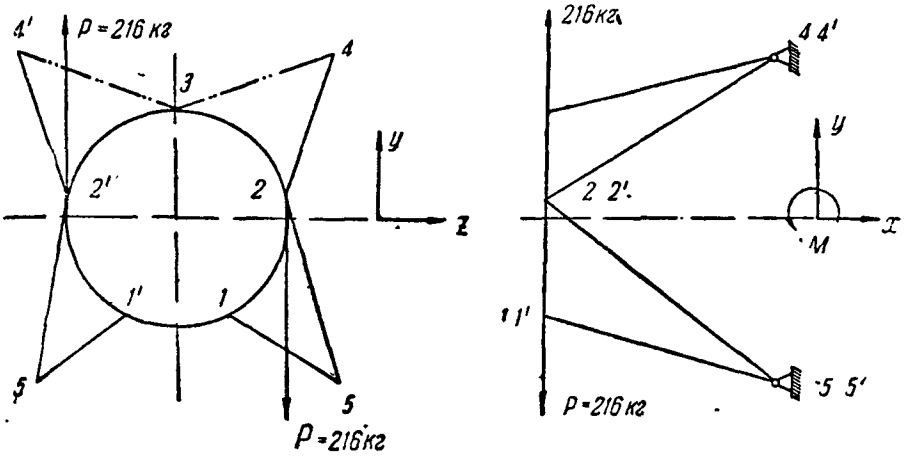
Рассматриваем первое состояние, т. е. без лишнего стержня 3—4 и 3′—4′.

Усилия в стержнях будут равны усилиям от силы P_x случая $A_{\text{ф.м.у}}$, увеличенным в 5,685 раза, взятым с обратным знаком. Усилия в стержнях от единичной силы равны усилиям от единичной силы случая $A_{\text{ф.м.у}}$.

ТАБЛИЦА 8_{18}

Усилия в ферме от сил Q и 100 *кг*

№ стержня	Усилия от силы P_x случая $A_{\text{ф.м.у}}$	Усилия от силы Q — 290 *кг*	Усилия от единичн. нагрузки 100 *кг*
3—4	0	0	+ 100
3′—4′	0	0	+ 100
2—4	— 34	+ 130	— 97
2′—4′	— 34	+ 130	— 97
2—5	— 10	+ 38,2	— 76
2′—5′	— 10	+ 38,2	— 76
1—5	— 16	+ 61	+ 63
1′—5′	— 16	+ 61	+ 63



Фиг. 4_{18}.

Решение фермы от силы $P = 216$ *кг*.

Решаем (фиг. 4_{18}) одну левую половину фермы, так как усилия в обеих половинах равны, различие лишь в знаке.

1. Пишем уравнение суммы проекций усилий в стержнях и внешней нагрузки на ось Y:

$$\Sigma_y = S_{2-4}\ 0{,}42 - S_{2-5} \cdot 0{,}71 - 216 = 0.$$

2. Пишем уравнение моментов относительно оси, проходящей через точки 5—5′

$$\Sigma M_{5-5'} = -S_{2-4}\,0{,}42 \cdot 50 - S_{2-4}\,0{,}892 \cdot 51 + 216 - 50 = 0.$$

Стсюда:

$$S_{2-4} = \frac{10\,800}{66{,}5} = 162{,}5 \text{ кг}.$$

3. Пишем уравнение моментов относительно оси, проходящей через точки 2—2′,

$$\Sigma M_{2-2'} = S_{1-5}\, 0{,}84 \cdot 25 = 0; \quad S_{1-5} = 0.$$

4. Из уравнения первого определяем:

$$S_{2-5} = \frac{S_{2-4}\, 0{,}42 - 216}{0{,}71} = \frac{162{,}5 \cdot 042 - 216}{0{,}71} = \frac{-147{,}5}{0{,}71} = -208 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 9_{18}

Суммарные усилия

Наименование стержня	Усилие от $Q = 290$ кг	Усилие от $P = 216$ кг	Суммарное усилие
3—4	0	0	0
3′—4′	0	0	0
2—4	+ 130	+ 162,5	+ 292,5
2′—4′	+ 130	— 162,5	— 32,5
2—5	+ 38	— 208	— 170
2′—5′	+ 38	+ 208	+ 246
1—5	+ 61	0	+ 61
1′—5′	+ 61	0	+ 61

Проверка суммарных усилий.

I. Левая половина:

$\Sigma X = 292{,}5 \cdot 0{,}892 - 170 \cdot 0{,}69 + 61 \cdot 0{,}84 - 195 = 261 - 117 + 51{,}3 - 195 \approx 0$. Верно.

$\Sigma Y = 292{,}5 \cdot 0{,}42 + 170 \cdot 0{,}71 - 61 \cdot 0{,}437 - 216 = 123 + 120 - 27 - 216 = 0$. Верно.

II. Правая половина:

$\Sigma X = -32{,}5 \cdot 0{,}892 + 246 \cdot 0{,}69 + 61 \cdot 0{,}84 - 195 = -29 + 170 + 51{,}3 - 195 \approx 0.$

$\Sigma Y = 32{,}5 \cdot 0{,}42 - 246 \cdot 0{,}71 - 61 \cdot 0{,}437 + 216 = 13{,}7 + 26{,}7 + 174{,}6 - 216 \approx 0.$

Верно.

$\Sigma M_{2-2'} = 61 \cdot 0{,}84 \cdot 25 - 195 \cdot 6{,}5 = 1280 - 1270 \approx 0$. Верно.

ТАБЛИЦА 10_{18}

Определение усилий в линейном стержне 3—4

№ стержня	F сечения $см^2$	L стержня $см$	S_1	S_1^2	$S_1^2 \frac{P}{EF}$	S_0	$S_1 S_0$	$S_1 S_0 \frac{l}{EF}$
3—4	0,754	58,5	+ 100	+ 10 000	585 000	0	0	0
2—4		56	— 97	+ 9 400	515 000	+ 292,5	— 28 400	— 159 000
2—5		72,5	— 76	+ 5 780	420 000	— 170	+ 12 900	+ 935 000
1—5		59,5	+ 63	+ 3 970	236 000	+ 61	+ 3 840	+ 229 000

$$\Sigma S_1^2 \frac{l}{EF} = 1\,756\,000 \quad \Sigma S_1 S_0 \frac{l}{EF} = -146\,000.$$

Действительное усилие в стержне 3—4 будет не $+100$ *кг*, а $100 \cdot X$.

$$X_{3-4} = -\frac{\Sigma S_1 S_0 \cdot l}{\Sigma S_1^2 l} = -\frac{426\,000}{1\,756\,000} + 0{,}24{,}3 S_{3-4} = +24{,}3 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 11_{18}

Определение усилий в лишнем стержне 3′—4′

Наименование стержня	F сечения $см^2$	L стержень $см$	S_1	S_1^2	$S_1^2 \frac{l}{EF}$	S_0	$S_1 S_0$	$S_1 S_0 \frac{l}{EF}$
3′—4′	0,754	58,5	— 100	10 000	585 000	0	0	0
2′—4′		56	+ 97	9 400	515 000	— 32,5	— 3 150	— 177 000
2′—5′		72,5	+ 76	5 780	420 000	+ 246	+ 18 700	+ 1360 000
1′—5′		59,5	— 63	3 970	236 000	+ 61	— 3 840	— 229 000

$$\Sigma S_1^2 l = +1\,756\,000 \qquad \Sigma S_1 S_0 l = +954\,000$$

$$X_{3'-4'} = -\frac{954\,000}{1\,756\,000} = -0{,}543; \qquad S_{3'-4'} = 54{,}3 \text{ кг}.$$

Учитывая все допущения, принятые в расчете, расчетное усилие определяем по формуле:

$$S_p = S_0 + k \cdot S_1 x,$$

где k — коэфициент—берется равным 0,75—1,25 так, чтобы S_p получилось наиболее опасным для стержня, т. е. с учетом знака.

ТАБЛИЦА 12_{18}

Определение действительных и расчетных усилий

Наименование стержня	S_0	S_1	$S_1 x$	$k \cdot S_1 x$	$S_{действ}$	$S_{расч}$
3—4	0	+ 100	+ 24,3	+ 30,4	+ 24,3	+ 30,4
3′—4′	0	— 100	+ 54,3	+ 68	+ 54,3	+ 68
2—4	+ 292,5	— 97	— 23,6	— 17,7	+ 219	+ 275
2′—4′	— 32,5	+ 97	— 52,5	— 65,6	— 85	— 98
2—5	— 170	— 76	— 18,5	— 23,2	— 188,5	— 193
2′—5′	+ 246	+ 76	— 41,2	— 30,9	+ 205	+ 215
1—5	+ 61	+ 63	+ 15,3	+ 19,1	+ 76	+ 80
1′—5′	+ 61	— 63	+ 34,2	+ 42,8	+ 95	+ 104

Б. Расчет моторной рамы на случай $A_{м.у}$

Расчетное усилие определяется по формуле:

$$P_A = (n_A + 2)\, G_0,$$

где n_A — перегрузка для крыла в случае $A_к$,

G — вес моторной установки.

Упрощенно принимаем направление P нормальным к оси мотора

$$n_A = 7 \quad G_0 = 212 \text{ кг};$$

$$P = (7 + 2)\, 212 = 212 \cdot 9 = 1910 \text{ кг}.$$

Левая и правая половины фермы симметричны, поэтому усилие, приходящееся на одну половину, равно

$$0{,}5 \cdot P_A = 955 \text{ кг}.$$

Специального расчета моторной рамы не производим так как он аналогичен расчету моторной рамы на случай $E_{ф.м.у}$.

Усилия в стержнях моторной рамы будут равны:

$$S_{pE} \cdot k = S_{pA},$$

где k — переходный коэфициент $= \frac{0{,}5P_A}{P_{pE}}$,

$$k = \frac{0{,}5 \cdot 1910}{206} = 4{,}63.$$

Случай $A_{м.у}$ рассматриваем одновременно со случаем $M_{м.у}$, т. е. усилия в стержнях от случая $A_{м.у}$ суммируем с усилиями в стержнях от случая $M_{м.у}$.

ТАБЛИЦА 13$_{16}$

Расчетные усилия $A_{м.у}$

Наименование стержней	S_{pE} усилие в случае $E_{м.у}$	$S_{pA_{м.у}} = S_{p.E} \cdot k$	$S_{pM_{м.у}}$	$S_{pA} + S_{pM_{м.у}}$ суммарное усилие
3—4	+ 60	+ 278	+ 30	+ 308
3′—4′	+ 60	+ 278	+ 68	+ 346
2—4	+ 128	+ 593	+ 275	+ 868
2′—4′	+ 128	+ 593	— 98	+ 495
2—5	— 151	— 700	— 193	— 893
2′—5′	— 151	— 700	+ 215	— 485
1—5	— 121	— 560	+ 80	— 480
1′—5′	— 121	— 560	+ 104	— 456

В. Расчет моторной рамы на случай $D_{м.у}$.

Расчетное усилие в случае $D_{м.у}$ определяется по формуле:

$$P_D = (n_D + 2)\, G_0,$$

где n_D — перегрузка для крыла в случае $D_{кр}$,

G_0 — вес мотоустановки.

Упрощенно принимаем направление $_D$ нормальным к оси мотора и направленным вверх.

$$n_D = 2{,}5; \qquad G = 212 \text{ кг};$$

$$P_D = (2{,}5 + 2)\ 212 - 4{,}5 \cdot 212 = 955 \text{ кг}.$$

Левая и правая половины фермы симметричны, поэтому усилие, приходящееся на одну половину фермы, равно $0{,}5P_D = 0{,}5 \cdot 955 = 477{,}5$ кг.

Специального расчета моторной рамы не производим, так как он аналогичен расчету моторной рамы на случай $E_{м.у}$.

Усилия в стержнях моторной рамы будут равны:

$$S_{pE_{м.у}} \cdot -k = -S_{pD_{м.у}},$$

где k — переходный коэфициент $= \frac{-0{,}5P_{D_{м.у}}}{P_{pE}}$,

$$-k = -\frac{0{,}5 \cdot 955}{206} = -2{,}315.$$

Случай $D_{м.у}$ рассматриваем одновременно со случаем $M_{м.у}$, т. е. усилия в стержнях от случая $D_{м.у}$ суммируем с усилиями в стержнях от случая $M_{м.у}$.

ТАБЛИЦА 14_{18}

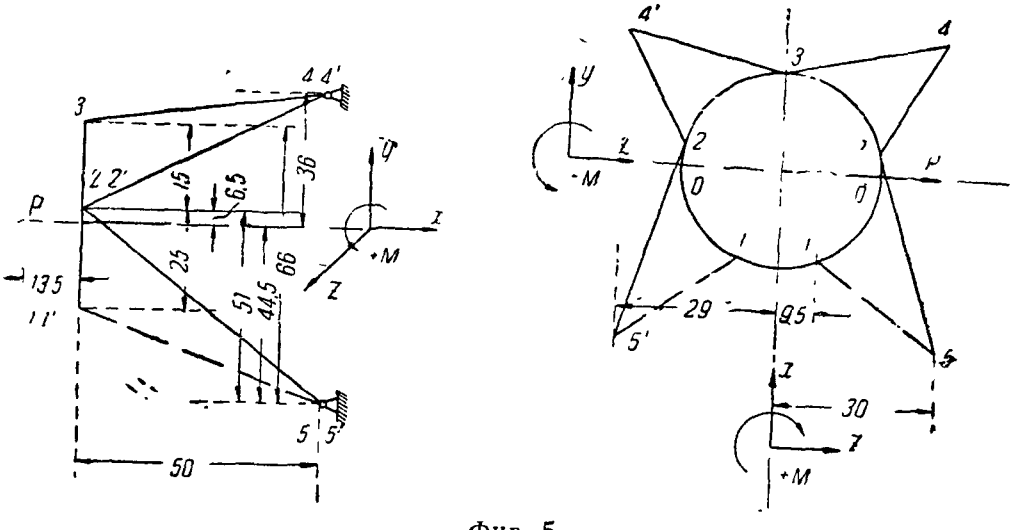
Расчетные усилия $D_{м.у}$

Наименование стержня	$S_{pE_{м.у}}$ — усилие в случае $E_{м.у}$	$S_{pD_{м.у}} = -kS_{pE_{м.у}}$	$S_{pM_{м.у}}$	Суммарное усилие $S_{pD_{м.у}} + S_{pM_{м.у}}$
3—4	+ 60	— 139	+ 30,5	— 108
3′—4′	+ 60	— 139	+ 68	— 71
2—4	+ 128	— 296,5	+ 275	— 21
2′—4′	+ 128	— 296,5	— 98	— 394
2—5	— 151	+ 350	— 193	+ 167
2′—5′	— 151	+ 350	+ 215	+ 565
1—5	— 121	+ 280	+ 80	+ 360
1—5	— 121	+ 280	+ 104	+ 384

Г. Расчет моторной рамы на случай $H_{ф.м.у}$.

Нагрузка приложена в центре тяжести моторной установки (фиг. 5_{18}) и равна ее весу и направлена по оси z.

За лишние стержни принимаем 1—5 и 1′—5′. Нагрузка несимметрична, поэтому рассматриваем всю ферму целиком.



Фиг. 5_{18}.

Дополнительным условием к решению является равенство усилий в аналогичных стержнях правой и левой половины фермы и противоположность их знаков.

Рассматриваем три состояния нагружения фермы:

1. Сила P, равная 212 *кг*, перенесена в плоскость кольца и направлена по оси z.

2. Момент $P \cdot 13{,}5$ заменяем парой сил p с плечом, равным диаметру кольца D

$$P = \frac{P \cdot 13{,}5}{D} = \frac{212 \cdot 13{,}5}{43} = 66{,}5 \text{ кг}.$$

3. Ферма нагружена единичными силами — 100 *кг*, направленными по направлению выброшенных стержней 1—5 и 1′—5′.

а) Первое состояние

Составляем два уравнения моментов проекций усилий в стержнях и внешней нагрузки относительно осей X и Y, проходящих через точку 3.

Уравнение моментов пишем только для правой половины, беря также $0{,}5P$.

$$\Sigma M_x^3 = -S_{2'-4'} \cdot \cos(ly)\ 20{,}5 - S_{2'-4'} \cdot \cos(lz)\ 15 +$$

$$+ S_{2'-5'} \cdot \cos(ly)\ 20{,}5 - S_{2'-5'} \cdot \cos(lz)\ 15 + 0{,}5P \cdot 21{,}5 = 0.$$

$$\Sigma M_x^3 = -S_{2'-4'} \cdot 0{,}42 \cdot 20{,}5 - S_{2-4} 0{,}143 \cdot 15 +$$

$$S_{2'-5} \cdot 0{,}71 \cdot 20{,}5 - S_{2'-5'} 0{,}11 \cdot 15 + 106 \cdot 21{,}5 = 0.$$

$$\Sigma M_x^3 = -8{,}6 S_{2'-4'} - 2{,}14 S_{2'-4'} + 14{,}55 S_{2'-5'} - 1{,}65 S_{2'-5'} +$$

$$+ 2280 = 0 + 10{,}74 S_{2'-4'} + 12{,}9 S_{2'-5'} + 2250 = 0.$$

$$\Sigma M_y^3 = +S_{2'-4'} \cdot \cos(lx)\ 20{,}5 + S_{2'-5'} \cdot \cos(lx)\ 20{,}5 = 0.$$

$$\Sigma M_y^3 = +S_{2'-4'} 0{,}892 \cdot 20{,}5 + S_{2'-5'} 0{,}69 \cdot 20{,}5 = 0.$$

$$\Sigma M_y^3 = S_{2'-4'} 0{,}892 \cdot 20{,}5 + S_{2'-5'} 0{,}69 \cdot 20{,}5 = 0.$$

$$\Sigma M_y^3 = +18{,}0 S_{2'-4'} + 14{,}15 S_{2'-5'} = 0.$$

Решаем два уравнения с двумя неизвестными:

$$1)\ +10{,}74 S_{2'-4'} - 12{,}9 S_{2'-5'} = 2280;$$

$$2)\ +18{,}3 S_{2'-4'} + 14{,}15 S_{2'-5'} = 0.$$

Второе уравнение делим на $\frac{18{,}3}{10{,}74} = 1{,}7$, тогда имеем:

$$\left.\begin{array}{l} 1)\ +10{,}74 S_{2'-4'} - 12{,}9 S_{2'-5'} = 2280 \\ 2)\ \mp 10{,}74 S_{2'-4'} \mp 8{,}32 S_{2'-5'} = 0 \end{array}\right\} - 21{,}22 S_{2'-5'} = 2280.$$

Отсюда $S_{2'-5'} = -\frac{2280}{21{,}22} = -107{,}25$ *кг*.

Из уравнения второго определяем:

$$S_{2'-4'} = \frac{-8{,}32 \cdot S_{2'-5'}}{10{,}74} = \frac{-8{,}32 \cdot -107{,}25}{10{,}74} = +83 \text{ кг}.$$

Для того чтобы определить усилие в стержне $S_{3-4'}$, пишем уравнение суммы проекций на ось Z.

$$\Sigma_{zz} = -S_{3-4'} \cdot \cos(lz) - S_{2'-4} \cdot \cos(lz) - S_{2'-5'} \cdot \cos(lz) + 106 = 0.$$

$$\Sigma_{zz} = -S_{3-4'} \cdot 0{,}495 - S_{2'-4'} \cdot 0{,}143 - S_{2'-5'} \cdot 0{,}11 + 106 = 0.$$

$$\Sigma_{zz} = -S_{3-4'} \cdot 0{,}495 + 83 \cdot 0{,}143 + 107{,}25 \cdot 0{,}11 + 106 = 0.$$

$$\Sigma_{zz} = -S_{3-4'} \cdot 0{,}495 + 11{,}88 + 11{,}8 + 106 = 0.$$

$$\Sigma_{zz} = -S_{3-4'} \cdot 0{,}495 = -129{,}7.$$

Отсюда

$$S_{3-4'} = \frac{129{,}7}{0{,}495} = 262 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 15_{18}

Усилия в стержнях фермы

в) первое состояние

Наименование стержня	Усилие *кг*	Наименование стержня	Усилие *кг*
3 — 4	— 262	3 — 4′	+ 262
2 — 4	— 83	2′ — 4′	+ 83
2 — 5	+ 107,25	2′ — 5′	— 107,25
1 — 5	—	1′ — 5′	—

Проверка:

$$\Sigma My^2 = + S_{3-4'} \cdot \cos(lx)\, 20{,}5 + S_{3-4} \cdot \cos(lx)\, 20{,}5 + S_{2'-4'} \cdot \cos(lx)\, 41 +$$

$$+ S_{2'-5'} \cdot \cos(lx)\, 41 = 0.$$

$\Sigma M_y^2 = -262 + 83 \cdot 0{,}892 \cdot 41 - 107{,}25 \cdot 0{,}69 \cdot 41 = 3040 - 3040 = 0.$ Правильно

б) Второе состояние

Решаем левую половину фермы от силы 66,5 *кг*. Пишем уравнение моментов относительно оси, проходящей через точки 4 — 4′.

$$\Sigma M_{4-4'} = S_{2-5} \cdot \cos(lx)\, 29{,}5 + S_{2-5} \cdot \cos(ly)\, 50 + 66{,}5 \cdot 36 = 0.$$

$$\Sigma M_{4-4'} = S_{2-5} \cdot 0{,}69 \cdot 29{,}5 + S_{2-5}\, 0{,}71 \cdot 50 + 66{,}5 \cdot 36 = 0.$$

$$S_{2-5} = -\frac{66{,}6 \cdot 36}{0{,}69 \cdot 29{,}5 + 0{,}71 \cdot 50} = -\frac{2400}{20{,}4 + 35{,}5} = -\frac{2400}{55{,}9} = -43 \text{ кг}.$$

Чтобы определить усилие в стержне 2—4, пишем уравнение суммы моментов относительно оси, проходящей через точку 3 параллельно оси z:

$$\Sigma M_3 = 66{,}5 \cdot 21{,}5 + S_{2-4} \cdot \cos(lx)\, 15 + S_{2-5} \cdot \cos(lx)\, 15 = 0,$$

$$\Sigma M_3 = 66{,}5 \cdot 21{,}5 + S_{2-4}\, 0{,}892 \cdot 15 - 43 \cdot 0{,}69 \cdot 15 = 0.$$

$$\Sigma M_3 = 1430 + S_{2-4}\, 13{,}4 - 445 = 0.$$

Отсюда:

$$S_{2-4} = \frac{445 - 1430}{13{,}4} = \frac{-985}{13{,}4} = -73{,}5 \text{ кг}.$$

Чтобы определить усилие в стержне 3 — 4, пишем уравнение суммы моментов относительно оси, проходящей через точки 2 — 2:

$$\Sigma M_{2-2} = 66{,}5 \cdot 6{,}5 - S_{3-4} \cdot \cos(lx) \cdot 15 = 0.$$

$$\Sigma M_{2-2} = 66{,}5 \cdot 6{,}5 - S_{3-4} \cdot 0{,}855 \cdot 15 = 0.$$

Отсюда:

$$S_{3-4} = + \frac{66{,}5 \cdot 6{,}5}{0{,}855 \cdot 15} = \frac{432}{12{,}8} = + 33{,}7 \text{ кг}.$$

Проверка:

$$\Sigma XX = S_{2-4} \cdot \cos(lx) + S_{2-5} \cdot \cos(lx) + 66{,}5 + S_{3-4} \cdot \cos(lx) = 0.$$

$$\Sigma XX = -73{,}5 \cdot 0{,}892 - 43 \cdot 0{,}69 + 66{,}5 + 33{,}7 \cdot 0{,}855 = 0.$$

$$\Sigma XX = -65{,}5 - 29{,}7 + 66{,}5 + 28{,}9 = 0.$$ Правильно.

ТАБЛИЦА 16_{18}

Усилия в стержнях фермы (II состояние)

Наименование стержня	Усилие *кг*	Наименование стержня	Усилие *кг*
3 — 4	33,7	3′ — 4′	— 33,7
2 — 4	— 73,5	2′ — 4′	+ 73,5
2 — 5	— 43	2′ — 5′	— 43
1 — 5	—	1′ — 5′	—

После этого составляется сводная таблица усилий по стержням и назначаются исполнительные размеры их по максимальному усилию.

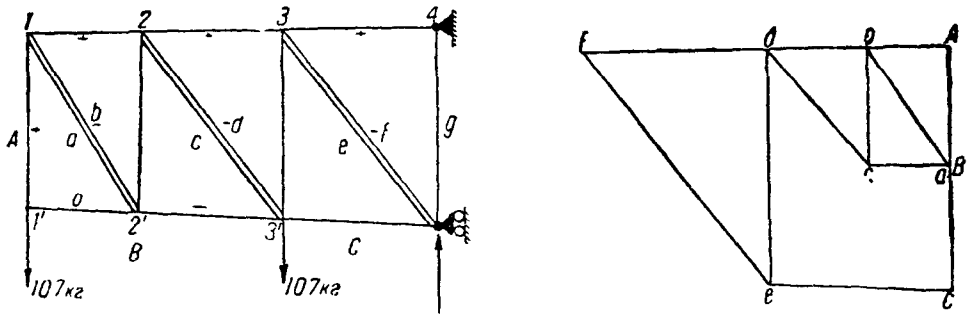
Пример 2. Произвести поверочный расчет установки мотора М-5 400 *л. с.* на самолет „ДН-9" в случае $A_к$, если по старым нормам перегрузка была взята = 6.

Вес мотора с радиатором, водой и маслом — 396 *кг*.

Вес пропеллера вместе со втулкой — 30 *кг*.

Суммарный вес в 426 *кг* будем считать распределенным поровну на обе моторные рамы и нагрузку, сосредоточенную в узлах 1′ и 2″.

Распределяем вес винтомоторной группы на две боковые фермы и расчет ведем графически по способу Кремона (фиг. 6_{18}).



Фиг. 6_{18}.

ТАБЛИЦА 17_{18}

Напряжения в стержнях фермы

Верхний пояс	1 — 2 + 70 6,8	2 — 3 + 139 13,5	3 — 4 + 27,4 26,6	Наименование стержня Нагрузка Напряжение, *кг/мм²*
Нижний пояс	1′ — 2′ 0 0	2′ — 3′ — 70 — 4,8	3′ — 4′ — 127 — 8,7	Наименование стержня Нагрузка Напряжение, *кг/мм²*
Раскосы	1′ — 2′ — 128 — 23	2′ — 3′ — 113 — 17	3′ — 4′ — 250 — 25	Наименование стержня Нагрузка Напряжение, *кг/мм²*
Стойки	1 — 1′ + 107 —	2 — 2′ + 100 + 10	3 — 3′ + 202 —	Наименование стержня Нагрузка Напряжение, *кг/мм²*

Площадь сечений верхнего лонжерона $F = 3{,}2 \cdot 3{,}2 = 10{,}3$ *см*²
„ „ нижнего „ $F = 4{,}6 \cdot 3{,}2 = 14{,}7$ *см*².

Наименьшая площадь сечения раскосов (фиг. 7_{18}).

$1 - 2' \ldots\ldots F = 2{,}5 \cdot 0{,}6 + 2 \cdot 1{,}3 = 5{,}6$ *см*²
$2 - 3' \ldots\ldots F = 2{,}8 \cdot 0{,}65 \cdot 2 + 2 \cdot 1{,}5 = 6{,}6$ *см*²
$3 - 4 \ldots\ldots F = 3{,}8 \cdot 0{,}65 \cdot 2 + 2{,}5 \cdot 2 = 10$ *см*².

Наибольшее напряжение при перегрузке = 6.

Для верхнего лонжерона найдем: $\sigma_{max} - 160$ *кг/см*².

Если временное сопротивление для сосны — 700 *кг/см*², то коэфициент безопасности = 4,4.

Проверка нижнего лонжерона (3 — 4) по формуле Эйлера дает:

$$I_{min} = \frac{bh^3}{12} = \frac{4{,}6 \cdot 3{,}2^3}{12} = 12{,}5 \text{ см}^2$$

$$P_{крит} = \pi^2 \frac{EI}{L^2} = \pi^2 \frac{92\,000 \cdot 12{,}5}{60 \cdot 60} = 3160 \text{ кг}.$$

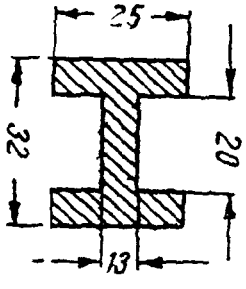
Запас прочности $= \frac{3160 \cdot}{6 \cdot 127} = 3{,}8.$

Проверяем раскосы:

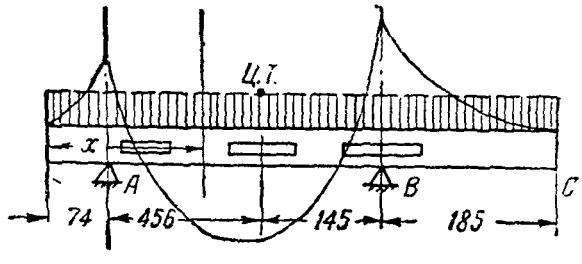
$$I_{min} = \frac{(H - h)B^3 - h(B - b)^3}{12} = 18{,}6 \text{ см}^2,$$

$$P_{крит} = \frac{\pi^2 \cdot 92\,000 \cdot 18{,}6}{80^2} = 2650 \text{ кг},$$

$$n = \frac{2650}{250 \cdot 6} = 1{,}76.$$



Фиг. 7_{18}.



Фиг. 8_{18}.

Расчет подмоторных брусьев

Нагрузка на брусья состоит из веса мотора без радиатора плюс вес пропеллера, — всего 360 *кг*.

Распределяем нагрузку поровну на каждый брус: $\frac{g}{2} = 180$ *кг*.

Центр тяжести мотора считаем распределенным посередине между цилиндрами; брус рассматриваем как консольную балку на двух опорах под равномерной нагрузкой (фиг. 8_{18}); третью опору *C* оставляем без внимания.

Интенсивность нагрузки $q = \frac{180}{106} = 1{,}7$ *кг/см*².

Реакция опор:

$$R_A \cdot 80{,}1 - 180 \cdot 34{,}5 = 0; \quad R_A = 77{,}5 \text{ кг},$$
$$R_B = 180 - 77{,}5 = 102{,}5 \text{ кг}.$$

Моменты:

$$M_A = \frac{qx^2}{2} = \frac{1{,}7 \cdot 7{,}4^2}{2} = 46{,}6 \ кгсм,$$

$$M_B = \frac{qx^2}{2} = 292 \ кгсм.$$

$$M_x = \frac{qx^2}{2} - R_A (x - 7{,}4); \qquad \frac{dM_x}{dx} = qx - R_A = 0; \qquad x = 45{,}5 \ см.$$

$$M_{max} = \frac{1{,}7 \cdot 45{,}5^2}{2} - 77{,}5\,(45{,}5 - 7{,}4) = -1187 \ кгсм.$$

Модуль сопротивления моторного бруса (фиг. 9_{18}):

$$I = \frac{BH^3 - BK^3}{12} = \frac{4{,}5 \cdot 10^3 - 3{,}2 \cdot 7{,}4^3}{12} = 266{,}5 \ см^4.$$

$$W = \frac{I}{\frac{H}{2}} = \frac{266{,}5}{5} = 53{,}3; \qquad \sigma_{изг} = \frac{M_{max}}{W} = \frac{1187}{53{,}3} = 22{,}1 \ кг/см^2.$$

Приняв во внимание перегрузку, получим: $\sigma = 22{,}1 \cdot 6 = 132{,}6 \ кг/см^2$.

Поверка болтов

Брусья крепятся к моторной раме восемью болтами в 6 *мм* ($^1/_4''$). Принимая во внимание, что вся нагрузка при фигурном полете передается на первые 4 болта, поверяем дерево на смятие болтом.

Сила $S = \frac{180}{4} = 45 \ к.$; $S = \sigma \cdot L \cdot d$.

Напряжение смятия $\sigma = \frac{45}{4{,}5 \cdot 0{,}85} = 11{,}8 \ кг/см^2$.

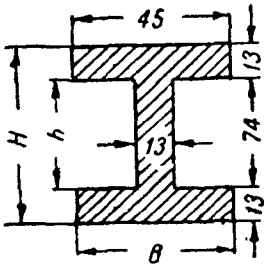
Учитываем перегрузку: $\sigma_{см} = 70{,}8 \ кг/см^2$; $\Phi = \frac{750}{70{,}8} \approx 10$ — запас прочности.

Расчет болтов на срез:

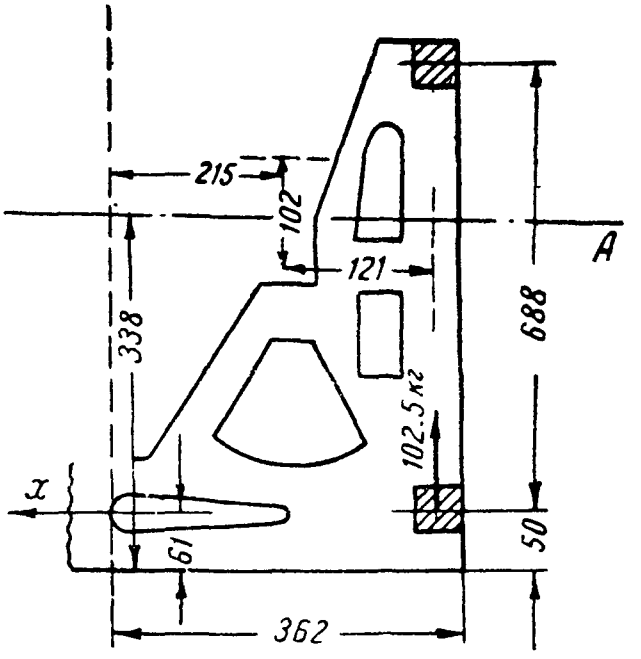
$$\sigma_{ср} = \frac{S}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{45}{0{,}57} = 79 \ кг/см^2.$$

Перегрузка дает 474 $кг/см^2$, т. е. запас прочности для стали Г. С.:

$$\Phi = \frac{5000}{474} = 10{,}5.$$



Фиг. 9_{18}.



Фиг. 10_{18}.

Моторная рама

Так как задняя моторная рама сильнее нагружена, чем передняя, ограничиваемся расчетом только задней рамы.

Рассчитываем раму на разрыв по сечению 00 (фиг. 10_{18}).

Силу X находим из условия равенства моментов относительно точки A (половина расстояния между центрами лонжеронов).

$$X \cdot 33{,}8 = 102{,}5 \cdot 12{,}1; \quad X = \frac{102{,}5 \cdot 12{,}1}{33{,}8} = 36{,}7 \ кг.$$

Площадь опасного сечения $f = 3{,}5 \cdot 2{,}5 \cdot 2 = 17{,}5 \ см^2$.

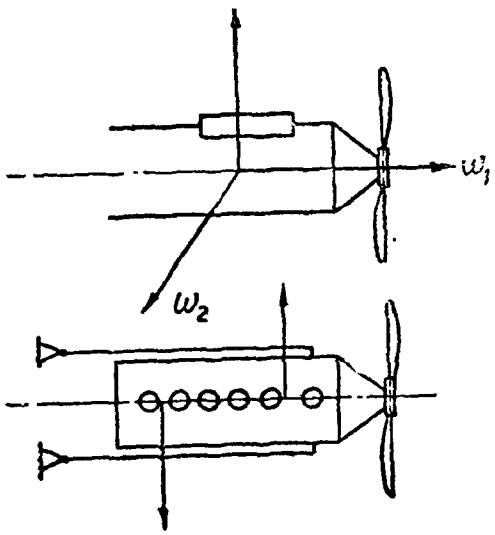
$\sigma_z = \frac{36{,}7}{17{,}5} = 2{,}1 \ кг/см^2$. Перегрузка дает 4,2 $кг/см^2$, т. е. запас прочности весьма велик.

Жироскопическое действие винта на моторную установку (фиг. 11_{18}):

ω_1 — угловая скорость вращения пропеллера,
ω_2 — маневренная угловая скорость.

Жироскопический момент действует в горизонтальной плоскости.

Среднее значение жироскопического момента равно:

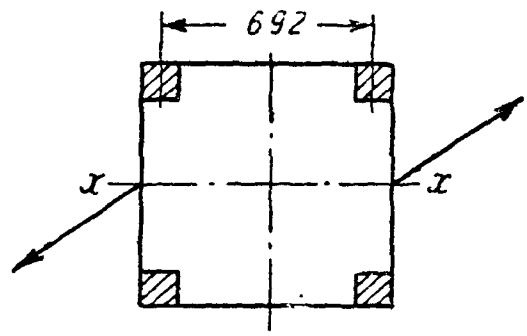


Фиг. 11_{18}.

$$M = I\omega_1\omega_2,$$

где I — полный момент инерции винта.

$$\omega_1 = \frac{\pi n}{30} = \frac{1600}{30} = 167{,}5.$$



Фиг. 12_{18}.

ω_2 найдется из соображения, что самолет исполняет мертвую петлю в 14 — 15 сек.

$$\omega_2 = \frac{2\pi}{15} = 0{,}419 \approx 0{,}5 \ \frac{1}{сек.}.$$

Момент инерции винта $I_0 = \frac{25}{9{,}81} \cdot 0{,}8^2 = 1{,}63 \ кгмсек^2$,

где 0,8 — радиус инерции винта.

Жироскопический момент — $M = I_0\omega_1\omega_2 = 1{,}63 \cdot 167{,}5 \cdot 0{,}5 = 137 \ кгм$.

Он стремится изогнуть моторную установку в горизонтальной плоскости.

Рассчитываем сечение лонжеронов на действие силы X, под влиянием которой один лонжерон будет сжат, а другой растянут (фиг. 12_{18}).

$$M = Xl,$$

$$l = 72{,}4 \ см.$$

Площадь сечения лонжеронов:

$$F_1 = 3{,}2 \cdot 3{,}1 = 10{,}1 \ см^2; \ F_2 = 3{,}2 \cdot 4{,}6 = 14{,}7 \ см^2.$$

$$\sum F = 24{,}8 \ см^2; \quad X \cdot 72{,}4 = 13\,700; \quad X = 189 \ кг. \quad \sigma_z = \frac{189}{24{,}8} = 7{,}6 \ кг/см^2.$$

Если принять радиус инерции равным 1 *м*, то получим:

$$I_0 = \frac{25 \cdot 1^2}{9{,}81} = 2{,}56 \ кгм\ сек^2;$$

$$M = I_0\omega_1\omega_2 = 2{,}56 \cdot 167{,}5 \cdot 0{,}5 = 215 \ кгм.$$

Тогда дополнительное напряжение лонжеронов будет:

$$X = \frac{21\,500}{69{,}2} = 312 \ кг; \qquad \sigma_2 = 92{,}5 \ кг/см^2, \text{ а с учетом перегрузки}$$

$$\sigma_g = 6 \cdot 12{,}5 = 75 \ кг/см^2.$$

Таким образом расчет моторной установки „ДН-9" обнаруживает, что она перепрочнена и могла бы быть выполнена легче.

§ 2_{18}. РАСЧЕТ ДЕТАЛЕЙ КЛЕПАНОЙ МОТОРНОЙ УСТАНОВКИ ЗВЕЗДООБРАЗНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Существующие установки для звездообразных двигателей, как мы видели, могут быть разделены на две основных группы: 1) трубчатые и 2) клепанные из листового материала.

Рассмотрим на примере расчет деталей клепаной моторной рамы двигателя „Вальтер" в 70 *л. с.* для легкого самолета „Иградо 3 Б/М".

Рама состоит из основной толи 2-миллиметровой стали и из четырех клепаных коробчатых лап, шарнирно соединенных в узлах фюзеляжа *A*, *B*, *C* и *D* (фиг. 13_{18}).

Вся установка воспринимает:

1) крутящий момент двигателя при наибольшей мощности 70 *л. с.* и числе оборотов 1600:

$$M_{\text{круч}} = 71\,620 \frac{N}{n} \cdot 1{,}5 = 4700 \ кгсм;$$

здесь 1,5 — перегрузка;

2) вес: двигателя — 102 *кг*, пропеллера — 6 *кг*, рамы и капотов — 15 *кг*, всего — 123 *кг*;

3) тягу винта — 92 *кг*.

Разложим силы по трем осям координат:

компоненты по оси x — тяга — T в *кг*,

„ „ „ y — $M_x = M_м \cdot 1{,}5$,

„ „ „ z — вес $m = 102 + 6 = 108$ *кг*, а при посадке — 6 *m*.

На одну боковую плоскость действуют силы:

$$X = T\frac{1}{2} = 46 \ кг;$$

$$Y = \frac{M_x}{H_1}\ \frac{1}{4} = \frac{4700}{77} \cdot \frac{1}{4} = 15 \ кг;$$

$$Z = (6m + 15) \cdot \frac{1}{2} = 331{,}5 \ кг.$$

Ввиду эксцентриситета оси мотора реактивные силы в узлах найдутся в зависимости от плеч $\frac{a}{b} = \frac{500}{270}$.

Тогда в A сосредоточены (фиг. 13_{18}) слагающие:

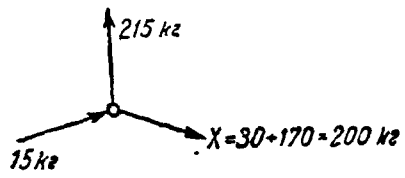
1) от веса двигателя

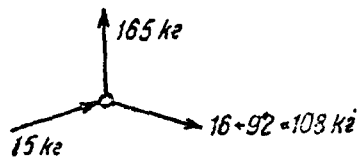
$$\frac{6m+15}{2}\cdot\frac{a}{a+b}=\frac{1}{2}\cdot 663\cdot\frac{500}{770}=215\ кг;$$

2) от силы тяги

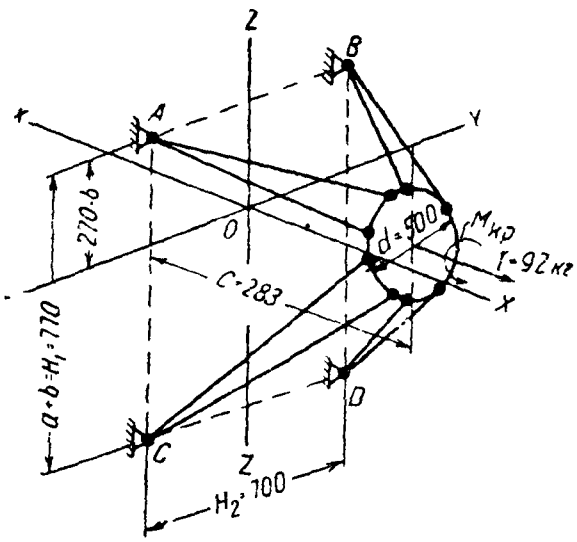
$$\frac{T}{2}\cdot\frac{a}{a+b}=46\cdot 0{,}65\approx 30\ кг;$$

3) от момента — 15 $кг$.

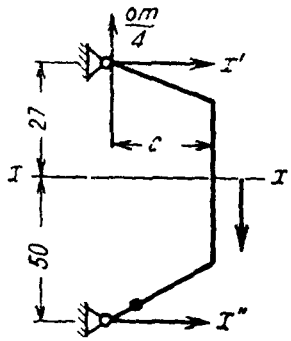




Фиг. 14_{18}.



Фиг. 13_{18}.



Фиг. 15_{18}.

Так как вес приложен к узлам рамы эксцентрично (фиг. 15_{18}), то получим в верхних узлах дополнительные компоненты веса по уравнению:

$$\frac{6mc}{4}=x'\cdot 27;\quad x'=\frac{0{,}108\cdot 28{,}6}{4{,}27}=170\ кг;$$

и для нижних узлов:

$$\frac{6mc}{4}=x''\cdot 50;\quad x''=92\ кг.$$

Суммируем силы по оси x:

$$\sum x=P=2\cdot 170+2\cdot 92+\text{тяга}=616\ кг.$$

Моторная толь

Крепость средней части толи найдем из условия равенства деформаций стенки на кручение от моментов в плоскости xy (фиг. 16_{18}).

От момента X угол кручения:

$$\theta_1=\frac{Pl^2}{16\cdot EJ}\cdot$$

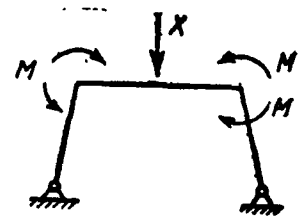
От момента M — угол кручения

$$\theta_2 = -\left(\frac{M \cdot l}{3EJ} + \frac{M \cdot l}{6EJ}\right) = \frac{Ml}{2EJ},$$

здесь l — ширина толи.

Выполним условие $\theta_1 = \theta_2$, откуда:

$$M_{xy} = -\frac{Pl}{8} = \frac{616 \cdot 44}{8} \approx -3380 \text{ кгсм}.$$



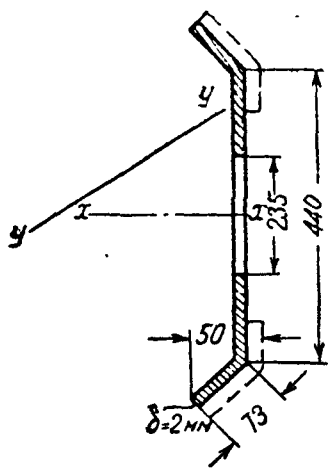
Фиг. 16_{18}.

Модуль сечения моторной толи (фиг. 17_{18}) рассмотрим без усиления накладками для простоты расчета, как модуль прямоугольника, что будет в сторону прочности:

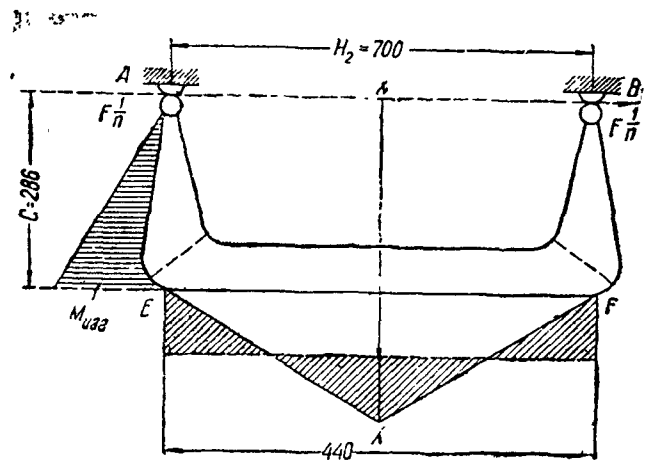
$$W = \frac{BH^3 - bh^3}{6H} = \frac{0{,}2 \cdot 44^3 - 0{,}2 \cdot 23{,}5^3}{6 \cdot 44} = 5{,}44 \text{ см}^3.$$

Напряжение изгиба стенки — 620 кг/см^2.

В действительности оно будет меньше, так как стенки усиливаются сзади кольцом 5×40 мм^2 при внешнем диаметре в 400 мм.



Фиг. 17_{18}.



Фиг. 18_{18}.

Верхняя и боковая стороны рамы.

Подсчет стержней рамы ведем в двух плоскостях: в верхней $ABEF$ и боковой $AEGC$ (фиг. 18_{18} и 19_{18}).

Момент, изгибающий в xy элемент BF или AE, будет:

$$M = 15 \cdot 28{,}3 = 437 \text{ кгсм}.$$

В плоскости zx определены вертикальные силы $A = 215$ кг и соответствующий момент $M_y = 215 \cdot 28{,}3 = 6150$ кгсм.

Сила тяги за счет эксцентриситета дает дополнительный изгибающий момент, наибольшая величина которого для нижней ноги CG будет $M_э = 16 \cdot 50{,}0 = 800$ кгсм; величина его действует обратно моменту $M_y = 123 \cdot 28{,}3 = 3500$ кгсм; следовательно, элемент будет изгибаться моментами $3500 - 800 = 27500$ кгсм.

Для верхнего элемента AE:

$$M_э = 30 \cdot 27 = 810 \text{ кгсм},$$

$$M_{изг} = 6150 - 810 = 5340 \text{ кгсм}.$$

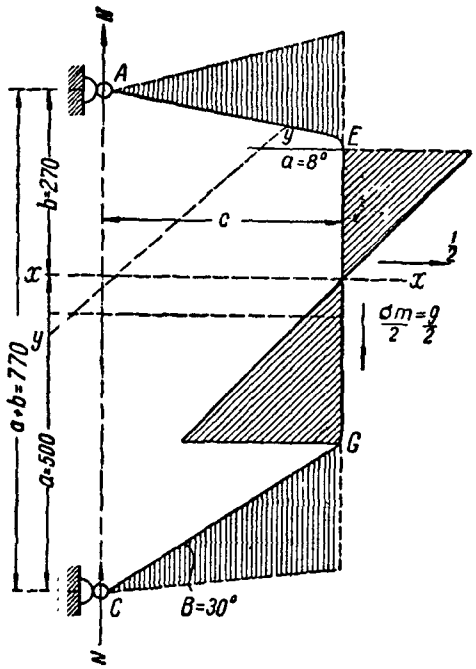
Наибольший суммарный момент на ногу AE:

$$V_{max} = \sqrt{M_y^2 + M_{изг}^2}.$$

Ввиду того, что эта формула применима только к круглому сечению, расчет ноги AE ведется раздельно по $M_{изг}$ и $M_{круч}$.

Модуль составляем для треугольного сечения (фиг. 20_{18}) элемента относительно его центра тяжести:

$$1 = \frac{1}{36}(bh^3 - b_1h_1^3) = \frac{1}{36}\left(\frac{16{,}9 \cdot 2 \cdot 5^3}{36} \cdot \frac{16{,}5 \cdot 2{,}1^3}{36}\right) = 3{,}1 \ см^4.$$



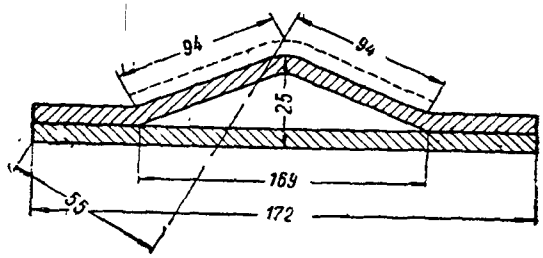
Фиг. 19_{18}.

$$W = \frac{1}{\frac{2}{3}h} = \frac{3{,}1}{1{,}67} = 1{,}88 \ см^3.$$

Напряжение изгиба:

$$\kappa_b = \frac{5340}{1{,}88} = 2840 \ кг/см^2.$$

Запас прочности $\Phi \approx \frac{5000}{2840} \approx 1{,}8$.



Фиг. 20_{18}.

В действительности напряжение будет меньше, так как в рабочем положении оси повернуты в сторону наибольшей жесткости.

Узел фюзеляжа

Из диаграммы сил (фиг. 14_{18}), действующих в узлах фюзеляжа, видно, что профиль рамы находится под влиянием компонентов веса — 215 *кг* и тягового усилия — 200 *кг*.

Из условия смятия профиля суммарной силой:

$$R = \sqrt{215^2 + 200^2} = 294 \ кг,$$

определим потребную площадь болтов:

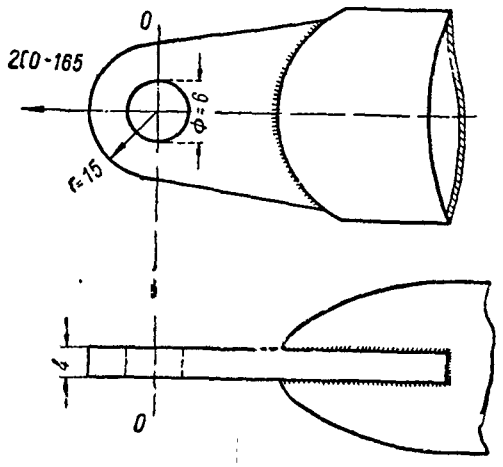
$$n \cdot 2f_{см} = \frac{294}{45} = 6{,}5 \ мм^2,$$

где площадь смятия — $f_{см} = d \cdot 0{,}8$.

Отсюда:

$$n \cdot d = \frac{6{,}5}{2 \cdot 0{,}8} = 44 \ м.$$

Стык обеспечен тремя болтами (5 *мм* каждый) из-за конструктивных соображений данного узла, который дополнительно воспринимает через косынку подъемное усилие верхних плоскостей.



Фиг. 21_{18}.

Лапа штырей, несущих моторную установку, образована заваркой в трубу 4-миллиметровой пластинки. Напряжение ее на разрыв в сечении 00 (фиг. 21_{18}):

$$z = \frac{294}{(30-6)\cdot 4} = 3{,}1 \ кг/мм^2.$$

Смятие узла равно $\frac{294}{6{,}4} = 12{,}2 \ кг/мм^2$, что дает для стали *М* четырехкратный запас прочности.

435

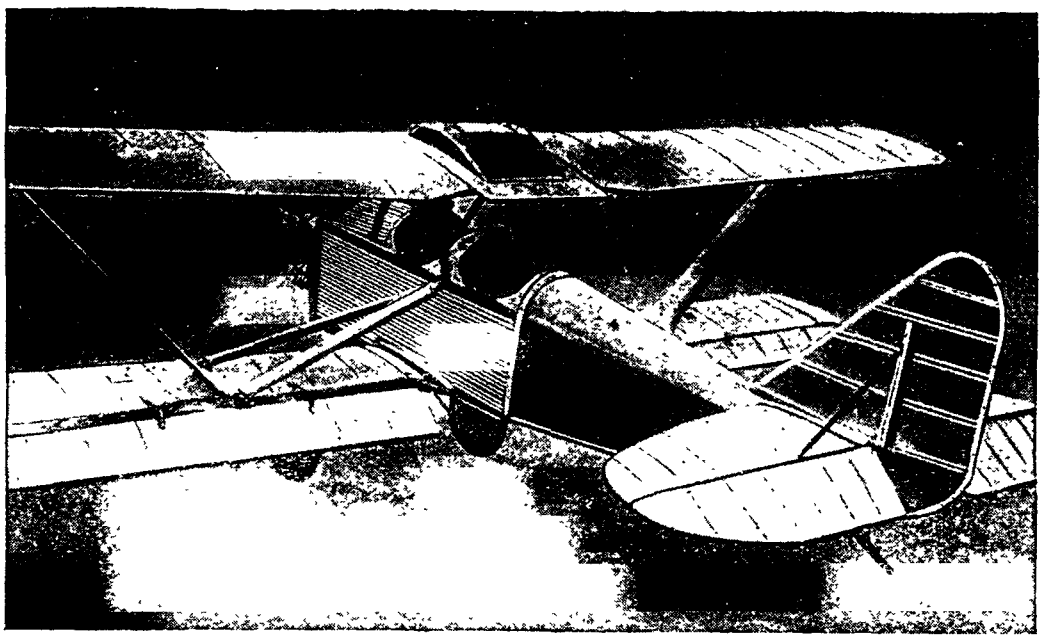
СКБ "Вулкан-Авиа"

ГЛАВА 19

ОПЕРЕНИЕ САМОЛЕТА

§ 1_{19}. НАЗНАЧЕНИЕ И ФОРМА ОПЕРЕНИЯ

Органы хвостового оперения — стабилизатор и киль — служат для сообщения самолету устойчивости продольной и устойчивости пути; соединенные же с ними подвижные поверхности — рули высоты и поворотов — для сообщения самолету управляемости около осей *YY* и *ZZ*.



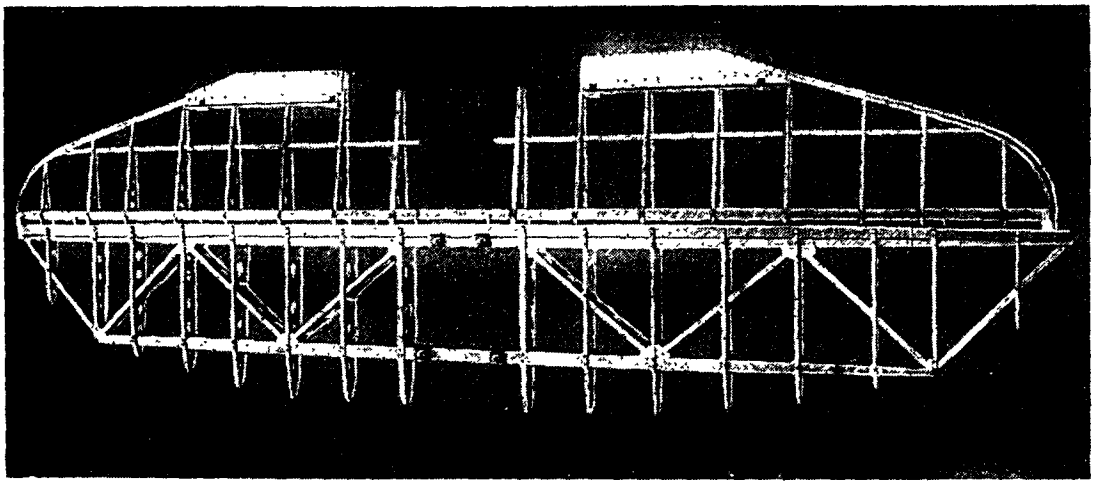
Фиг. 1_{19}.

Площадь горизонтального оперения в среднем равна $12^0/_0$ несущих поверхностей, а площадь вертикального — $8 — 9^0/_0$.

Форма в плане. Очертание оперения в плане отличается большим разнообразием, но основными типами контура оперения являются. эллиптический, прямоугольный и треугольный.

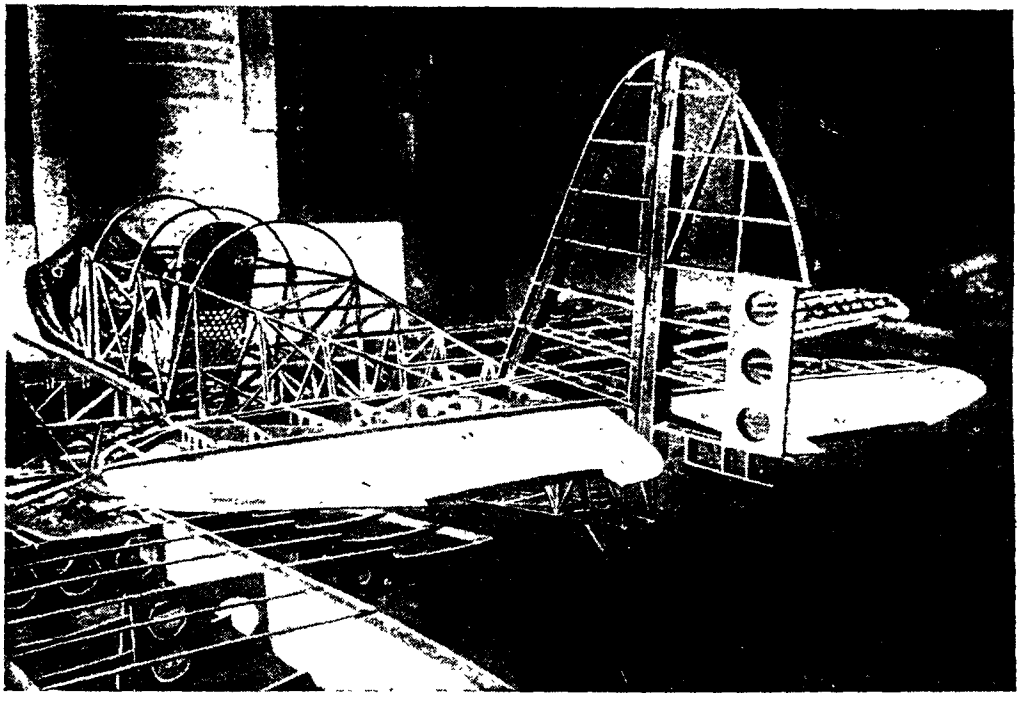
На рисунке (фиг. 1_{19}) представлено хвостовое оперение легкого самолета „Иградо-3 Б/М". Его стабилизатор и руль глубины имеют эллиптическую форму, а вертикальное оперение приближается к треугольному очертанию.

Самолет „АТ-I“ имеет горизонтальное оперение прямоугольной формы с закругленными концами (фиг. 2_{19}). На фиг. 3_{19} показан монтаж хвостового оперения самолета „АТ-I“.



Фиг. 2_{19}.

Эффективность оперения зависит от его удлинения и от расположения, по отношению к потоку. Так, при выходе из штопора вертикальное оперение формы *a* гораздо выгоднее формы *b* (фиг. 4_{19}) благодаря тому

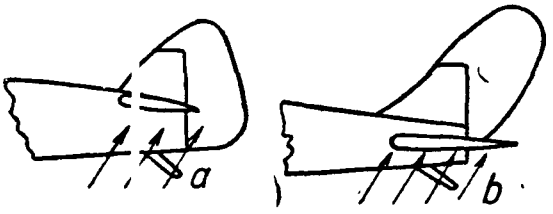


Фиг. 3_{19}.

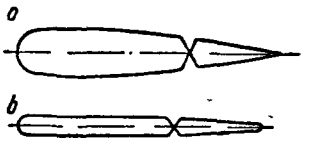
что при штопоре воздух набегает на оперение в направлении, показанном стрелками; при оперении *b* весь руль направления и киль оказываются затененными стабилизатором, благодаря чему самолет не слушается ножного управления. Значительное уширение нижней части руля направления,

наблюдаемое в последнее время, как-раз объясняется стремлением улучшить выход самолета из штопора.

Профиль оперения. Так как оперение должно одинаково работать как при положительных, так и при отрицательных углах атаки, то для него обычно применяются симметричные профили. Но наряду с этим изредка и теперь встречаются оперения с профилем плоской пластинки, закругленной по краям (фиг. 5_{19}). Такой профиль хуже хорошего симметричного. В неко-



Фиг. 4_{19}.



Фиг. 5_{19}.



Фиг. 6_{19}.

торых случаях, при необходимости иметь постоянно действующую в какомлибо направлении силу давления воздуха, конструктор предпочитает получить ее не с помощью соответствующей установки стабилизатора, а выбором для него несимметричного профиля, например такого, какой дан на фиг. 6_{19}.

§ 2_{19}. ПОДЪЕМНЫЙ МЕХАНИЗМ СТАБИЛИЗАТОРА

Для существующих самолетов площадь руля высоты составляет в среднем 35—45% площади всего горизонтального оперения. При столь значительных рулях действие воздуха при отклонениях их естественно вызывает большое давление на ручку; борьба с этим требует ряда мероприятий.

Первым из них является такое крепление стабилизатора, которое позволяет варьировать угол его установки в полете, изменяя этим и угол атаки стабилизатора; последнее дает возможность летчику переносить нагрузку с руля высоты на стабилизатор.

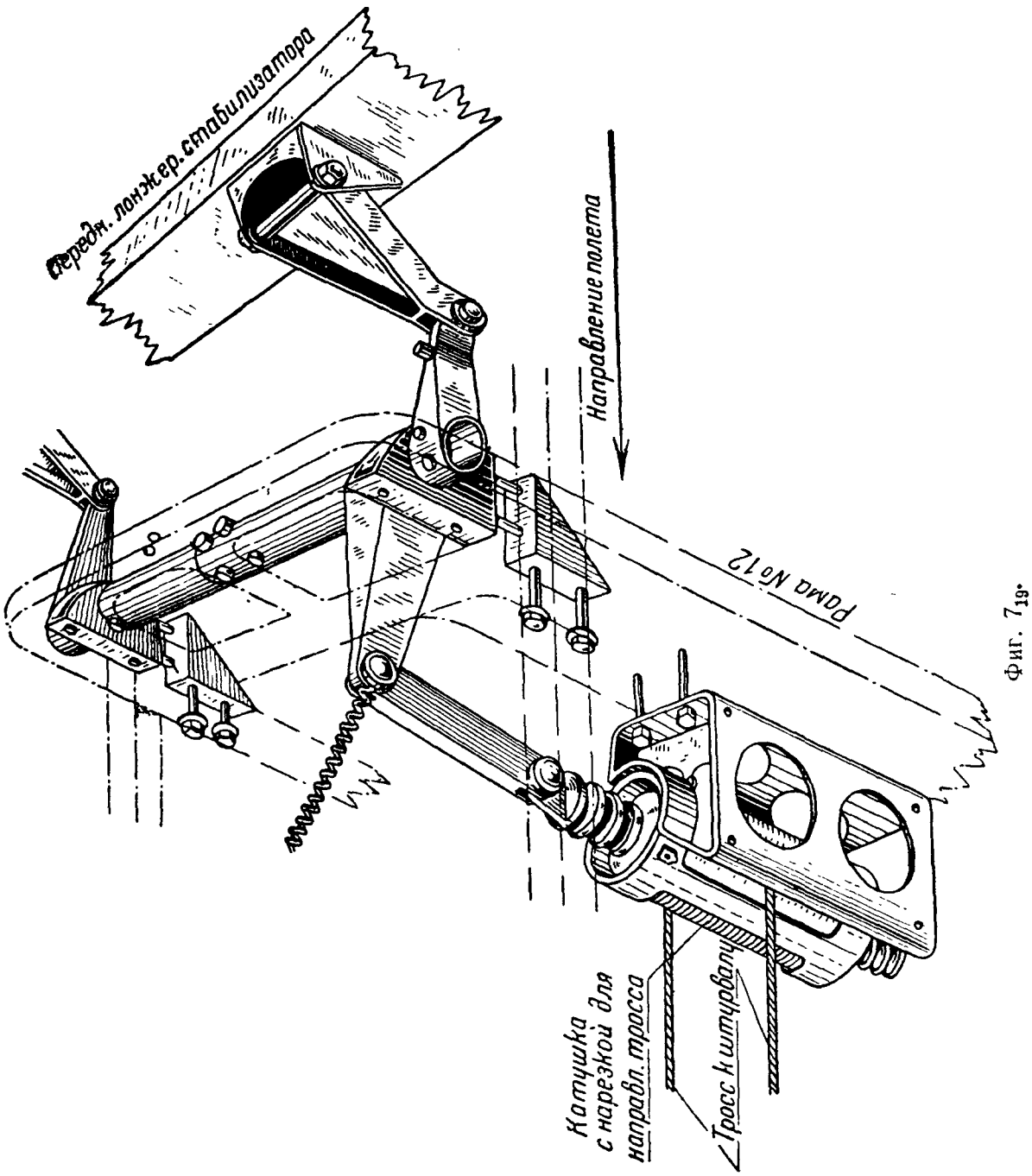
Механизмы перемены угла атаки стабилизатора в полете весьма различны. Они обычно сводятся к подъему его заднего лонжерона при вращении оперения вокруг точек крепления к фюзеляжу переднего лонжерона или, наоборот, к подъему переднего лонжерона, при неизмененном положении по высоте заднего. На рисунках (фиг. 7_{19} и 8_{19}) приведены конструкции подъемного механизма переднего лонжерона.

Конструкция, показанная на фиг. 7_{19}, основана на применении муфты-гайки с квадратной нарезкой, вращающейся с помощью троса, проведенного в кабину летчика. При вращении муфта подымает или опускает трубу с квадратной нарезкой, соединенную с лонжероном стабилизатора. Описанная конструкция широко распространена. Ее некоторым недостатком является применение тросов, требующих специального надзора, а достоинством — простота и менее быстрое появление люфтов от продолжительной работы.

Конструкция, данная на фиг. 8_{19}, была впервые применена на самолетах фирмы „Фоккер". Она имеет жесткую (с помощью труб) передачу от кабины летчика к червяку с квадратной резьбой. Вращение червяка вызывает перемещение вдоль него муфточки, шарнирно связанной с одной половиной углового качающегося рычажка; другая половина последнего соединяется также шарнирно с лонжероном стабилизатора. Слабым местом кон-

струкции является трудность борьбы с легким возникновением люфтов в многочисленных шарнирных соединениях.

На фиг. 9_{19} дан чертеж управления стабилизатором самолета „АНТ-3". Здесь штурвал y через зацепление p вращает трубу x, B и червячный



Фиг. 7_{19}.

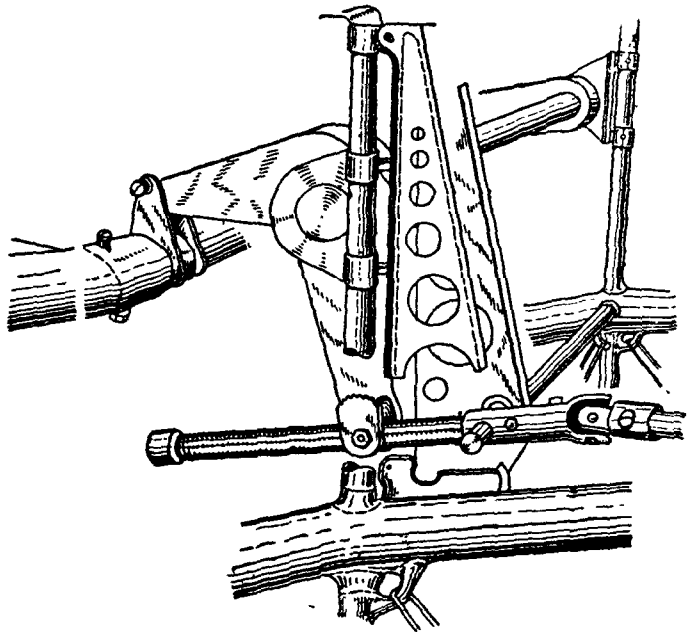
привод подъемников $Ц$. Рычаг E соединен в шарнире $Ж$ с лонжероном стабилизатора, который поворачивается около точки O.

На фиг. 9_{19}, A показано сцепление маховичка с трубой; B — детали червяка.

Кроме приведенных типов механизмов перемены угла атаки стабилиза-

тора, встречаются и такие, которые позволяют менять угол его установки только на земле, что конечно гораздо менее ценно.

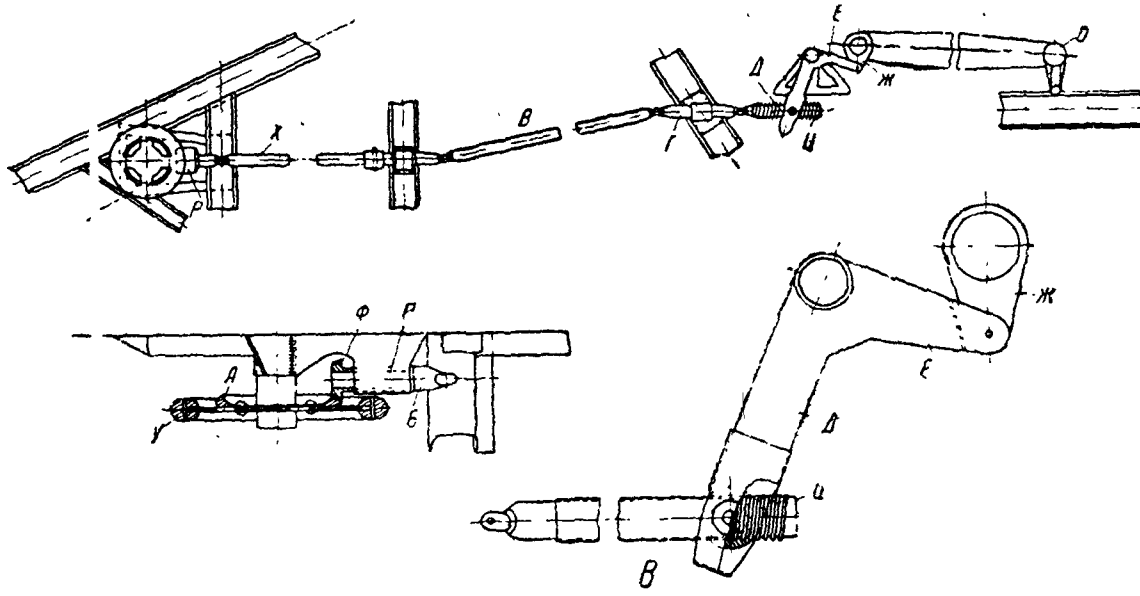
Для многомоторных самолетов, у которых остановка бокового мотора вызывает стремление аппарата заворачивать в сторону, конструируются механизмы, меняющие угол установки киля и разгружающие таким образом руль направления. В самолетах гигантах, типа „Максим Горький", ввиду значительных усилий на оперение применяют электрический привод от электромотора, питаемого от центрального аккумулятора.



Фиг. 8_{19}.

§ 3_{19}. КОМПЕНСАЦИЯ РУЛЕЙ

Стабилизатор с переменным установочным углом уничтожает давление на ручку при уравновешивании самолета в том или другом режиме полета; сам же переход на новый режим, производящийся отклонением руля, может потребовать от летчика значительных усилий, уменьшение которых очень важно. Последнее производится так называемой компенсацией рулей.

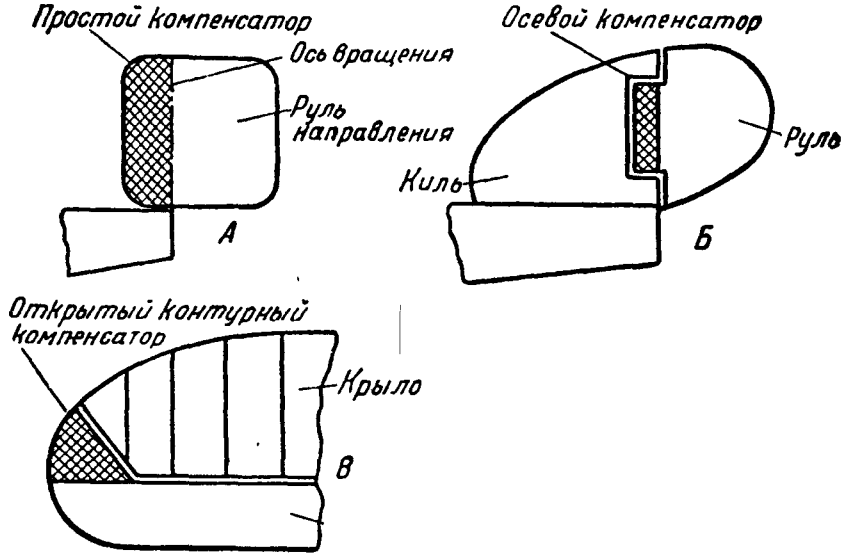


Фиг. 9_{19}.

На фиг. 10_{19} дана общепринятая компенсация, называемая наружной, или роговой, основанная на том, что давление воздуха на небольшой выступающий за ось участок руля создает момент, облегчающий поворот руля (вместе с этим уменьшается и кручение лонжерона руля).

Величина площади руля, находящегося впереди оси его вращения, обычно колеблется в пределе 12—15% площади всего руля.

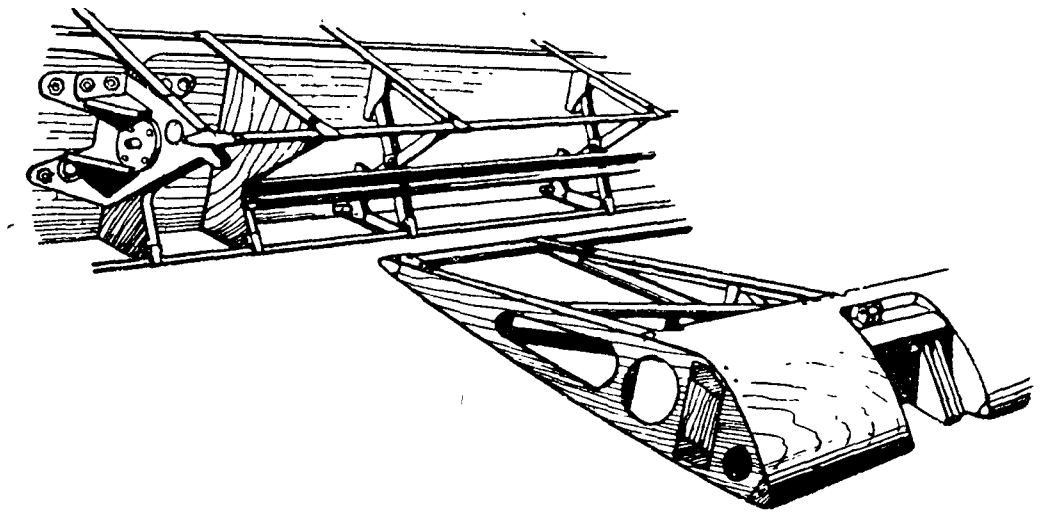
Несколько реже встречается компенсация для элеронов типа „Фриз" (в нашей номенклатуре называемая внутренней, или осевой—см. фиг. 11_{19}).



Фиг. 10_{10}.

Принцип действия ее сводится к тому, что ось вращения руля приближается к центру давления на руль и таким образом величина момента уменьшается.

При такой компенсации площадь руля, находящаяся впереди оси вращения, обычно равна 20—30% площади всего руля.

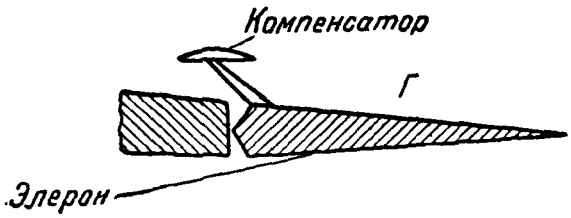


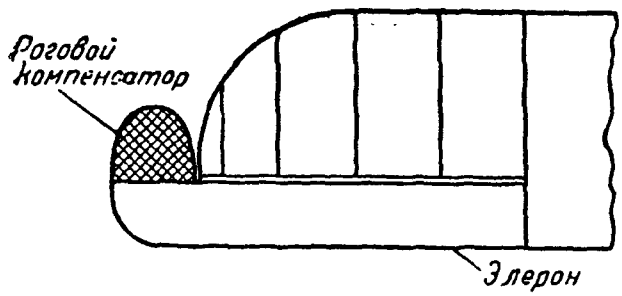
Фиг. 11_{19}.

На самолетах „Дорнье-Валь" применен оригинальный компенсатор (фиг. 12-$Г_{19}$).

На гигантской летающей лодке „Дорнье-ДОХ" применен приведенный тип компенсации, причем в полете, не поворачивая руля высоты, возможно путем отдельной передачи менять угол атаки крылышка в пределах 8°,

уравновешивая целиком момент от руля моментом крылышка. Такая конструкция позволила вовсе отказаться от применения на самолете стабилизатора с переменным в полете углом атаки, механизм которого, принимая во внимание размеры гидросамолета, был бы весьма громоздким и сложным.

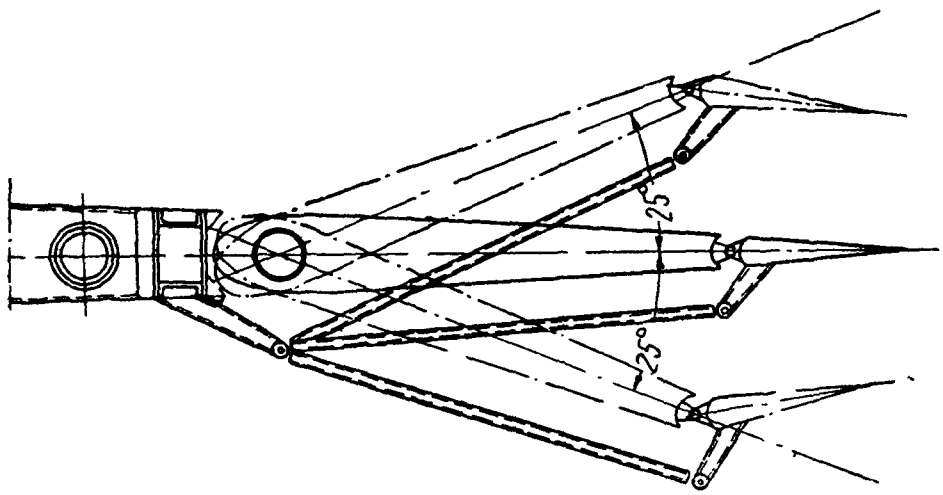




Фиг.. 12_{19}

Необходимо отметить, что хорошее действие компенсации имеет место при отклонении руля на 10—15°; при больших отклонениях давления на ручку начинают быстро расти.

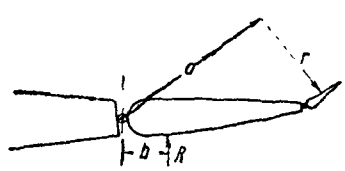
Исключение составляет внутренняя компенсация, при которой хорошее компенсирование имеет место при отклонениях руля до 20°. Такая компенсация при наличии руля с малой глубиной может дать отличные результаты даже у больших аппаратов, как например на самолете „Юнкерс Г-38", весом 21 *т*.



Фиг. 13_{19}.

§ 4_{19}. РУЛИ ФЛЕТНЕРА

На фиг. 13_{19} показана компенсация Флетнера, примененная на самолете АТ-1. Она состоит в том, что летчик, стремясь повернуть руль влево, поворачивает маленький рулек (фиг. 14_{19}), укрепленный на ребре обтекания нормального руля, в обратную сторону, испытывая незначительное давление на ручку в силу малой площади добавочного руля; при этом возникает небольшая сила *r*, вращающая руль до тех пор, пока момент $r \cdot a$ не станет равен моменту $R \cdot b$.



Фиг. 14_{19}.

Поскольку сила *R* значительно больше силы *r*, самолет будет поворачивать согласно отклонению

всего руля, давление же на ручку окажется незначительным, ввиду малости силы *r*. Такой принцип управления рулем предложен Флетнером и широко распространен на морских судах.

Аналогичная компенсация применена на французском 3-моторном самолете „Девуатин 332", на итальянском бомбардировщике „Капрони 90" с полетным весом 35 *m*.

Добавочный рулек межет быть вынесен на некоторое расстояние от главного руля и сделан в виде самостоятельного крылышка.

У некоторых самолетов, как например „Спад 51" и „Спад 61", указанный выше маленький руль поворачивается лишь на земле. При этом он уничтожает давление на руль высоты только при одном определенном режиме полета. Такая конструкция по своему эффекту равносильна стабилизатору с переменным на земле установочным углом и применяется в тех случаях, когда стабилизатор установочного угла не имеет.

На некоторых английских многомоторных самолетах добавочный руль укреплен сзади руля направления. При остановке одного из моторов путем специального механизма этот рулек устанавливается в положении, необходимом для такого отклонения главного руля, при котором прямолинейный полет самолета будет иметь место без необходимости силой ноги летчика удерживать руль направления.

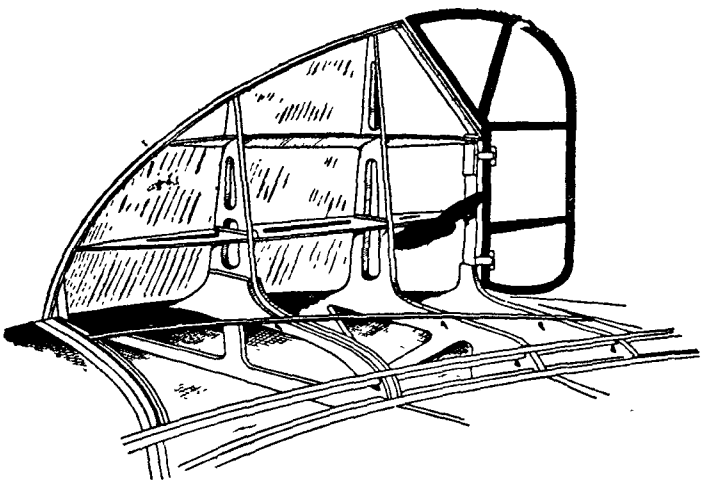
§ 5_{19}. КОНСТРУКЦИЯ ОПЕРЕНИЯ

Горизонтальное и вертикальное оперение подобно по своей конструкции крыльям: оно также состоит из лонжеронов, нервюр, распорок и расчалок. Они делаются из дерева, дюраля и стали.

Различают следующие виды оперения: расчалочное, подкосное и свободнонесущее.

При расчалочной системе ленты устанавливаются сверху и снизу, образуя 4-угольный контур если смотреть спереди.

При подкосной системе достаточной оказывается установка жестких тяг под лонжероном стабилизатора; при этом киль нередко поддерживается наклонными стойками.



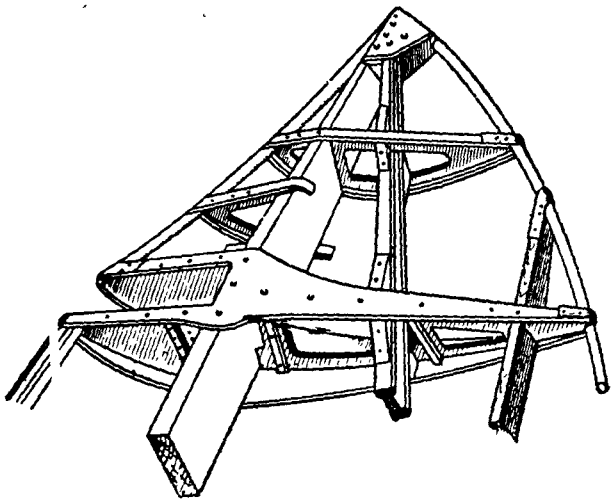
Фиг. $15a_{19}$.

Свободнонесущее оперение применяется в скоростных самолетах и требует для своего закрепления достаточно широкой базы в хвостовой части фюзеляжа.

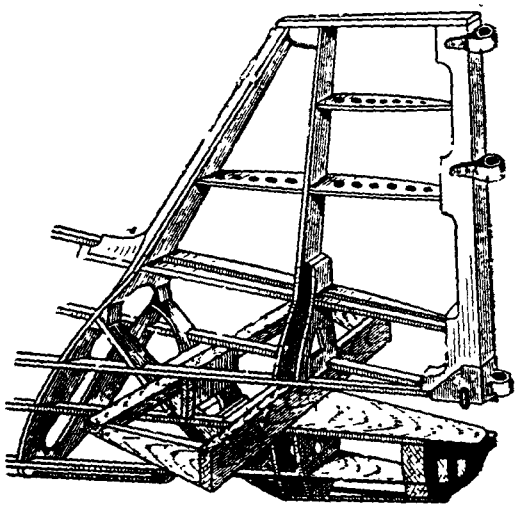
Конструкция рулей близка к конструкции крыльев. Особенно это заметно у стабилизаторов, имеющих передние и задние лонжероны, главные нервюры и расчалки, образующие горизонтальную ферму; они сообщают стабилизатору жесткость. У некоторых стабилизаторов отсутствует внут-

р нняя расчалка, и тогда передний лонжерон является вместе с тем ребром а аки.

Такое оперение применяется или у самолетов легкого типа (школьные, м ломощные), или в конструкциях сварных из стальных труб.

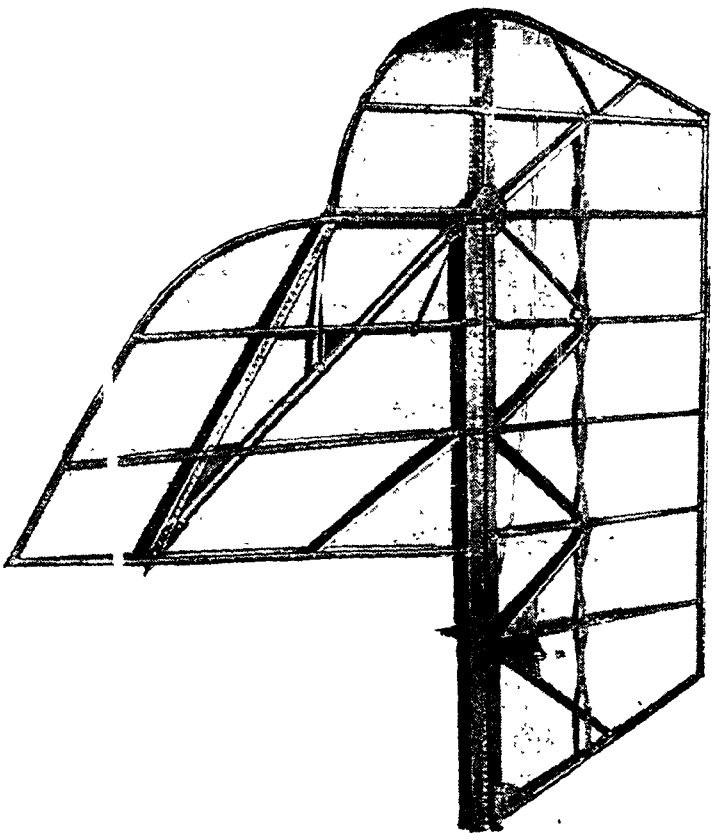


Фиг. $15б_{19}$.



Фиг. $15в_{19}$.

Конструкция рулей высоты и руля направления проще конструкции стаб лизатора. Рули имеют не два, а один лонжерон, к которому крепятся нерв оры. Жесткость рулей создается тем, что нервюры связываются друг с другом ребром обтекателя; кроме того в некоторых конструкциях руль высоты укреплен косо поставленными усиленными нервюрами, образующими ферму.



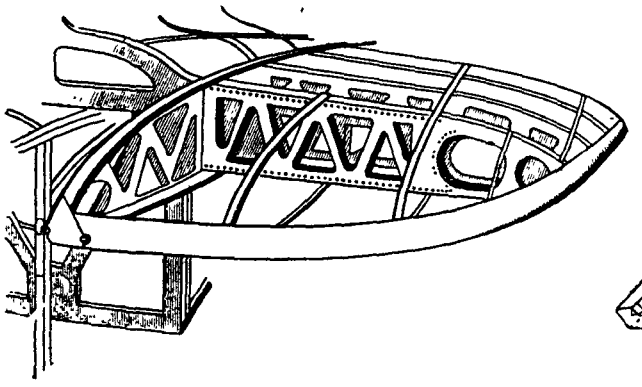
Фиг $16a_{19}$.

На фиг. 15_{19} и 16_{19} показан ряд горизонтальных и вертикальных оперений деревянной (15а, б, в) и дюралевой конструкции (фиг. 16*а, б, в*).

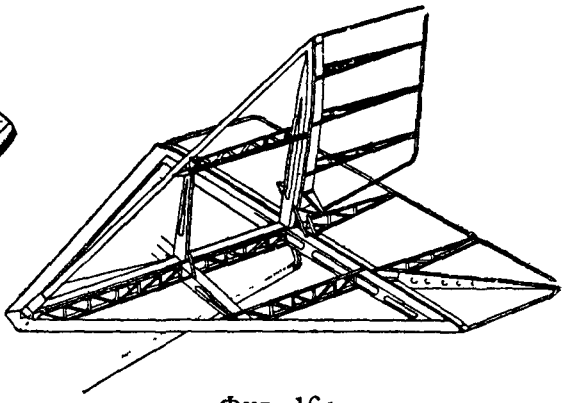
У дюралевых и стальных самолетов конструкция оперения по своим основным элементам аналогична деревянному оперению (фиг. $16a_{19}$).

Применение дюралюмина в оперении выгодно в весовом отношении, почему такое оперение часто встречается даже в деревянных самолетах (в этом случае оно всегда покрывается полотном).

При наличии металлического покрытия самолета оперение также покрывается листами или гофром дюралюмина; в этом случае надобность в нервюрах отпадает, так как их заменяет сам гофр. Такая конструкция применена у некоторых самолетов типа „Юнкерс". Лонжероны деревянных рулей



Фиг. $16б_{19}$.



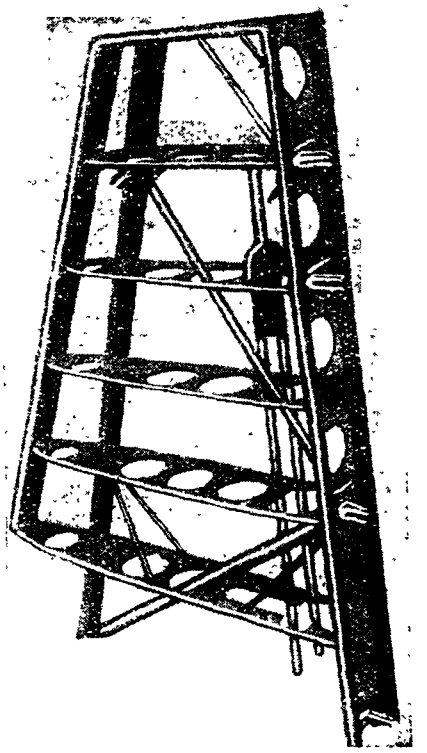
Фиг. $16в_{19}$.

высоты, рулей направления и элероны делаются двутаврового коробчатого сечения и одностенные.

У металлических элеронов и в конструкции лонжеронов оперения применяются трубы; иногда лонжероны склепываются из дюралюминовых профилей, образующих сечение, приближающееся к овалу или кругу.

Штампованные части оперения применяются во многих конструкциях иностранных самолетов.

На фиг. 17_{19} представлена конструкция киля самолета Кертисс „Керьер-Пижон II". Задний лонжерон киля отштампован в швеллерное сечение с дырами для облегчения; нервюра выполнена так же, как и в несуших поверхностях этого самолета.



Фиг. 17_{19}.

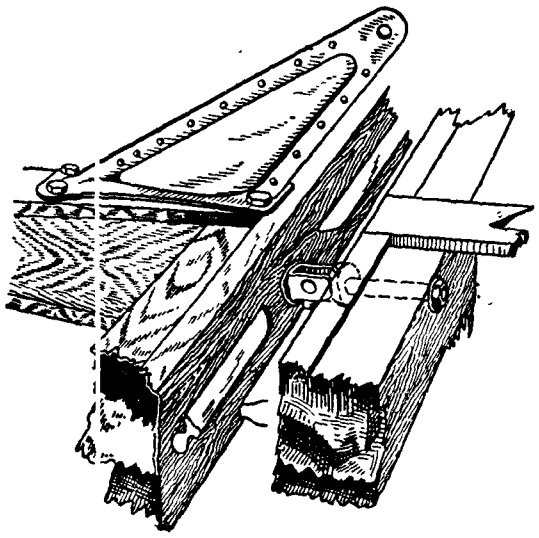
§ 6_{19}. РЫЧАГИ РУЛЕЙ

Важной деталью каждого руля являются рычаги, или кабанчики, с помощью которых руль поворачивается. В зависимости от того, осуществляется ли поворот кабанчика жесткой тягой, или с помощью тросов, рычаг помещается на внешней и внутренней, или только на одной стороне руля.

С точки зрения кручения выгодно, чтобы кабанчики были размещены посредине лонжерона руля, однако это удлиняет проводку управления элеронами, почему и встречается размещение кабанчиков и в начале лонжерона элерона. У руля направления кабанчик обычно помещается в нижней части, примыкающей к фюзеляжу, а в скоростных самолетах он устанавливается внутри фюзеляжа.

Размещение кабанчика внутри фюзеляжа выгодно как с аэродинами-

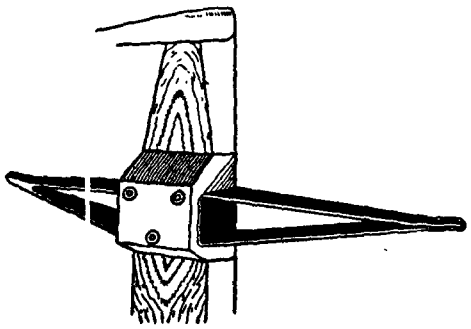
ческой точки зрения (уменьшение лобового сопротивления), так и с точки зрения упрощения конструкции. Вместе с тем при этом увеличивается скручивание лонжеронов руля высоты, так как рычаги справа и слева от плоскости симметрии заменяются одним.



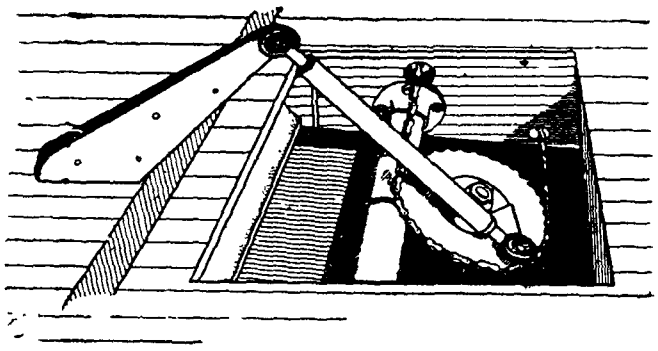
Фиг. 18а$_{19}$.

Рычаги на лонжероне руля высоты и элеронов должны быть помещены так, чтобы сумма углов, образованных тросами управления и линиями, соединяющими оси вращения руля с точками крепления тросов к кабанчикам, была равна 180°. Обычно при среднем положении рулей указанные выше углы имеют 90°. Несоблюдение приведенного условия вызывает при поворотах рулей неравномерное натягивание тросов.

На фиг. 18a_{19} приведена конструкция клепаного рычага. Клепаный кабанчик имеет овальное поперечное сечение, склепан из листового дюралюмина и присоединен к лонжерону руля болтами. Кабанчик сделан из ли-



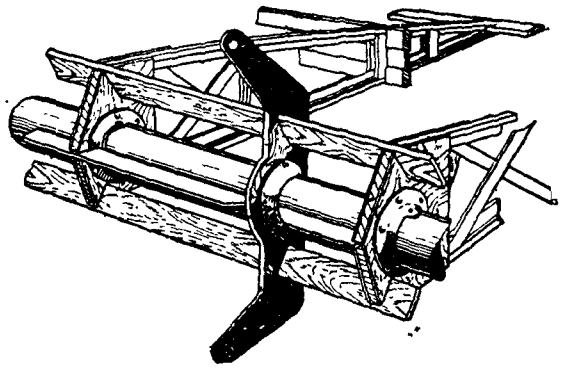
Фиг. 18б$_{19}$.



Фиг. 19а$_{19}$.

стовой стали и присоединен к трубчатому лонжерону посредством муфты и конических болтов.

Различные конструктивные варианты рычагов, принятых в самолетостроении, даны на фиг. 18a_{19}, *б*, *в*. На фиг. 19a_{19} показан рычаг дифференциального элерона, а на фиг. 19$б_{19}$ — секторный рычаг.



Фиг. 18в$_{19}$.

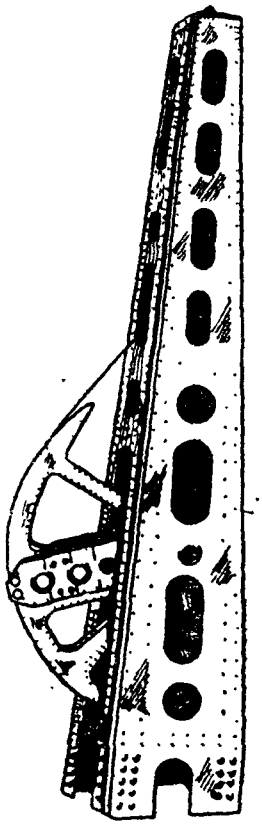
§ 7$_{19}$. ШАРНИРЫ

Шарниры, на которых вращаются рули, играют в конструкции самолета немаловажную роль. Во-первых, при наличии большого трения в шарнирах неизбежным является тугое управление рулями; во-вторых, при большом трении или малой поверх-

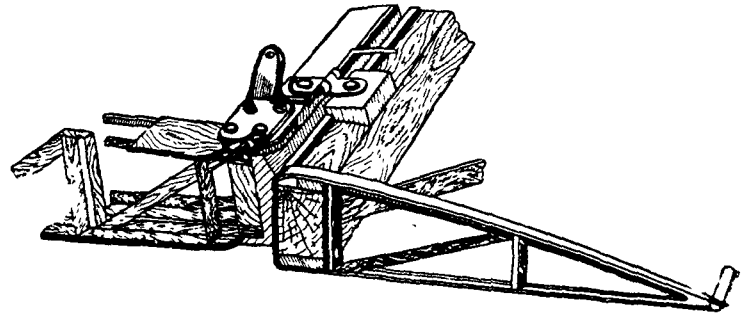
ности трущихся деталей у них после непродолжительной эксплоатации самолета образуются, вследствие износа, люфты.

Конструкция различных шарниров дана на фиг. $20a_{19}$, б, в.

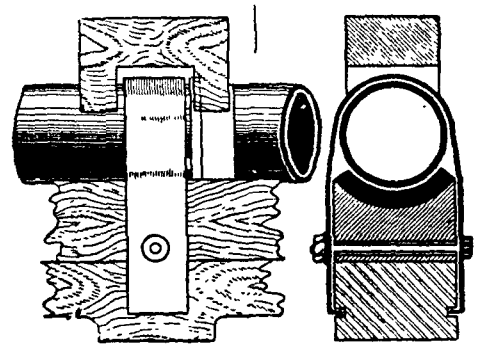
Особенно часто применяются шарниры, представляющие собою точеную вилку и лопаточный болт



Фиг. $19б_{19}$.



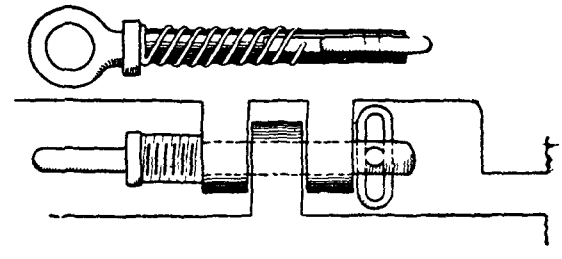
Фиг. $20a_{19}$.



Фиг. $20б_{19}$.

с валиком. Шарнир, петли которого приварены к трубкам, обязательно требует, чтобы палец, входящий в петли, был из более мягкого материала или чтобы петли вставлялись в специальные бронзовые втулки. В противном случае разработка отверстий в петлях потребует ремонта всего оперения.

Следует отметить простую конструкцию подвески рулей, принятую в некоторых советских самолетах (фиг. $21a_{19}$, *б*).

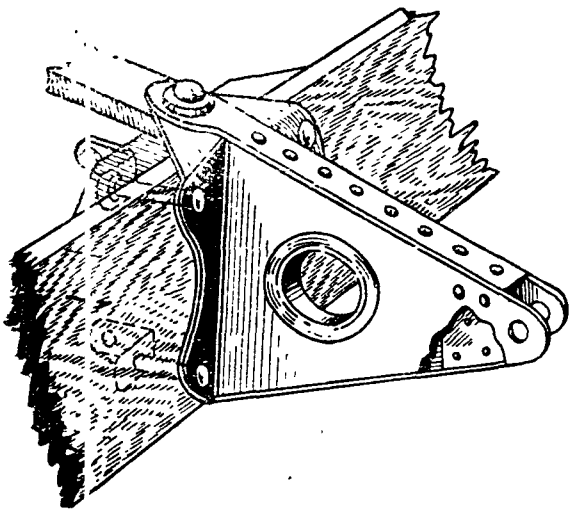


Фиг. $20в_{19}$.

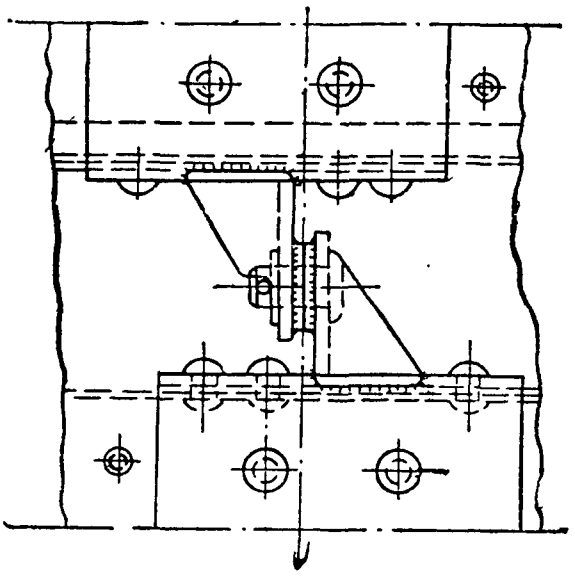
В последнее время с целью облегчения управления широко применяются в шарнирах рулей шариковые подшипники. Если рули самолета имеют внутреннюю компенсацию, подобную показанной на фиг. 11_{19}, то ось вращения руля должна быть отнесена внутрь от его ребра атаки. При этом необходимо применение специальных кронштейнов. Эти кронштейны крепятся или на добавочном лонжероне, или делаются настолько длинными, что даже при узком элероне крепятся все же к главному лонжерону.

Если рули не имеют внутренней компенсации, то с аэродинамической точки зрения является крайне выгодным перекрывать щель, образующуюся между стабилизаторами и рулем или между крылом и элероном. В первом случае щель прикрывается гибкой пластинкой (дюралюминовой или полот-

няной на каркасе), во втором—перекрытие достигается соответствующими формами лонжеронов.

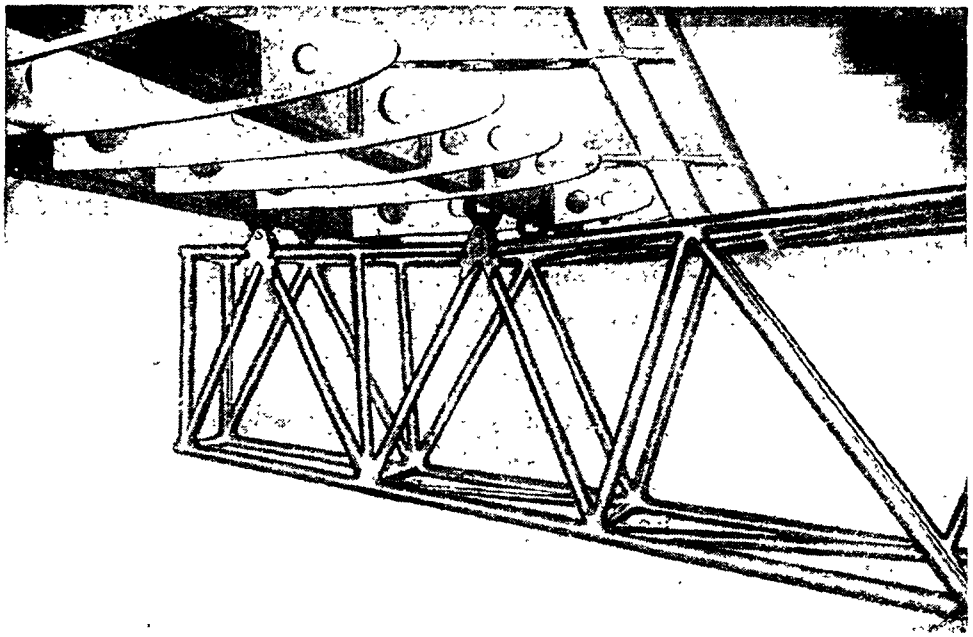


Фиг. $21а_{19}$.



Фиг. $21б_{19}$.

Шарнирное крепление горизонтального оперения выполняется в четырех точках при свободнонесущей системе его; в шести точках крепление выполняется при расчалке у заднего лонжерона; в восьми точках при подкосах у переднего и заднего лонжеронов.



Фиг. 22_{19}.

На фиг. 22_{19} видны сварные узлы установки стабилизатора на самолете АТ-1,

СКБ "Вулкан-Авиа"

ГЛАВА 20

РАСЧЕТ ОПЕРЕНИЯ

§ 1_{20}. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

1. Горизонтальное хвостовое оперение. Нагрузка должна получаться из рассмотрения статического равновесия самолета для случаев полета A, B, C, D по формуле:

$$P = f \cdot \frac{M'}{l}, \qquad 1_{20}$$

где M' — момент самолета относительно его центра тяжести, получаемый из продувки модели всего самолета без хвостового оперения;

l — расстояние от центра тяжести самолета до центра давления оперения; если $l > 1{,}5\, t_{ср}$, его разрешается брать как расстояние от центра тяжести самолета до оси шарниров рулей высоты;

f — коэфициент надежности.

Таким образом P определяется по формулам, в случаях A, B и D:

$$P = \frac{C_m' \cdot n \cdot G}{C_y} \cdot \frac{l'}{l}, \qquad 2_{20}$$

где C_m' — коэфициент момента по продувке для угла атаки соответствующего случая,

n — перегрузка норм,

C_y — берется для угла атаки соответствующего случая,

l' — плечо, к которому отнесен C_m' при продувке.

В случае C:

$$P = 2 \cdot \frac{C_m' \rho S \cdot V^2 \cdot l'}{l}, \qquad 3_{20}$$

где V — скорость, соответствующая случаю $C_к$.

В случае B, кроме того, к нагрузке P прибавляется за счет грубости управления разрушающая нагрузка ΔP_B, определяемая по формуле:

$$\Delta P_B = 0{,}019 \cdot V_B^2 S_{г.о}, \qquad 4_{20}$$

$$V_B^2 = 2{,}5 \cdot \frac{n_B \cdot G}{C_{y\max} \cdot \rho S},$$

где n_B — перегрузка крыльев в случае $B_к$,

V_B — скорость в случае $B_к$ в *м/сек*,

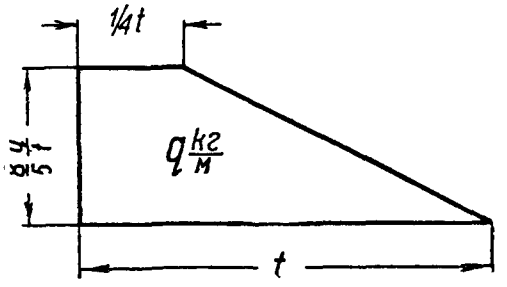
$S_{г.о}$ — площадь всего горизонтального оперения.

Кроме того проверяется нагрузка случая полета в неспокойном воздухе по формуле:

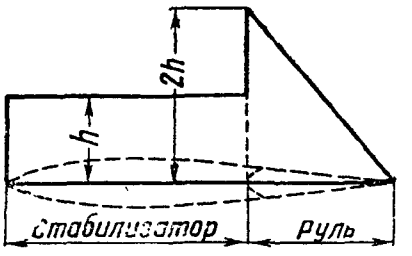
$$P = 3{,}34 \cdot V_{max} S_{г.о}, \qquad 5_{20}$$

где V_{max} — максимальная скорость горизонтального полета в *м/сек*.

Из всех случаев для проверки прочности выбирается наибольшая нагрузка.



Фиг. 1_{20}.



Фиг. 2_{20}.

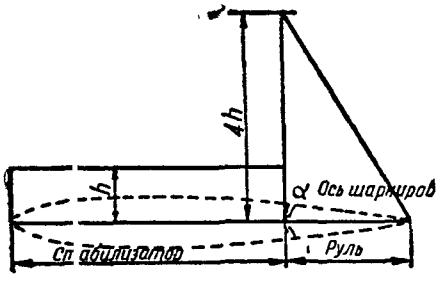
Меньше 180 *кг/м²* нагрузка не берется. Необходимо также учитывать силу от троса (тяги) управления.

При распределении нагрузки рассматриваются следующие случаи:

1 Неотклоненные рули. Распределение нагрузки не зависит от типа компенсации. Распределение нагрузки по размаху стабилизатора и руля пропорционально их хордам (фиг. 1_{20}).

2 Отклоненные рули.

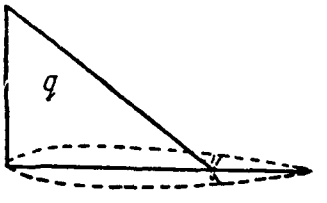
а) Руль без компенсации. По размаху распределение то же, что и в случае 1, по хорде, — как показано на фиг. 2_{20}.



Фиг. 3_{20}.

б) Руль с осевой компенсацией. По размаху распределение то же, что и в случае 1, по хорде — фиг. 3_{20}.

в) Руль с роговой компенсацией. Нагрузка распределяется, как указано в п. „а", причем на компенсаторе она распределяется аналогично стабилизатору; кроме того на всю площадь рогового компенсатора прибавляется равномерно распределенная нагрузка интенсивности $3h$ (следовательно суммарная интенсивность нагрузки на компенсатор равна $4h$); при этом общая нагрузка на оперение должна равняться P.



Фиг. 4_{20}.

3. Нагрузка стабилизатора при отклоненных рулях. Распределение нагрузки не зависит от типа компенсации. Распределение по хорде имеет вид, показанный на фиг. 4_{20} (рули не нагружены).

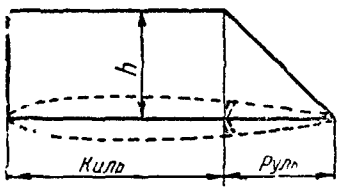
Распределение по размаху — пропорционально хорде стабилизатора, т. е. согласно формуле:

$$q = \frac{P}{S_{ст}} \cdot t_{ст}, \qquad 6_{20}$$

где q — погонная нагрузка,
$t_{ст}$ — хорда стабилизатора,
$S_{ст}$ — площадь стабилизатора.

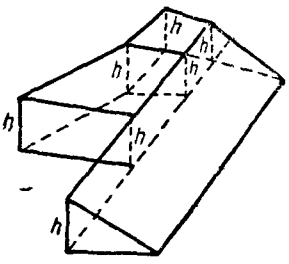
2. Вертикальное оперение. Нагрузка определяется по формуле:

$$P = 0{,}0454\, V^2_{max}\, S_{в.о},$$



Фиг. 5_{20}.

где $S_{в.о}$ — дано в кв. метрах,
V_{max} — в *м/сек*,
P — в килограммах, и проверяется для случая полета в неспокойном воздухе для самолета с $V_{max} < 192$ *км/ч* по формуле:



Фиг. 6_{20}.

$$P = 2{,}42 \cdot V_{max} \cdot S_{в.о}.$$

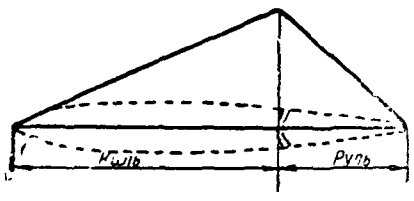
Для самолетов с нецентральным расположением моторов следует проверить случай остановки моторов с одной стороны, принимая за разрушающую — нагрузку от удвоенной тяги винта на месте.

Нагрузка на кв. метр, равная $\frac{P}{S_{в.о}}$, менее 120 *кг* не берется.

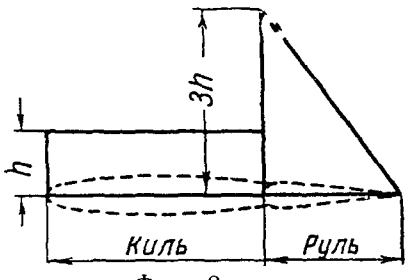
Необходимо также учитывать силу от троса, или тяги управления.

Распределение нагрузки производится применительно к следующим случаям:

1. *Неотклоненный руль.* Распределение по хорде (фиг. 5_{20}) независимо от типа компенсации. Распределение по размаху производится согласно фиг. 6_{20}, так что интенсивность нагрузки в любой точке киля (и рогового компенсатора) равна h *кг/м*^{2}; в любом сечении руля нагрузка равна h у передней кромки с падением по закону прямой до нуля у задней кромки. Все тело нагрузки должно равняться $P_{кг}$.



Фиг. 7_{20}.



Фиг. 8_{20}.

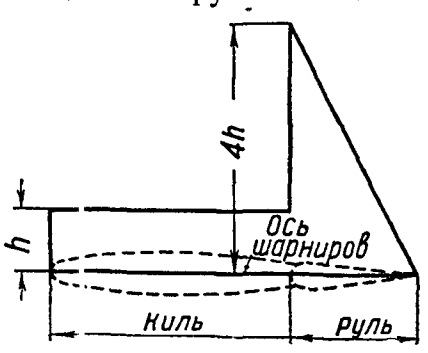
Для фигурных самолетов кроме того проверяется случай распределения нагрузки по фиг. 7_{20} (бочка).

2. *Отклоненный руль.*

а) Руль без компенсации. Распределение по хорде — см. фиг. 8_{20}. Распределение по размаху производится так, что интенсивность нагрузки в любой точке киля равна h; в любом сечении руля равна $3h$ у передней кромки с падением по закону прямой до нуля у задней кромки.

б) Руль с осевой компенсацией. Распределение по хорде —

см. фиг. 9_{20}. Распределение по размаху производится так, что интенсивность нагрузки в любой точке киля равна h; в любом сечении руля равна $4h$ у передней кромки с падением по закону прямой до нуля у задней кромки.



Фиг. 9_{20}.

в) Руль с роговой компенсацией. Распределение по хорде — см. фиг. 8_{20}. Распределение по размаху производится так, что интенсивность нагрузки в любой точке киля равна h; в любой точке рогового компенсатора равна $4h$, а в любом сечении руля равна $3h$ у передней кромки с падением по закону прямой до нуля у задней кромки.

§ 2_{20}. ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА

Пример 1. **Расчет горизонтального оперения**

Данные расчета

Полетный вес — 826 *кг*.
Площадь крыльев — 18 $м^2$.
Площадь оперения 3,2 $м^2$.
Площадь стабилизатора — 1,76 $м^2$.
Площадь руля — 46% от поверхности оперения = 1,44 $м^2$.
Конструкция — сварная из труб С-7180.
Размах оперения — 3,68 *м*.
Максимальная хорда оперения — 1,175 *м*.
Дужка — Мунка № 1; высота ее — 6% от хорды.
Расчет — по фиг. 10_{20}; расчалка на нервюрах № 4 2-го лонжерона.
Определяем нагрузку, приходящуюся на оперение по случаю $C_к$ в килограммах:

$$P = 2\frac{C_m' \rho \cdot S_к' \cdot V^2 \cdot l'}{l},$$

где c_m' — коэфициент момента по продувке для угла атаки соответственного случая,
ρ — плотность воздуха,
l — расстояние Ц. Т. самолета до оси шарнира рулей,
$''$ — хорда крыла,
S' — площадь крыла,
$'$ — скорость в случае $C_к$, определяемая по формуле:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{G}{\rho S \cdot C_x}};$$

здесь:

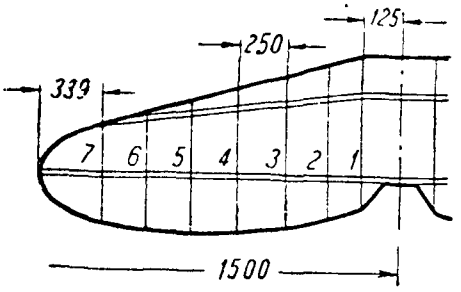
$$C_x = C_{x_{врд}} + C_{x_{кр}} + C_{x_{винт}}$$

$$C_{x_{кр}} = 0{,}0075$$

$$C_{x_{врд}} = 0{,}0145$$

$$C_{x_{винт}} = 0{,}005$$

$$C_x = 0{,}027$$



Фиг. 10_{20}.

тогда:

$$V_{\text{пик}} = \sqrt{\frac{826}{0{,}125 \cdot 18 \cdot 0{,}027}} = \sqrt{13600} = 116{,}5 \ м/сек.$$

$$P = 2\,\frac{0{,}032 \cdot 0{,}125 \cdot 18 \cdot 13\,600 \cdot 1{,}7}{3{,}79} = 880 \ кг.$$

Проверяем на случай *A*, *B*, *D*:

$$P = \frac{C_m' \cdot n \cdot G \cdot l'}{C_y \cdot l},$$

где C_m' — коэфициент момента при угле атаки данного случая,

n — перегрузка для случая *A*,

G — полетный вес самолета,

C_y — для данного случая берем для 18° по кривой Лилиенталя всего самолета.

Из сравнения полученных результатов расчетным оказался случай *C*.

Распределяем нагрузку на оперение согласно новым нормам прочности.

1) Неотклоненные рули

Нагрузка по фиг. 1_{20}.

Распределение нагрузки по размаху пропорционально хордам.

Усилия, приходящиеся на нервюры в 1-м случае.

Полная нагрузка равна сумме элементарных:

$$P' = \Sigma P_{\text{ст}} + \Sigma P_{\text{р}},$$

$440 = 336{,}4 + 104 = 440{,}4$ *кг* — нагрузка на одну половину оперения.

ТАБЛИЦА 1_{20}

№	$P_{\text{ст}}$ *кг*	$P_{\text{р}}$ *кг*
1	30,9	7,3
2	63,9	11,8
3	61,3	14,1
4	55	19,7
5	47,6	19,6
6	41	16,3
7	36,7	15,2
	336,4	104

Замечание I

Нагрузки от нервюр могут быть просто определены из геометрических соотношений по фиг. 1_{20}. Обозначив через $m = q\,\frac{3}{8t}$ ординату нагрузки по нервюре стабилизатора и через k ординату в шарнире руля, из подобия треугольников найдем:

$$\frac{k}{m} = \frac{t_{\text{р}}}{\frac{3}{4}t}, \qquad k = m\,\frac{4t_{\text{р}}}{3t}.$$

Тогда погонная нагрузка на руль равна площади треугольника $q_{\text{р}} = \frac{K \cdot t_{\text{р}}}{2}$, если $t_{\text{р}}$ — хорда руля; погонная нагрузка в любом сечении стабилизатора $q_{\text{стб}} = q_0 - q_{\text{р}}$, где $q_0 = \frac{P}{S_{\text{гор. оп.}}} \cdot t$ *кг/м* для всего горизонтального оперения.

2) Отклоненный руль

Распределение нагрузки по хорде — согласно фиг. 2_{20}.

Распределение по размаху стабилизатора и руля — пропорционально их хордам.

Для стабилизатора погонная нагрузка вычисляется по формуле (6_{20}):

$$q = \frac{P}{S_{\text{ст}}} \cdot t_{\text{ст}}.$$

Составляем таблицу нагрузок по нервюрам:

ТАБЛИЦА 2_{20}

№ п/п	$t_р'$ м	$a_р$ м	$S_р'$ м²	$t_{ст}'$ м	$a_{ст}$ м	$S_{ст}'$ м²	$P_р = h \cdot S_р'$	$P_{ст} = h \cdot S_{ст}'$
1	0,2	0,125	0,025	0,742	0,125	0,093	7	25,6
2	0,445	0,25	0,111	0,69	0,25	0,172	30,6	47,5
3	0,54	0,25	0,135	0,63	0,25	0,157	37,5	43,2
4	0,535	0,25	0,1325	0,558	0,25	0,139	36,5	38,3
5	0,49	0,25	0,123	0,49	0,25	0,122	33,8	33
6	0,42	0,25	0,105	0,423	0,25	0,106	28,9	29,2
7	0,265	0,399	0,09	0,28	0,399	0,095	24,7	26,2
Итого:			$\Sigma = 0{,}7215$;			$\Sigma = 0{,}884$;		$\Sigma = 242$ кг.

Примечание. a — расстояние между нервюрами $440 = h \cdot 0{,}7215 + h \cdot 0{,}884 = 1{,}6055\,h$;

$$P = h \cdot S_{ст} + \frac{2h \cdot S_р}{2}, \qquad h = \frac{440}{1 \cdot 6055} = 275 \text{ кг}.$$

Здесь P — общая нагрузка, получаемая из геометрических соотношений по фиг. 2_{20}.

3) Рули не нагружены

Вся нагрузка приходится на стабилизатор.

Рули не нагружены. По формуле 6_{20}:

$$q = \frac{P}{S_{ст}} \cdot t_{ст} = \frac{880}{1{,}76} \cdot t_{ср} = 500\,t.$$

Нагрузку по хорде распределим согласно фиг. 4_{20}. Нагрузка по размаху пропорциональна хордам; она дана в табл. 3_{20}.

Продолжив вычисления для всех семи нервюр оперения, в результате составим таблицы (4_{20}, 5_{20} и 6_{20}) усилий по лонжеронам в первом, втором и третьем случаях.

Вывод. Расчетный случай для 1-го лонжерона стабилизатора — третий случай.

Расчетный случай для 2-го лонжерона стабилизатора — второй случай.

Расчетный случай для руля — второй случай.

Расчет лонжерона руля при двух шарнирных опорах

Принимаем нагрузку на лонжерон руля — 199 кг по второму случаю.

Длина лонжерона — 171,5 см. Схема нагружения от воздушных сил представлена на фиг. 20_{20}.

Находим опорные реакции:

$$M_L = 28{,}6 \cdot 25 \pm 33{,}8 \cdot 50 \pm 36{,}5 \cdot 75 \pm 37{,}5 \cdot 100 \pm 30{,}6 \cdot 125 - A \cdot 125 \pm 7{,}4 \cdot 150 = 0;$$

$$A = \frac{715 \pm 1685 \pm 2740 \pm 3750 \pm 3820 \pm 1050}{125} = \frac{13760}{125} = 110 \text{ кг};$$

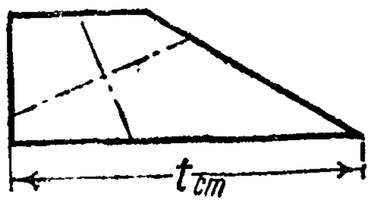
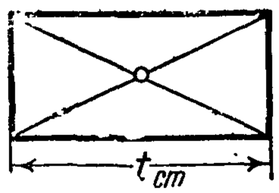
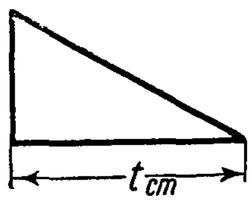
$$B = 199 - 110 = 89 \text{ кг}.$$

ТАБЛИЦА 3_{20}

№	Нервюры						
	1	2	3	4	5	6	7
$S'_{ст}$	0,093	0,172	0,157	0,139	0,122	0,106	0,095
P	46,5	86	78	69,5	61	53	47,5

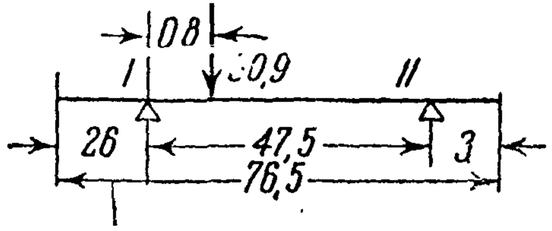
Стабилизатор

Распределение нагрузки по лонжеронам

1-й случай	*2-й случай*	*3-й случай*
 Фиг. 11_{20}. Центр давления взят по фиг. 10_{20}.	 Фиг. 12_{20}. Центр давления в середине нервюры.	 Фиг. 13_{20}. Центр давления на $^1/_3$ от начала балки.

СКБ "Вулкан-Авиа"

Нервюра № 1

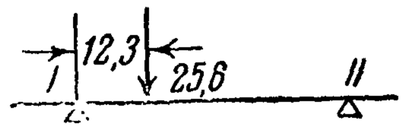


Фиг. 14_{20}.

$M_1 = 30{,}9 \cdot 0{,}8 - II \cdot 47{,}5 = 0,$

$II = \frac{30{,}9 \cdot 0{,}8}{47{,}5} = 0{,}5$ *кг*,

$I = 30{,}9 - 0{,}5 = 30{,}4$ *кг*.

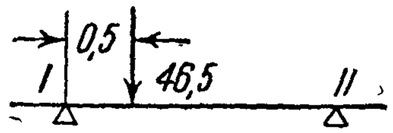


Фиг. 15_{20}

$M = 25{,}6 \cdot 12{,}3 - II \cdot 47{,}5 = 0,$

$II = \frac{25{,}6 \cdot 12{,}3}{47{,}5} = 6{,}6$ *кг*,

$I = 25{,}6 - 6{,}6 = 19$ *кг*.



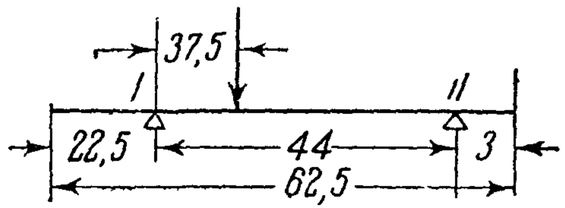
Фиг. 16_{20}.

$M = 46{,}5 \cdot 0{,}5 - II \cdot 47{,}5,$

$II = \frac{46{,}5 \cdot 0{,}5}{47{,}5} = 0{,}5$ *кг*,

$I = 46{,}5 - 0{,}5 = 46$ *кг*.

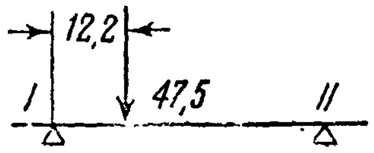
Нервюра № 2



Фиг. 17_{20}.

$II = \frac{63{,}9 \cdot 3{,}75}{44} = 5{,}4$ *кг*,

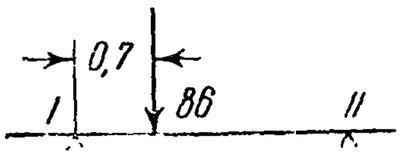
$I = 63{,}9 - 5{,}4 = 58{,}5$ *кг*.



Фиг. 18_{20}

$II = \frac{47{,}5 \cdot 12{,}2}{44} = 13{,}1$ *кг*,

$I = 47{,}5 - 13{,}1 = 34{,}4$ *кг*.



Фиг. 19_{20}.

$II = \frac{86 \cdot 0{,}7}{44} = 1{,}2$ *кг*,

$I = 86 - 1{,}2 = 85{,}4$ *кг*.

и т. д.

ТАБЛИЦА 4_{20}

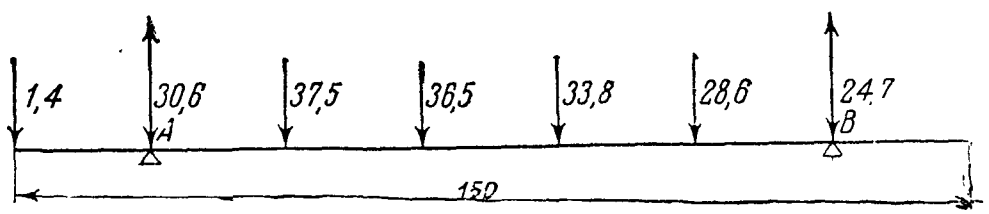
Лонжерон	Нервюры						
	1	2	3	4	5	6	7
I	30,4	58,5	53,2	45,2	37,5	28,2	22,7
II	0,5	5,4	8,1	9,85	9,8	12,8	14

ТАБЛИЦА 5_{20}

Лонжерон	Нервюры						
	1	2	3	4	5	6	7
I	19	34,4	30	25,6	19,5	14,6	11,8
II	6,6	13,1	13,2	12,7	13,5	13,4	14,4

ТАБЛИЦА 6_{20}

Лонжерон	Нервюры						
	1	2	3	4	5	6	7
I	46	85,4	73,7	62,4	51	39,8	30,2
II	0,5	1,2	4,8	7,1	10	13,2	17,3



Фиг. 20_{20}.

Строим эпюру перерезывающих сил и эпюру изгибающих моментов (фиг. 21_{20} и 22_{20}) графически.

Найдем $M_{max} = 2500$ *кгсм*.

Далее составляем таблицу 7_{20} крутящих моментов от воздушной силы P (фиг. 23_{20}).

Крутящий момент будет воспринят качалкой, находящейся на расстоянии 75 *мм* от оси первой нервюры.

Эпюра крутящих моментов дана на фиг. 24_{20}.

ТАБЛИЦА 7_{20}

Крутящие моменты

№ нервюр	r см	P кг	M кг · см
1	3,33	7,4	23,3
2	14,85	30,6	455
3	18,0	37,5	675
4	17,8	36,5	650
5	16,3	33,8	552
6	14,0	28,6	405
7	8,85	24,7	218
$\Sigma = 2678$ кг · см			

Крутящий момент $S \cdot R$ компенсирует крутящий момент, возникающий на лонжероне; сила S будет изгибать лонжерон (фиг. 25_{20}).

Следовательно, лонжерон руля будет испытывать косой изгиб.

$M_{кр} = S \cdot R$; R принимаем равным 10 см; $2980 = 100 \cdot S$; $S = 298$ кг.

Найдем опорные реакции (фиг. 26_{20}):

$$M_B = 298 \cdot 142{,}5 - A \cdot 125 = 0.$$

$$A = \frac{142{,}5 \cdot 293}{125} = 340 \text{ кг}.$$

$$B = 340 - 298 = 42 \text{ кг}.$$

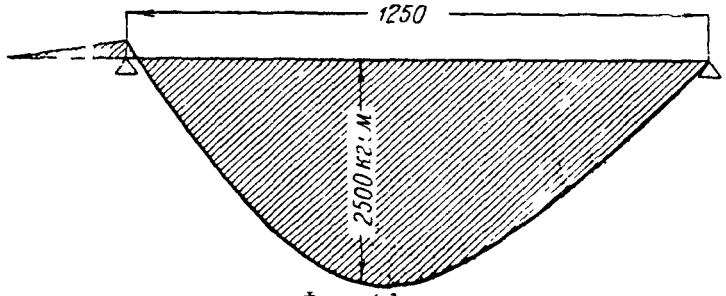
Строим эпюру перерезывающих сил S (фиг. 27_{20}).

Строим эпюру изгибающих моментов.

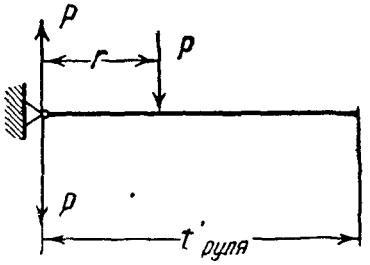
Затем складываем эпюры моментов от сил P и S и строим эпюру результирующих изгибающих моментов (фиг. 28_{20}):

$$M_{max} = 5200 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

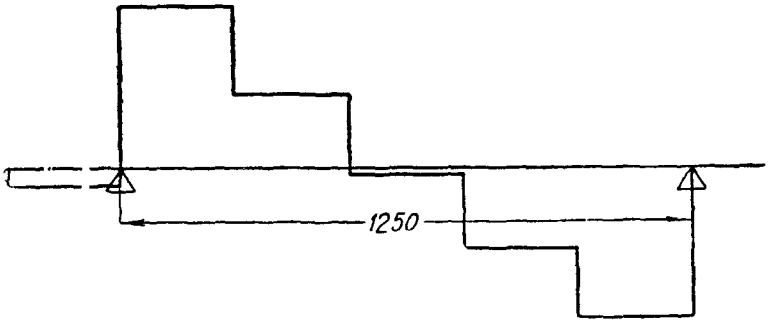
$$M_{сум} = \sqrt{M^2_{изг} + M^2_{кр}} = \sqrt{5200^2 + 2980^2} = \sqrt{27\,100\,000 + 8\,870\,000} = \sqrt{35\,970\,000} = 6000 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$



Фиг. 21_{20}.



Фиг. 23_{20}.



Фиг. 22_{20}.

Расчет 2-го лонжерона стабилизатора

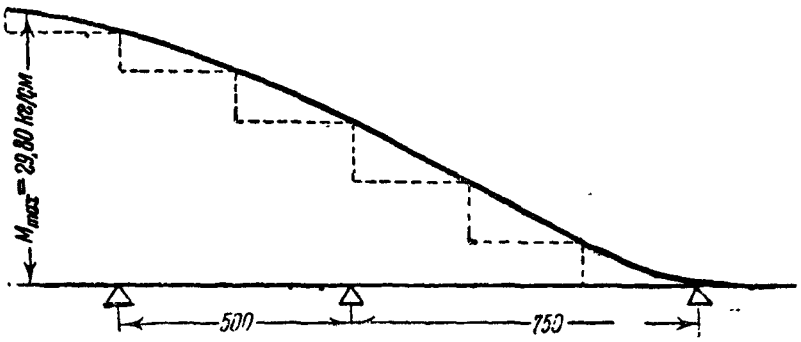
Нагрузки, приходящиеся на лонжерон от воздушных сил по второму случаю, и сил, приходящих с руля, мы принимаем как нагрузку равномерно распределенную и рассчитываем балку на трех опорах от равномерно распределенной нагрузки (фиг. 29_{20}).

Нагрузка на лонжерон по второму случаю = 87 кг
Нагрузка на лонжерон от руля = 199 „
286 кг

Принимая жесткость балки EI постоянной, составляем уравнение моментов:

$$M_1 \cdot l_1 + 2M_x \cdot (l_2 + l_3) + M_2 \cdot l_4 = -6\left(\frac{\omega_1 \cdot a_1}{l_2} + \frac{\omega_2 \cdot a_2}{l_3}\right),$$

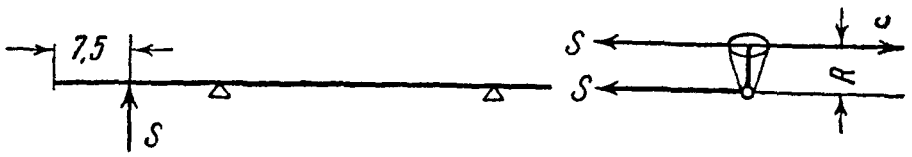
где ω_1 и ω_2 — площадь эпюр моментов.



Фиг. 24_{20}.

Формула для определения M_x в общем виде будет следующая:

$$2Ml_1 + 4M_x \cdot l_2 = -12\,\frac{\omega_1 a_1}{l_2},$$



Фиг. 25_{20}.

так как в нашем случае $l_1 = l_4$, $l_2 = l_3$ и $M_1 = M_2 = \frac{ql_1^2}{2}$.

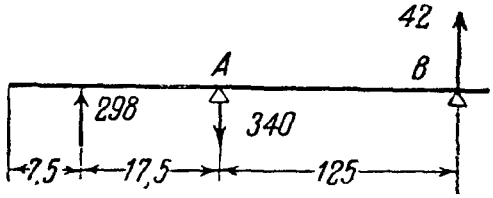
Найдем опорные реакции.

$$M_x = C \cdot l_3 - \frac{q\,(l_3 + l_4)^2}{2};$$

$$C = \frac{M_x + \frac{q\,(l_3 + l_4)^2}{2}}{l_3};$$

$$C = A;$$

$$B = P - C - A.$$



Фиг. 26_{20}.



Фиг. 27_{20}.

Решение

$$q = \frac{P}{l} = \frac{286}{1{,}84} = 1{,}55\ кг/см.$$

$$l_1 = l_4 = 96{,}5\ см.$$

$$l_2 = l_3 = 87{,}5\ см.$$

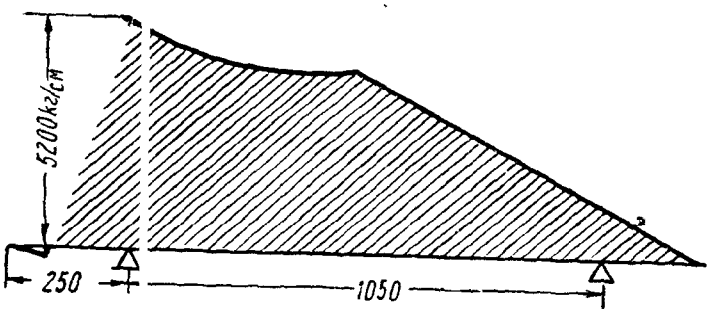
$$M_1 = M_2 = \frac{q \cdot l_1^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 96{,}5^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 9300}{2} = 7200\ кг \cdot см.$$

$$\frac{\omega_1 a_1}{l_2} = \frac{q \cdot l_2^3}{24} = \frac{1{,}55 \cdot 87{,}5^3}{24} = \frac{1{,}55 \cdot 670\,000}{24} = 43\,200\ кг \cdot см^2.$$

Далее, определяем M_x.

$$2 \cdot 7200 \cdot 96{,}5 + 4M_x \cdot 87{,}5 = -12 \cdot 43\,200.$$

$$M_x = \frac{-1\,390\,000 - 522\,000}{348} = \frac{1\,912\,000}{348} = 5500 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$



Фиг. 28_{20}.

Определяем реакцию опоры — C

$$5500 = 87{,}5\,C - \frac{1{,}55 \cdot 184^2}{2};$$

$$C = \frac{5500 + 26\,300}{87{,}5} =$$

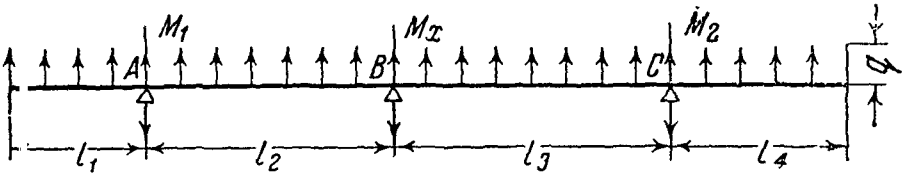
$$= \frac{31\,800}{87{,}5} = 364 \text{ кг}.$$

$A = C = 364$ кг; $728 - 572 -$
$- B = 0$; $B = 156$ кг.

Эпюра срезающих сил дана на фиг. $29а_{20}$.

Построение эпюры моментов

$$M' = \frac{qx_1^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 44^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 1940}{2} = 1500 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$



Фиг. 29_{20}.

$$M_2 = \frac{qx_2^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 74^2}{2} = \frac{1{,}55 \cdot 5450}{2} = 4230 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_3 = M_x = 7200 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_4 = M_3 - 46{,}5 \cdot 27{,}5 \cdot 4 = -5150 + M_3 = 7200 - 5150 = 2050 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_5 = M_4 - \frac{33 + 41}{2} \cdot 20 \cdot 4 =$$

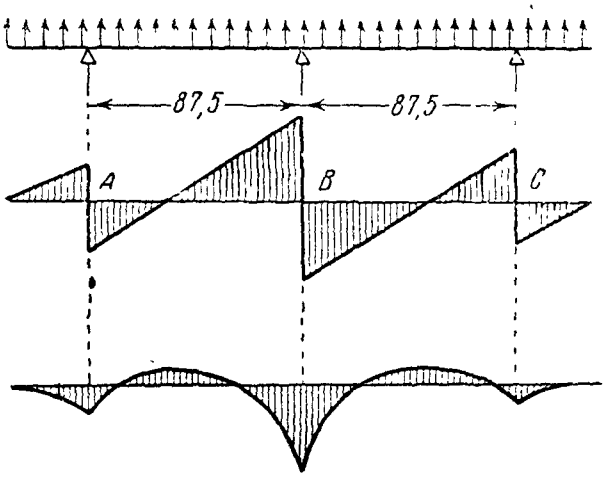
$$= 2050 - 2960 = -910 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_6 = -M_5 - \frac{26 + 33}{2} \cdot 20 \cdot 4 =$$

$$= -2530 - 910 = 3470 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_7 = 5500 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_{\text{макс изг}} = 7200 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$



Фиг. $29а_{20}$.

Ввиду наличия расчалки реакции C и A раскладываются на два направления: по ленте и лонжерону (фиг. 30_{20}):

по ленте (растяжения) = 550 кг,
по лонжерону (сжатие) = 500 „

Крутящий момент передается с лонжерона руля на 2-й лонжерон стабилизатора.

Лонжерон работает на совместное действие изгиба и кручения.

$$M_{сум} = \sqrt{M^2_{изг} + M^2_{кр}} = \sqrt{7200^2 + 2980^2} = 7750 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

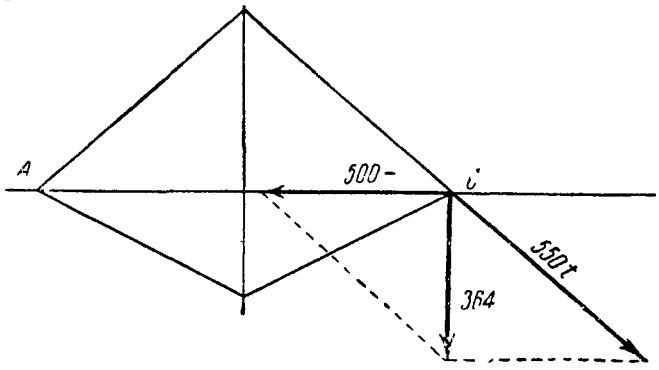
При подсчете общего напряжения мы учитываем и силу, сжимающую лонжерон по формуле Погоржельского-Ветчинкина:

$$\sigma_{max} = \frac{M}{w} + \frac{f \cdot S}{w} + \frac{S}{F}$$

или, приближенно, по формуле

$$\sigma = \frac{M}{w} + 2\frac{P}{F},$$

где 2 — коэфициент, учитывающий эффект продольной силы.



Фиг. 30_{20}.

Расчет 1-го лонжерона стабилизатора

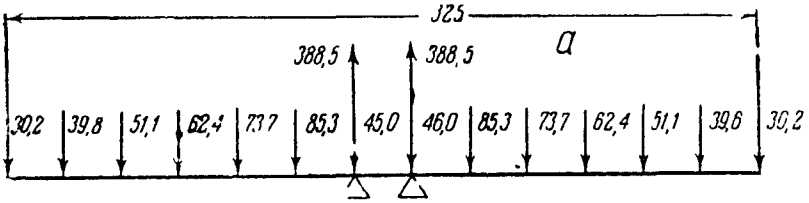
Нагрузка от воздушных сил, равная 770 *кг*, распределена по лонжеронам согласно фиг. 30_{20}. Ввиду симметрии нагрузки опорные реакции равны:

$$A = B = 388{,}5 \text{ кг}.$$

Построение эпюры моментов

$$M_1 = 30{,}2 \cdot 50 + 39{,}8 \cdot 25 = 1520 + 995 = 2515 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

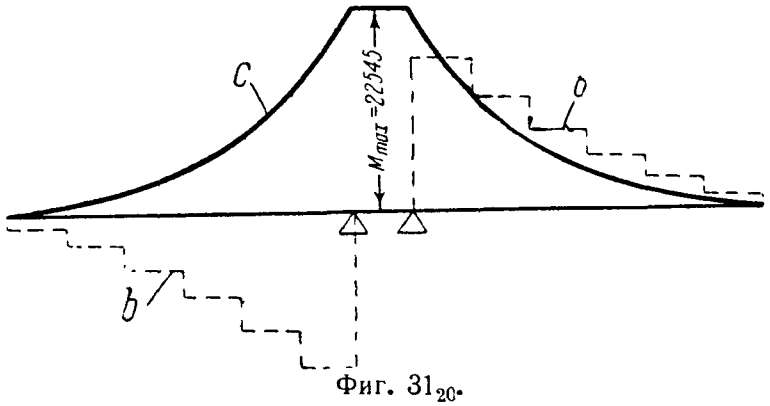
$$M_2 = 2515 + 70 \cdot 50 + 62{,}4 \cdot 25 = 2515 + 3500 + 1560 = 7575 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$



$$M_3 = 7575 + 957{,}2 \cdot 50 + 85{,}3 \cdot 25 = 7575 + 12\,840 + 2130 = 22545 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$$M_{max} = 22\,545 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

Эпюра моментов дана на фиг. 31_{20}.



Фиг. 31_{20}.

Подбор труб для лонжеронов

1) Руля

$$\sigma = \frac{M_{сум}}{W};$$

$$\sigma = \frac{6000}{1{,}29} = 4650 \text{ кг} \cdot \text{см}.$$

$M_{сум} = 6000$ *кг* · *см*.

Труба ∅ 42×40, марки *М*; $W = 1{,}29$ *см*^{3}.

2) 2-го лонжерона стабилизатора

$$\sigma = \frac{M}{W} + 2\frac{P}{F}; \quad W = \frac{7200}{4000} = 1{,}8 \text{ см}^3.$$

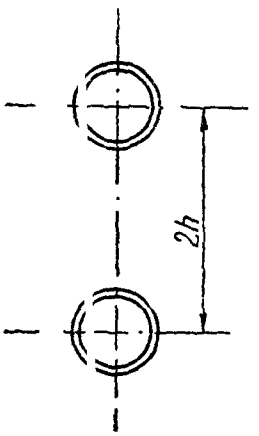
$M_{сум} = 7200$ *кг* · *см*; $P = 400$ *кг*; $2P = 800$ *кг*;

Труба $\varnothing 45 \times 42$; $W = 2{,}157\ см^3$.

$$\sigma = \frac{7200}{2{,}157} + \frac{800}{2{,}05} = 3350 + 400 = 3750\ кг/см^2 = 37{,}5\ кг/мм^2.$$

Берем трубу 43×40

$$\sigma = \frac{7200}{1{,}96} + \frac{800}{1{,}956} = 3670 + 408 = 4078\ кг/см^2; \quad W = 1{,}96\ см^3.$$



Фиг. 32_{20}.

3) 1-го лонжерона стабилизатора

$$\sigma = \frac{M_{изг.max}}{W} = 12000\ кг/см^2.$$

$$W = \frac{22545}{18000} = 2{,}82\ см^3.$$

$$M_{изг} = 22545\ кг \cdot см.$$

Берем трубу хромомолибденовую $\varnothing 45 \times 42$.

Расчет нервюр руля и подбор труб

Считаем нервюры на максимальный момент, который может получиться на нервюре № 3. Сечение нервюры дано на фиг. 32_{20}.

Момент сопротивления:

$$W \approx \frac{2F \cdot h^2}{h} = 2F \cdot h.$$

$$M = 37{,}5 \cdot 18\ кг \cdot см.$$

$$W = \frac{37{,}5 \cdot 18}{4000} = \frac{675}{4000} = 0{,}17\ см^3.$$

$$F = \frac{0{,}17}{5{,}8} = 0{,}035\ см^2.$$

Из конструктивных соображений берем трубу $= 6 \times 4$, с площадью $F = 0{,}15\ см^2$.

Проверим прогиб:

$$f = \frac{P \cdot a^3}{3EI}.$$

Формула прогиба для нашего вида балки:

$$f = \frac{37{,}5 \cdot 18^3}{3 \cdot 2000 \cdot 10^3 \cdot 0{,}157 \cdot 2{,}9^2} = \frac{219}{1{,}32 \cdot 6 \cdot 10^3} = \frac{219}{7{,}9 \cdot 10^3} = 0{,}03\ см.$$

Проверим нервюру № 7.

$$W = F \cdot h.$$

$$W = \frac{M_{max}}{\sigma} = \frac{27{,}4 \cdot 8{,}85}{4000} = 0{,}06\ см^3.$$

$$F = \frac{0{,}06}{3{,}6} = 0{,}017\ см^2.$$

В результате поверки оставляем трубу $\varnothing\ 6 \times 4\ мм$.

Расчет нервюр стабилизатора.

Возьмем нервюру № 2. Максимальные моменты в трех случаях расчета были найдены:

1-й случай

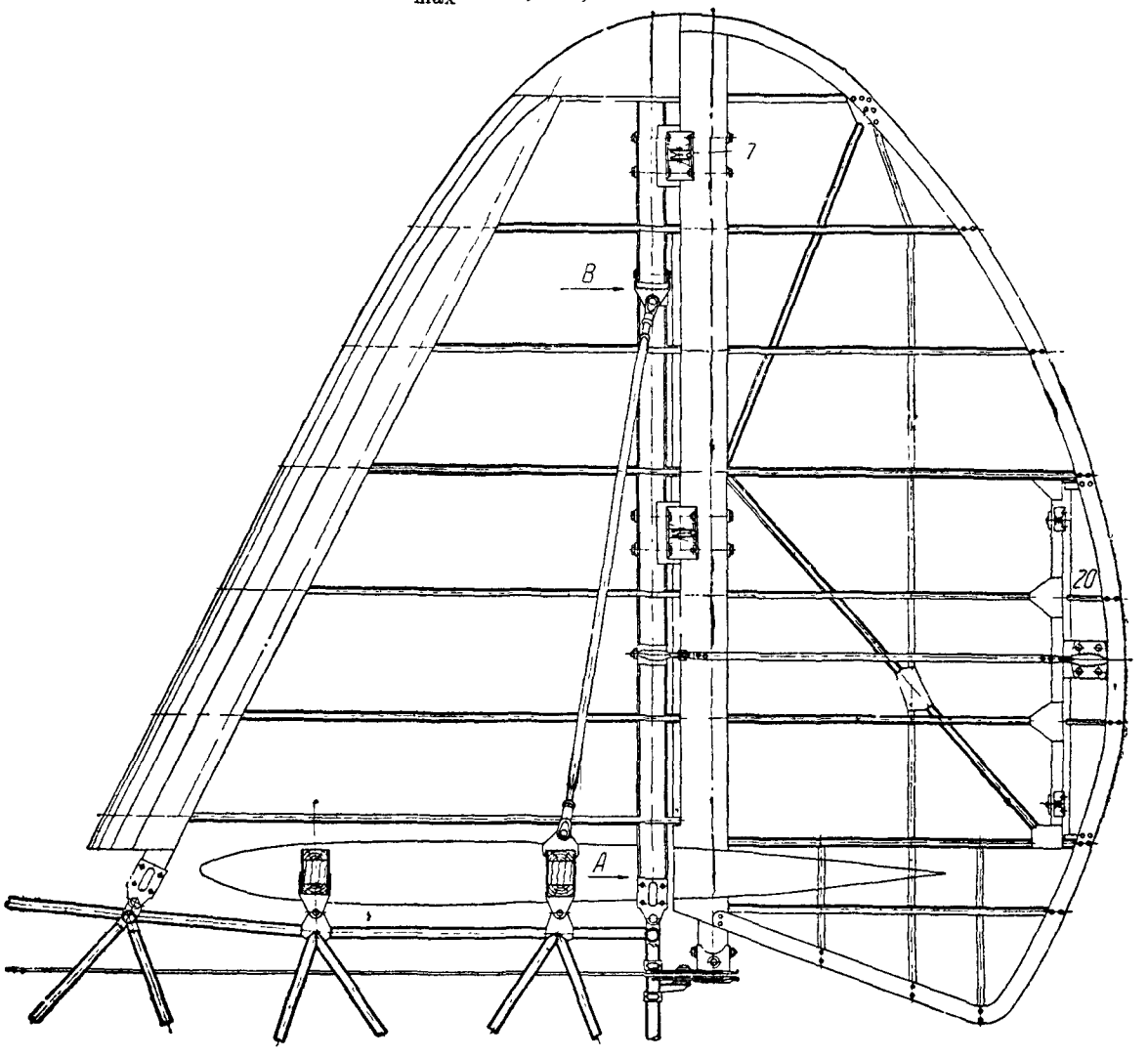
$M_{max} = 58{,}5 \cdot 3{,}75 = 220$ *кгсм*

2-й случай

$M_{max} = 34{,}4 \cdot 12{,}2 = 420$ *кгсм*

3-й случай

$M_{max} = 85{,}4 \cdot 0{,}7 = 60$ *кгсм.*



Фиг. $33a_{20}$

Расчетным случаем для нервюр стабилизатора является второй случай.

Нервюра № 2.

$$W = F \cdot h.;$$

$$W = \frac{M_{изг}}{\sigma} = \frac{420}{4000} = 0{,}105 \text{ см}^3;$$

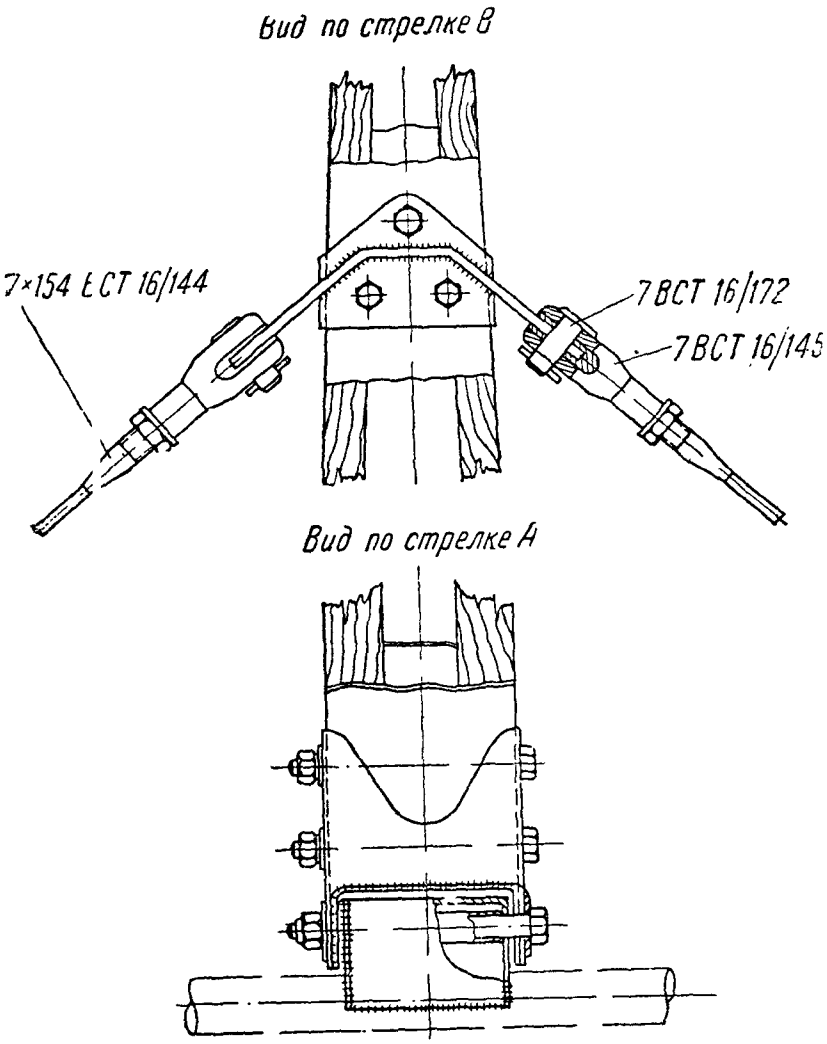
$$F = \frac{0{,}105}{7} = 0{,}015 \text{ см}^2.$$

Нервюра № 7

$$M_{max} = 26{,}2 \cdot 17{,}3 = 453 \text{ кгсм};$$

$$W = \frac{M_{изг.}}{\sigma} = \frac{453}{4000} = 0{,}113 \text{ см}^3;$$

$$F = \frac{1{,}113}{3{,}8} = 0{,}035 \text{ см}.$$



Фиг. $33б_{20}$

Трубу для нервюр берем ∅ 6×4.

Подбор расчалки и болта

Усилие по расчалке — +550 кг, конструкция расчалки — 31 С 5 с ухом толщиной 4 мм.

Пример 2

Расчет вертикального оперения самолета АТ-1

Данные для расчета

Самолет „АТ-1" (фиг. $33_{а20}$).

Площадь вертикального оперения — $S_{во} = 1{,}45$ м².

Площадь киля — $S_к = 0{,}69$ м².

Площадь руля — $S_р = 0{,}76$ м².

Сервокомпенсатор = 6% от S руля равен:

$$S_{комп} = \frac{6 \cdot 0{,}76}{100} = 0{,}0456 \text{ м}^2.$$

Примечание. Площадь оперения подсчитывалась путем разбивки его на элементы.

Расчет оперения производим по нормам 1933 г.

Расчетная нагрузка на вертикальное оперение определяется по формуле:

$$P = 0{,}0454 \cdot V^2_{max} \cdot S_{во},$$

где V_{max} — максимальная скорость самолета в м/сек,

$S_о$ — площадь вертикального оперения,

$V_{max} = 195$ км/час, или 54,1 м/сек.

Расчетная нагрузка равна:

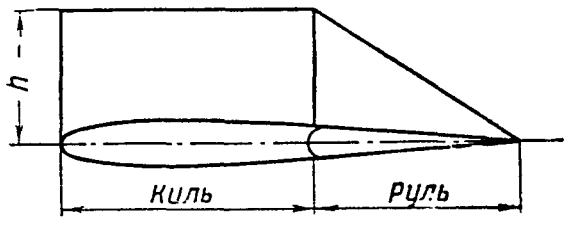
$$P = 0{,}0454 \cdot 54{,}1^3 \cdot 1{,}45 = 195 \ кг; \quad p = \frac{195}{1{,}45} = 135 \ кг/м^2.$$

Распределение нагрузки по хорде при неотклоненном руле происходит, как показано на фиг. 34_{20}, по размаху же нагрузка распределяется так, что интенсивность ее в любой точке киля равна h $кг/м^2$; в любом сечении руля равна h у передней кромки с падением до нуля (по закону прямой) у задней кромки.

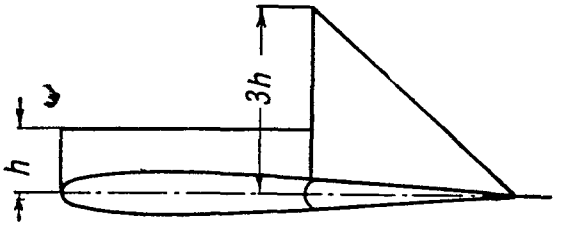
При отклоненном руле происходит перераспределение нагрузки.

В данном случае нагрузка распределяется, как показано на фиг. 35_{20}.

По размаху нагрузка определяется так, что интенсивность ее в любой точке киля равна h; в любой точке руля равна $3h$ у передней кромки с падением до нуля (по закону прямой) у задней кромки.



Фиг. 34_{20}.



Фиг. 35_{20}.

Таким образом расчетным случаем для киля будет случай с неотклоненным рулем, а для руля—случай с отклоненным рулем.

Для случая с неотклоненным рулем h равно:

$$h_1 = \frac{P}{S_к + \frac{S_р}{2}} = \frac{195}{0{,}69 + 0{,}38} = \frac{195}{1{,}07} = 182 \ кг/м^2.$$

Для случая с отклоненным рулем h равно:

$$h_2 = \frac{195}{S_к + \frac{3S_р}{2}} = \frac{195}{0{,}69 + \frac{3 \cdot 0{,}76}{2}} = \frac{195}{1{,}83} = 107 \ к./м^2.$$

После выяснения характера напряжения вертикального оперения определяем центр давления его.

Сначала графически определяем центр давления каждого отдельного элемента грузовой площади оперения и потом берем сумму статических моментов этих площадей относительно двух взаимно перпендикулярных осей.

Полученную сумму статических моментов делим на сумму грузовых площадей.

Центр давления вертикального оперения отстоит от оси самолета на 785 *мм*.

Распределение нагрузки по нервюрам

1. Неотклоненный руль.

Нагрузка на киль равна $h_1 \cdot S_к = 182 \cdot 0{,}69 = 126 \ кг$.

Нагрузка на руль $= \frac{h_1 \cdot S_р}{2} = \frac{182 \cdot 0{,}76}{2} = 69 \ кг$.

Нагрузка на нервюры определяется следующим образом:

а) На нервюру киля определяется погонная нагрузка по размаху по формуле: $g = h_1 \cdot t_к$ киля.

Погонная нагрузка умножается на расстояние между средними линиями смежных отсеков $P = q \cdot a$.

в) На нервюру руля определяется погонная нагрузка по размаху по формуле: $q = \frac{h_1 \cdot t}{2}$ руля.

Погонная нагрузка умножается на расстояние a между средними линиями смежных отсеков $P = q \cdot a$.

Весь расчет сводится в табл. 8_{20}.

ТАБЛИЦА 8_{20}

№ нервюры	Руль: t м	Руль: q кг/м	Руль: a м	Руль: P кг	Киль: t м	Киль: q кг/м	Киль: a м	Киль: P кг
1	0,290	26,4	0,207	5,46	0,245	44,5	0,207	9,3
2	0,450	41	0,1925	7,9	0,395	72	0,1925	14
3	0,555	51	0,1925	9,8	0,500	91	0,1925	17,5
4	0,620	56,5	0,185	10,45	0,595	109	0,185	20,2
5	0,655	59,5	0,185	11	0,690	126	0,185	23,2
6	0,630	60	0,185	11,1	0,785	143	0,185	26,5
7	0,615	55,5	0,1425	7,9	0,879	162	$\frac{0,185}{2}$	15
8	0,570	52	0,125	6,5	Эта часть киля затенена горизонтальным оперением			
				70				125,7

2) Отклоненный руль.

Нагрузка на киль равна $h_2 \cdot S_{\text{к киля}} = 107 \cdot 0{,}69 = 74$ *кг*.

Нагрузка на руль $= 3h_2 \cdot \frac{S \text{ руля}}{2} = \frac{321 \cdot 0{,}76}{2} = 122$ *кг*.

Погонная нагрузка по размаху и нагрузка в килограммах определяется точно таким же путем, как и в предыдущем случае.

Весь расчет сводится в табл. 9_{20}.

ТАБЛИЦА 9_{20}

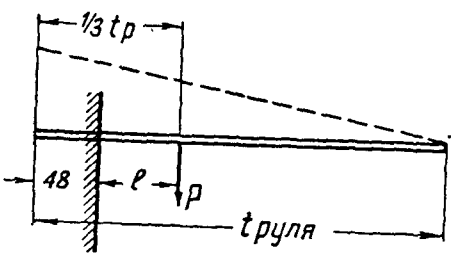
№ нервюры	Руль: t м	Руль: q кг/м	Руль: a м	Руль: P кг	Киль: t м	Киль: q кг/м	Киль: a м	Киль: P кг
1	0,290	46,5	0,207	9,6	0,245	26,2	0,207	5,4
2	0,450	72,3	0,1925	14	0,395	42,3	0,1925	8,1
3	0,555	89	0,1925	17,2	0,500	53,2	0,1925	10,2
4	0,620	100	0,185	18,5	0,595	63,8	0,185	11,8
5	0,655	105	0,185	19,4	0,690	74	0,185	13,7
6	0,630	106	0,185	19,6	0,785	84	0,185	15,6
7	0,615	98	0,1425	14	0,879	95	$\frac{0,185}{2}$	8,8
8	0,570	92	0,125	11,5	Эта часть киля затенена горизонтальным оперением			
				123,8				73,6

Киль рассчитываем по усилиям, полученным для случая полета с неотклоненным рулем.

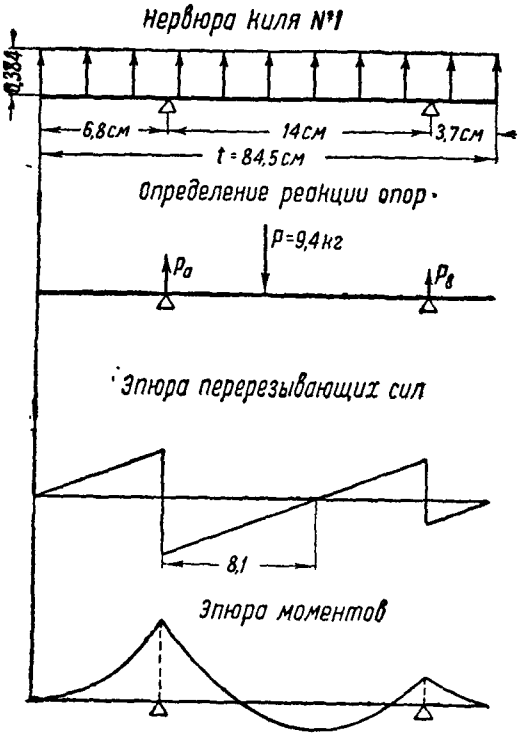
Нервюры киля рассчитываем как балки на двух опорах, нагруженные равномерно распределенными нагрузками (фиг. 36_{20}).

Для каждой нервюры строим опору перерезывающих сил и по ней строим эпюру моментов.

По полученным моментам подбираем сечения.



Фиг. 38_{20}.



Фиг. 36_{20}.

Передний лонжерон киля рассчитываем как балку, заделанную одним концом и нагруженную рядом сосредоточенных сил (эти силы — реакции P_a нервюр киля).

Для переднего лонжерона строим эпюру перерезывающих сил и по ней строим эпюру моментов (фиг. 37_{20}).

По полученным моментам подбираем сечения.

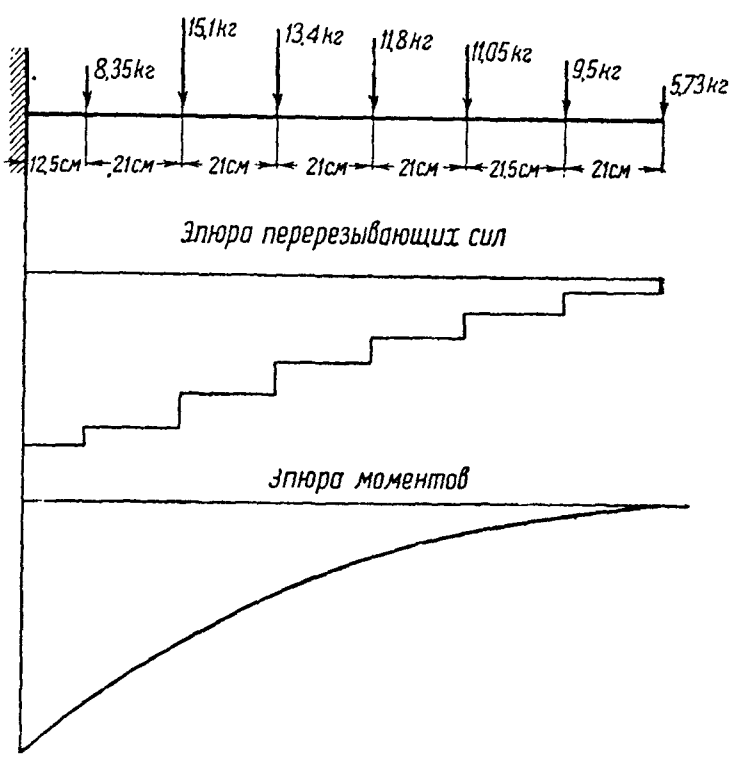
Задний лонжерон киля рассчитывается как балка, лежащая на двух опорах с консолью, нагруженная рядом сосредоточенных сил (эти силы — реакция $P_в$ нервюр киля и реакции опор лонжерона руля).

Второй опорой служит точка крепления расчалок. Помимо изгиба этот лонжерон подвергается сжатию от расчалки силой 100 *кг*.

По полученным моментам подбираются сечения лонжерона.

Руль рассчитывается по усилиям, полученным для случая полета с отклоненным рулем.

Нервюры руля рас-



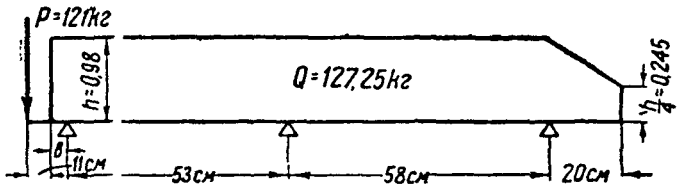
Фиг. 37_{20}.

считывае м как балку, заделанную одним концом (фиг. 38_{20}) и нагруженную сосредоточенной силой (для облегчения расчета распределенную нагрузку по треугольник у заменяем сосредоточенной силой).

Для облегчения расчета строим следующую таблицу.

ТАБЛИЦА 10_{20}

№ нервюры	$t_р$	$\frac{t_р}{3}$	$\frac{t_р}{3} - 4{,}8 = l$	P кг	$M_{изг} = P \cdot l$
1	29	9,65	4,85	9,6	47
2	45	15	10,2	14	143
3	55,5	18,5	13,7	17,2	236
4	62	20,6	15,8	18,5	294
5	65,5	21,8	17	194	330
6	66	22	17,2	19,6	337
7	61,5	20,3	15,5	14	217
8	57	19	14,2	11,5	164



Фиг. 39_{20}.

Примечания: 1. Все линейные размеры в *см*.

2. 4,8 *см* — расстояние хорды от носка хорды руля до оси лонжерона руля.

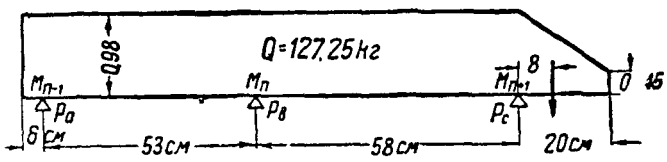
3. Момент — в *кгсм*.

По полученным изгибающим моментам подбираем сечение нервюр.

Полки нервюр рассчитываем на изгиб; фанеру — на срез секущих усилий по формуле:

$$\sigma = \frac{3}{2} \cdot \frac{Q}{F}.$$

Лонжерон руля рассчитывается как балка на трех опорах, имеющая нагрузк , приходящуюся на руль при его отклонении сосредоточенной силой (си ла от тяги управления) (фиг. 39_{20}).



Фиг. 40_{20}.

Си у от тяги управления определяем следующим образом. Определяем шарнирный момент по формул :

$$M_ш = C_m \cdot P \cdot S_р \cdot t_р V^2_{max}.$$

C_m при α руля $= 25° = 0{,}05$; $t_{max} = 0{,}66$ *м*; $S_р = 0{,}7$ *см²*; $V_{max} = 55{,}5$ *м/сек*;
$M_ш = 0{,}05 \cdot 0{,}125 \cdot 0{,}76 \cdot 0{,}66 \cdot 3090 = 9{,}7$ *кгм*.

Рычажок для крепления тяги управления на руле равен 80 *мм*.

Си у от тяги получим, разделив шарнирный момент на длину расчалки:

$$P = \frac{9{,}7}{0{,}08} = 121 \text{ кг}.$$

Определение реакций опор производим следующим образом:

1) определяем реакции опор от распределенной нагрузки;
2) определяем реакции опор от сосредоточенной силы;
3) полученные реакции суммируем.

Определение реакций опор от распределенной нагрузки

Схема нагружения руля дана на фиг. 40_{20}.

Эту задачу решаем по теореме трех моментов:

$$M_{n-1} \cdot l_n + 2M_n(l_n + l_{n+1}) + M_{n+1} \cdot l_{n+1} + 6\left(\frac{w_n \cdot a_n}{l_n} + \frac{w_{n+1} \cdot l_{n+1}}{l_{n+1}}\right) = 0.$$

$$\frac{w \cdot a}{e} = \frac{w \cdot b}{e} = \frac{q \cdot l^3}{24}.$$

$$M_{n-1} = \frac{6^2 \cdot 0{,}98}{2} = 17{,}6 \ кгсм.$$

$$M_{n+1} = 12{,}25 \cdot 8 = 98 \ кгсм.$$

В правой консоли для облегчения расчета трапецоидальную нагрузку заменяем сосредоточенной и считаем ее приложенной в центре тяжести трапеции.

Эта нагрузка равна:

$$\frac{(0{,}98 + 0{,}245)\,20}{2} = 12{,}25 \ кг.$$

Центр тяжести трапеции определяем графически:

$$17{,}6 \cdot 53 + 2 - M_n(53 + 58) + 98 \cdot 58 + 6\left(\frac{0{,}98 \cdot 53^3}{24} + \frac{0{,}98 \cdot 58^3}{24}\right) = 0.$$

$$934 + 2M_n\ 111 + 5690 + 6\ (6080 + 7975) = 0.$$

$$934 + 2M_n\ 111 + 5690 + 84500 = 0.$$

$$934 + 5690 + 84500 = 0.$$

$$M_n = \frac{91129}{222} = -411 \ кгсм.$$

Определение реакций

$$-M_n = P_a \cdot 53 - \frac{0{,}98 \cdot 59^2}{2}; \quad -411 = P_a \cdot 53 - 1710.$$

$$1710 - 411 = 53P_a; \ P_a = \frac{1299}{53} = 24{,}4 \ кг.$$

$$-411 = P_c \cdot 58 - \frac{0{,}98 \cdot 58^2}{2} - 66 \cdot 12{,}25.$$

$$2458 - 411 = 58P_c; \ P_c = \frac{2048}{58} = 35{,}3 \ кг.$$

$$P_b = Q - P_a - P_c; \ P_b = 127{,}25 - 24{,}4 - 35{,}3 = 67{,}55 \ кг.$$

Проверка правильности решения задачи

Берем сумму моментов относительно опоры P_c — она должна быть равн нулю: $-58 \cdot 67{,}55 - 111 \cdot 24{,}4 + \frac{0{,}98 \cdot 117^2}{2} - 8 \cdot 12{,}25 = 0.$

Возьмем сумму моментов относительно P_b — она должна быть равна нулю.

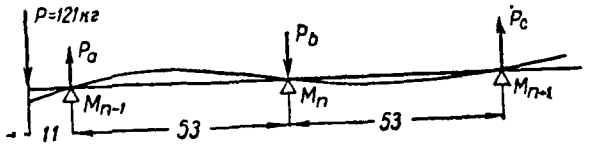
$$53 \cdot 24{,}4 - \frac{0{,}98 \cdot 59^2}{2} + \frac{0{,}98 \cdot 59^2}{2} - 35{,}3 \cdot 58 + 66 \cdot 12{,}25 = 0.$$

$$1295 - 1710 + 1650 - 2050 + 808 = 0.$$

В данном случае все реакции действуют вверх. Это направление будем считать положительным.

Определение реакций от сосредоточенной силы

В данном случае балка прогнется, как показано на фиг. 41_{20}, и следовательно, реакции будут направлены: P_a и P_c — вверх, а P_b — вниз.



Фиг. 41_{20}.

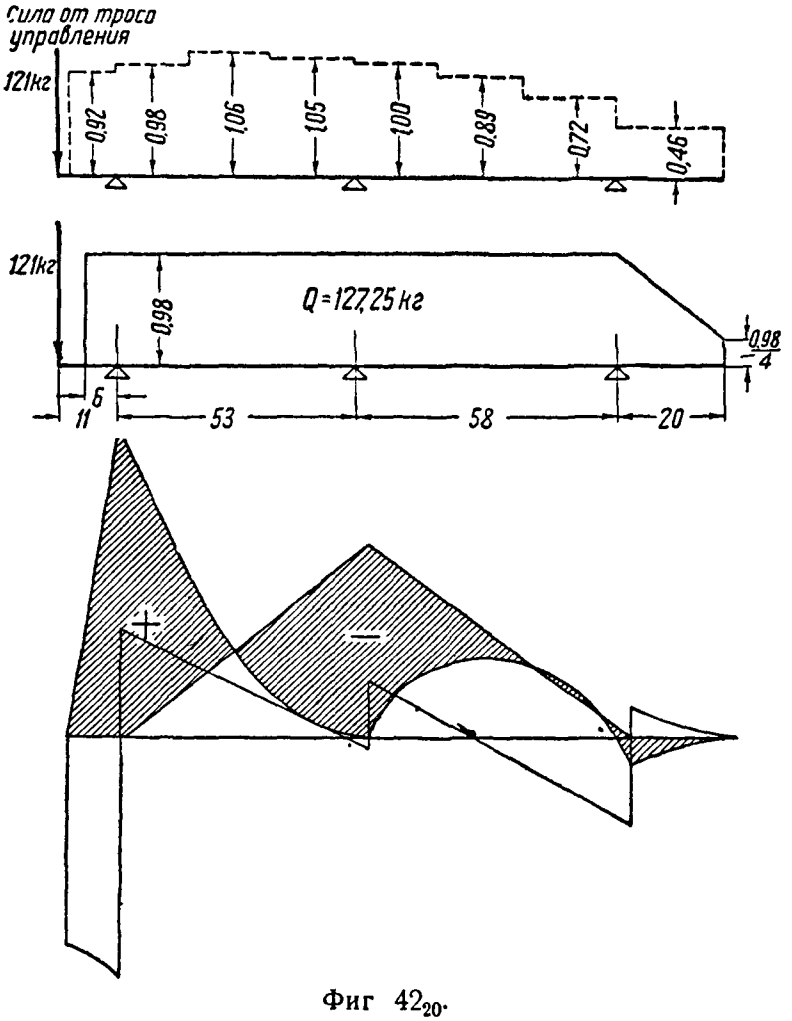
Для определения реакций напишем ту же формулу, что и в предыдущем случае:

$$M_{n+1} = 121 \cdot 11 = 1331 \ кгсм.$$

$1331 \cdot 53 - 2M_n\,(53 + 58) = 0$. Остальные члены $= 0$.

$$70500 = 2M_n \cdot 111;\ M_n = \frac{70500}{222} = 317 \ кгсм.$$

$$M_n = P_a \cdot 53 + 64 \cdot 121;\ 317 = 53P_a - 7750.$$



Фиг 42_{20}.

$$7750 + 317 = 53P_a;\ P_a = \frac{8067}{53} = 152 \ кг.$$

$$\Sigma_{P_c} = 0 - 53 \cdot P_b + 152 \cdot 111 - 122 \cdot 121 = 0.$$

$$-53P_b + 16900 - 14800 = 0;\ 2100 = 58P_b.$$

$$P_b = \frac{2100}{58} = 36{,}2 \ кг;\ -121 + 152 - 36{,}2 + P_c = 0;\ P_c = 5{,}2 \ кг.$$

Проверим правильность определения реакций. Берем сумму моментов относительно опоры B; она должна равняться нулю.

$$152 \cdot 53 - 121{,}61 - 58 \cdot 5{,}2 = 0.$$

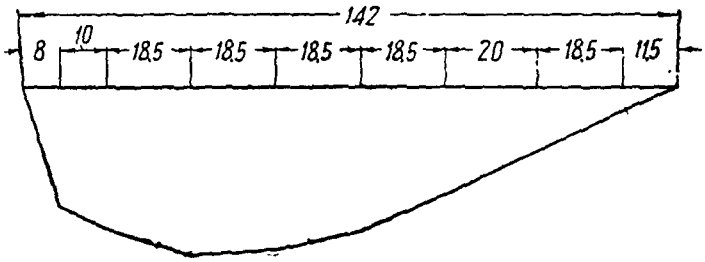
$$8050 - 7750 - 300 = 0.$$

Результирующие реакции будут:

$P_a = 24{,}4 + 152 = 176{,}4$ *кг.*

$P_b = 67{,}55 - 36{,}2 = 31{,}25$ *кг.*

$P_c = 35{,}3 + 5{,}2 = 40{,}5$ *кг.*



Фиг. 43_{20}.

После определения реакций строим эпюру перерезывающих сил и эпюру моментов (фиг. 42_{20}).

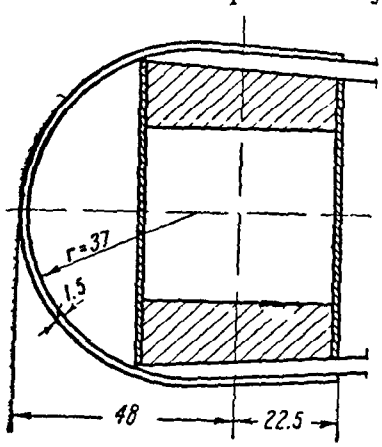
Для построения эпюры моментов считаем, что наша балка представляет собою две двухопорные балки.

Определяем для каждой балки опорные реакции и строим эпюры моментов для каждой балки отдельно. После этого в месте средней опоры прикладываем сосредоточенную силу, равную реакции данной опоры, и строим эпюру от этой силы.

Таким образом получаем совмещенную эпюру моментов. По этим моментам проверяем сечения лонжерона на изгиб.

Кроме работы на изгиб лонжерон руля работает на кручение. Ввиду этого строим эпюру погонных крутящих моментов, по которой определяем крутящие моменты в *кгсм* (фиг. 43_{20}).

Носок руля мы обшиваем миллиметровой фанерой (фиг. 44_{20}). Эта обшивка представляет некоторый замкнутый контур, который будет работать на кручение. Ввиду этого лонжерон руля считаем только на изгиб, считая, что крутящий момент будет воспринимать эта фанерная обшивка. Фанерный контур считаем по формуле Бредта:



Фиг. 44_{20}.

$$\sigma = \frac{M_{кр}}{2F\delta}.$$

$$M_{кр} = 1517 \text{ кгсм.}$$

$$F = \frac{\pi \cdot 3{,}7^2}{2} + 7{,}2 \cdot 3{,}2 = 44{,}5 \text{ см}^2.$$

$$\sigma = \frac{1517}{2 \cdot 44{,}5 \cdot 0{,}15} = 113 \text{ кг/см}^2.$$

Подсчет для заднего лонжерона показывает:

$$K_{изг} = \frac{M_{изг}}{W} = \frac{880}{22} = 40 \text{ кг/см}^2.$$

Проверка фанеры на срез дает:

$$K_{ср} = \frac{3}{2} \cdot \frac{Q}{F},$$

$$K_{ср} = \frac{3 \cdot 44}{2 \cdot 1{,}95} = 34 \text{ кг см}^2,$$

что вполне приемлемо.

Расчет сечений лонжерона киля

Максимальный действующий момент $M_{изг} = 4300$ *кг/см*.

$$k_{изг} = 500 \text{ кг/см}^2 \text{ (для сосны)}.$$

$$W = \frac{M}{k} = \frac{4300}{500} = 8{,}6 \text{ см}^4.$$

Определяем действительный W по среднему сечению.

$$W_{ср} = \frac{4{,}2 \cdot 5{,}5^3}{12} - \frac{4{,}2 \cdot 2{,}3^3}{12}\ ;\ \frac{1}{3} = \frac{4{,}2}{12 \cdot 3}\ (5{,}5^3 - 2{,}3^3) =$$

$$= \frac{4{,}2}{36}\ (166{,}37 - 12{,}16) = \frac{4{,}2 \cdot 154{,}21}{36} = 18 \text{ см}^4.$$

Определяем действующие напряжения в лонжеронах:

$$K_д = \frac{M_{изг}}{W_{ср}} = \frac{4300}{18} = 240 \text{кг/см}^2.$$

Максимальный момент:

$$M_{max} = 5232 \text{ кгсм}.$$

$$W_{ср} = 18 \text{ см}^4;\ K_д = \frac{5232}{18} = 290 \text{ кг/см}^2.$$

Запас прочности:

$$\frac{K_{изг}}{K_д} = \frac{500}{290} = 1{,}72.$$

Расчет фанерных стенок:

$$Q = 75 \text{ кг};\ K_{с_р} = 120 \text{ кг/см}^2.$$

$$K_д = \frac{3Q}{2F} = \frac{3 \cdot 75}{2 \cdot 0{,}15(6+5)} - \frac{225}{0{,}35 \cdot 11} = \frac{225}{3{,}3} = 75 \text{ кг/см}^2.$$

Запас прочности фанерных стенок:

$$n = \frac{120}{75} = 1{,}6.$$

СКБ "Вулкан-Авиа"

ГЛАВА 21

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

§ 1_{21}. РАБОТА ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Задача управления состоит в том, чтобы посредством воздействия сил давления воздушного потока на площадь органов управления переводить самолет из прежнего состояния в новое состояние равновесия вращением вокруг одной из осей $X—X$, $Y—Y$, $Z—Z$ и удерживать его во вновь принятом состоянии равновесия.

Движение самолета вокруг поперечной оси $Y—Y$ вызывается рулем глубины. Движение самолета вокруг продольной оси $X—X$ достигается укрепленными на концах несущих поверхностей элеронами. Действие обоими рулями (глубины и элеронов) объединено в одном центральном управлении, называемом ручным управлением.

И, наконец, движение вокруг вертикальной оси достигается укрепленным на конце фюзеляжа рулем поворота, причем система его управления называется ножной.

Управление самолетом устраивается таким образом, чтобы пилот совершенно инстинктивно делал правильные движения при управлении самолетом. Например самолет повертывается направо — при движении вперед левой ножной педали; кабрирует — при движении вертикальной ручки на себя; наклоняется вниз — при наклонении ее вперед; идет на поворотах с креном в сторону наклонения ручки или в сторону движения штурвального колеса и т. д.

§ 2_{21}. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Основными схемами ручного управления со времен Райта являются карданная и штурвальная.

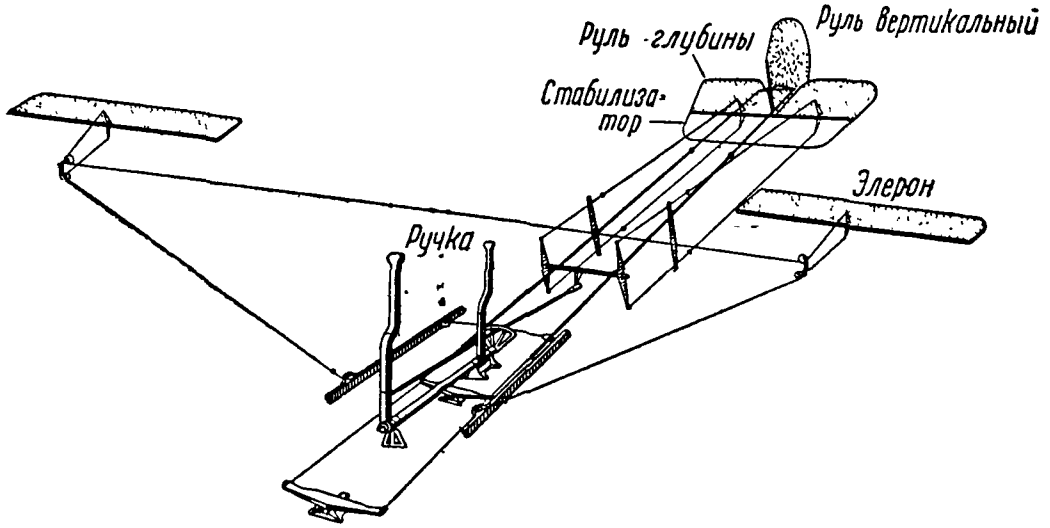
При карданной системе центральный рычаг управления (ручка) может одновременно или порознь приводить в движение руль глубины и элероны. Это достигается устройством карданной, т. е. поворачивающейся вокруг двух осей, ручки управления (фиг. 1_{21}).

При штурвальной системе ручка управления движется вперед и назад; служащие для приведения в действие элеронов тросы соединяются цепью Галля с зубчаткой (звездочкой) на оси штурвала (фиг. 11_{21}), который поворачивается в стороны.

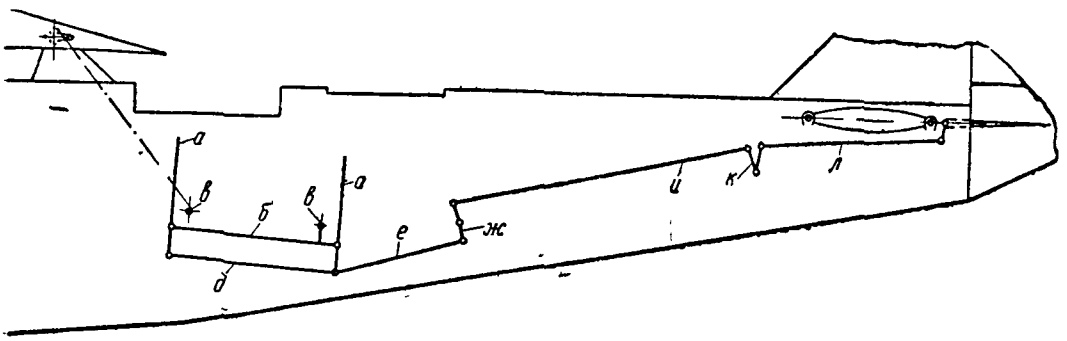
Движение руля поворота совершается посредством равноплечего ножного

рычага или педалей, на которые делается нажим в ту сторону, в которую нужно повернуть.

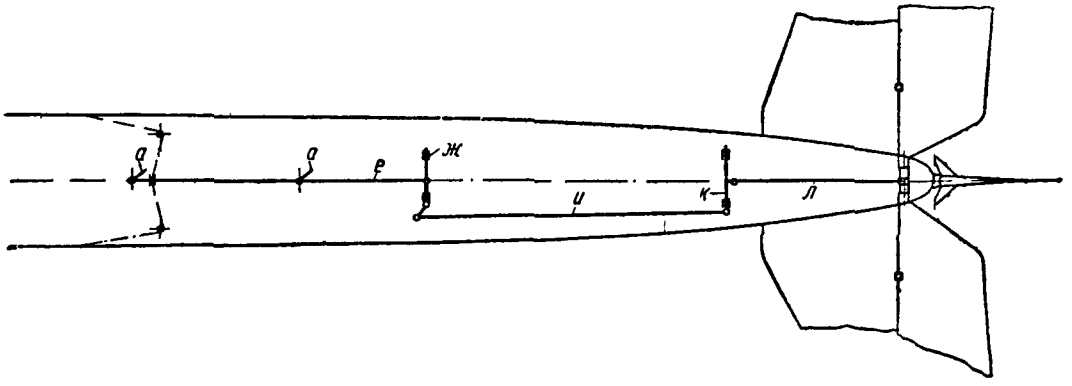
Движение ручки управления точно так же, как и ножного рычага, большей частью передается тросами, натяжение которых регулируется тандером.



Фиг. 1_{21}.



Фиг. 2_{21}.



Фиг. 3_{21}.

Устройство шарниров и всех проводок должно быть выбрано так, чтобы не имел места, так называемый, свободный ход и не было никакого дергания тросов. Первое зависит от наличия люфта, а второе от неправильного расположения рычагов и качалок.

Другой род передачи (жесткая передача) движения к рулям достигается посредством трубок (фиг. 3_{21}).

Выбор гибкого или жесткого устройства производится в зависимости от пространственных соотношений в самолете, имеющегося в распоряжении конструктора веса и условий эксплоатации.

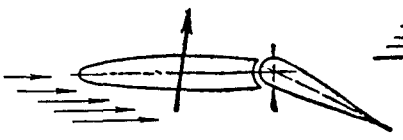
К недостаткам тросового устройства относится вытяжка троса и перетирание его.

Жесткое управление болеее надежно, но осложнено устройством опор и балансиров.

§ 3_{21}. СХЕМЫ ДЕЙСТВИЯ РУЛЕЙ

Для достижения необходимого соответствия между движениями летчика и руля высоты при гибкой передаче применяется перекрещенное направление тросов от ручки к рычагам руля.

Благодаря этому движению ручкой вперед руль глубины отклоняется вниз, т. е. в положение, показанное на фиг. 4_{21}. Таким образом стабилизатор и рули глубины, действуя вместе, как изогнутая несущая поверхность, получают некоторую подъемную силу, направленную кверху, вследствие чего весь самолет поворачивается около своего центра тяжести носом вниз и опускается.



Фиг. 4_{21}.



Фиг. 5_{21}.

Притягивание ручки на себя дает поднятие руля кверху, и наступает обратное действие, т. е. конец фюзеляжа, благодаря действующей сверху нагрузке, опускается, отчего самолет принимает направленное вверх положение и поднимается (фиг. 5_{21}).

Тросы управления для элеронов проведены таким образом, что при движении рычага направо правый элерон поднимается наверх, а левый опускается вниз: поэтому у последнего появляется действующая вверх подъемная сила, а у первого — снижающая. Оба элерона, двигаясь одновременно, одновременно же вызывают действие сил на них и заставляют самолет наклоняться в ту же сторону, в которую сделан наклон ручки.

Для легких машин, особенно для спортивных самолетов, употребляется управление ручкой, так как оно может осуществляться одной рукой и различные повороты могут быть выполняемы скорее и вернее. Машины для пассажирских сообщений и большие транспортные самолеты снабжаются, наоборот, штурвальными управлениями, так как посредством их может быть приложена большая сила для управления.

§ 4_{21}. ОСОБЫЕ СХЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

В главе 12 была описана система „Анрио-Биш", отличающаяся несколько от обычного управления самолетом.

Имеется система управления, предложенная итальянским инженером Бернарди, которая не имеет никаких органов, приводимых в действие ногами (фиг. 6_{21}).

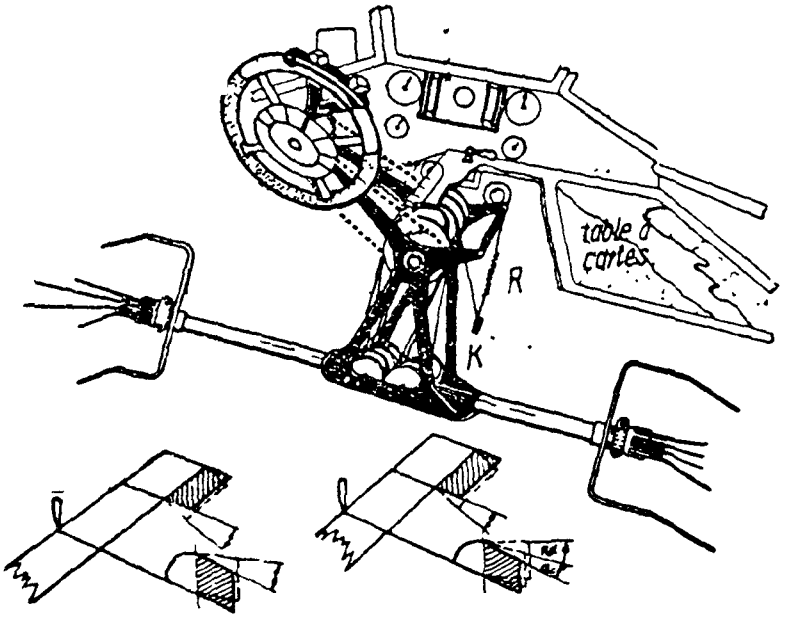
Движение руля направления и элеронов связано между собой, причем эти органы приводятся в действие одним штурвалом.

Вращение руля и элеронов, начиная от первоначального положения, установленного пилотом по его усмотрению, пропорционально повороту штурвала и находится с последним в одном постоянном соотношении.

Если руль и элероны установлены в нейтральном положении, то их поворот на углы α и $k\alpha$ равен повороту штурвала. Если же исходное положение руля не совпадает с нейтральным, другими словами, если связь между рулем и элеронами устанавливается только после предварительного поворота руля на угол α, то движения этих органов не будут равны поворотам штурвала.

Во всяком случае, между поворотами обоих органов управления есть постоянное соотношение, и если поворот элерона на угол α принять за величину переменную, то поворот руля направления β выражается формулой:

$$\beta = \alpha_0 + k\alpha.$$



Фиг. 6_{21}.

Угол α_0, устанавливаемый пилотом в виде компенсации для выправления сноса при нормальном полете без бокового ветра, равен нулю. Коэфициент K, меньше, равный или больше единицы, определяется конструкцией машины в зависимости от соотношения поверхностей органов управления и плеч рычага.

Устройство управления продольной устойчивостью конструкции Бернарди таково. Рама К, на которой монтирован штурвал V, и вся система управления движется вокруг оси, параллельной оси самолета. Движению рамы спереди назад соответствует как и при обычном управлении, перемещение руля глубины, причем угол поворота определяется по указателю градуированного сектора.

Для элеронного управления на оси штурвала имеется шестерня, приводящая в движение посредством цепи шкивы, по которым проходят тросы элеронов.

Для управления рулем поворотов на оси штурвала имеется вторая шестерня, соединенная цепью со шкивом, включенным в систему управления рулем повортов. Эта шестерня связана с рукояткой, которая покрывает некоторую часть штурвала так, чтобы ее можно было легко ухватить. Нормально рукоятка закреплена на штурвале V посредством двух пружинных кнопок, и это положение отмечает специальный указатель.

Однако пилот имеет возможность в любой момент перейти на независимое друг от друга управление отдельными органами: для этого надо только нажать кнопки на рукоятке, тогда рукоятку свободно можно передвигать по штурвалу V. В этом случае управлением уже заняты обе

руки: левая держит штурвал, а правая — рукоятку. При таком положении рукоятки в отношении штурвала V устанавливается угол α_0, отмечаемый указателем.

В целях наибольшей простоты, управление колесными тормозами сосредоточено конструктором в том же штурвале.

Кроме того торможение может производиться отдельным рычагом, который на схеме не показан.

Буквой R обозначено эластичное приспособление для оттягивания штурвала. Это же приспособление обслуживает одновременно руль поворотов и элероны. Степень натяжения приспособления можно регулировать. Когда плоскость руля глубины поставлена под углом в соответствии с режимом, взятым для мотора, то это оттягивающее приспособление осуществляет автоматическое управление машиной.

Если все органы управления поставлены в нейтральное положение, то машина будет итти по прямой линии; если же они повернуты для виража определенного радиуса, то машина будет все время делать виражи.

Преимущества системы Бернарди сводятся к следующему: 1) заменена недостаточная чувствительность, которой обладают ноги человека, более острой чувствительностью руки; 2) освобождаются от участия в управлении машиной ноги и одна рука; 3) дается возможность механически выполнять виражи, что между прочим облегчает инструктаж учеников; 4) не имеет места одновременный поворот в различном направлении элеронов и руля, вызывающий обычно скольжение на крыло; 5) постоянное обозначение указателями углов поворота обеспечивает возможность подъема под желаемым углом полета при отсутствии видимости; 6) налицо автоматическая корректировка сноса посредством перестановки с исходного положения руля; 7) является возможность путем комбинированного использования органов управления и визира направить машину совершенно точно к определенному месту.

В 1932 г. система Бернарди была применена на моноплане „Капрони 97" с мотором „Юпитер 420" и в перелетах на большие дистанции дала вполне благоприятные результаты. В настоящее время эта система введена в практику итальянской авиации.

§ 5_{21}. УГЛЫ ОТКЛОНЕНИЯ РУЛЕЙ

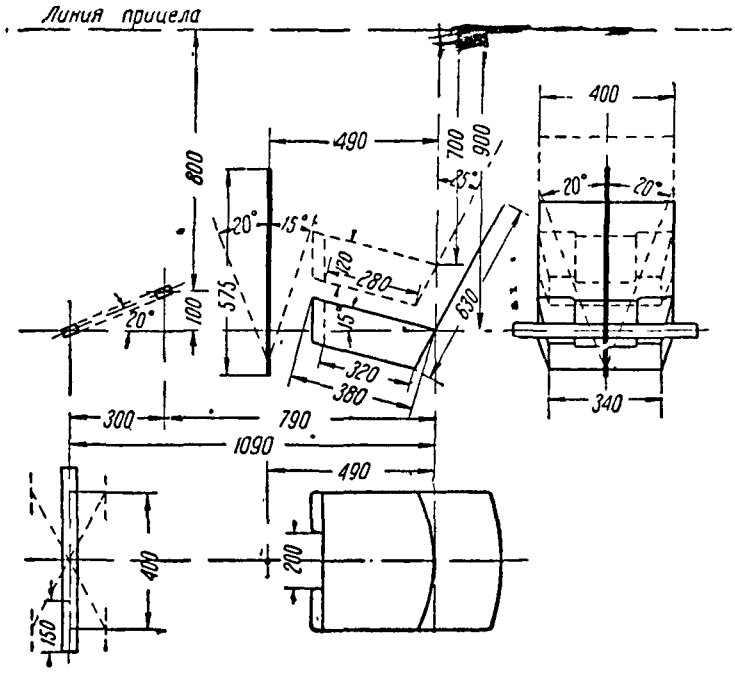
Каждая из трех групп управления (ручное, элеронное и ножное) должно осуществлять: 1) установленные углы отклонения рулей, 2) перемещение ведущих рычагов (ручка и ножная педаль) в соответствующих габаритах пилотской кабины, 3) допустимые пределы усилий со стороны пилота для воздействия на органы управления.

Практикой установлены следующие диапазоны отклонения рулей: а) нормальное функционирование руля глубины протекает в пределах $\pm 30°$, т. е. полный раствор руля составит 60°; б) полное отклонение руля направления в обе стороны составляет 60°; в) отклонение элеронов в нормальном управлении составляет $\pm 15°$, т. е. в полном диапазоне 30°. При дифференциальной системе отклонение элеронов вверх делается больше, чем вниз.

Размещение органов управления в кабине ориентируется относительно пилотского сиденья. Стандартные размеры кресла с парашютом вместо подушки даны на схеме фиг. 7_{21}; здесь же указано положение ручного и ножного управления для одномоторного самолета.

Как видно из чертежа, ручка отклоняется от среднего положения вперед на 20° и назад на 15°.

В больших самолетах с малой маневренностью и спокойным управлением отклонение рычага или штурвала вперед делается меньше (18 — 20°), чем назад (до 25°), что вызывается необходимостью выдержать самолет над землей при посадке на три точки, когда летчик выбирает руль на себя доотказа.

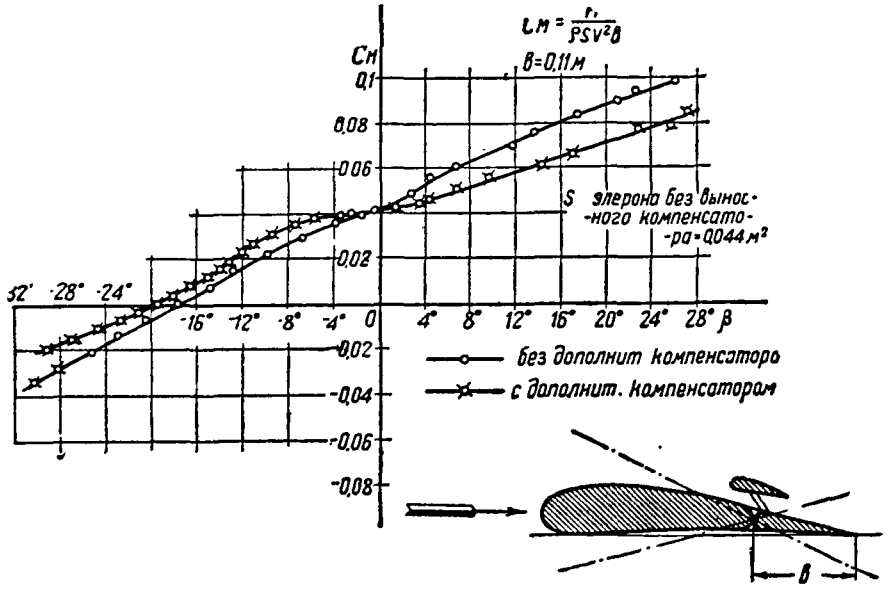


Фиг. 7_{21}.

Отклонение рычага для элеронного действия не должно превосходить 40° вправо и влево (20° от среднего положения).

Несколько иную ориентировку дает штурвальное управление на многомоторных самолетах, когда для отклонения элеронов необходим поворот штурвала от 180 до 270°[1].

Кинематика управления тесно увязывается с усилиями на штурвале или рычаге управления. Обычно нормальное усилие составляет 5 *кг* и не должно превосходить 10 *кг*.



Фиг. 8_{21}.

Подсчет усилий на рычаге управления пилота обычно производится на основании шарнирных моментов, полученных при продувке модели. На фиг. 8_{21} показана типичная диаграмма шарнирных моментов элерона.

[1] Первая цифра является нормальной, а вторая зависит от вытяжки троса.

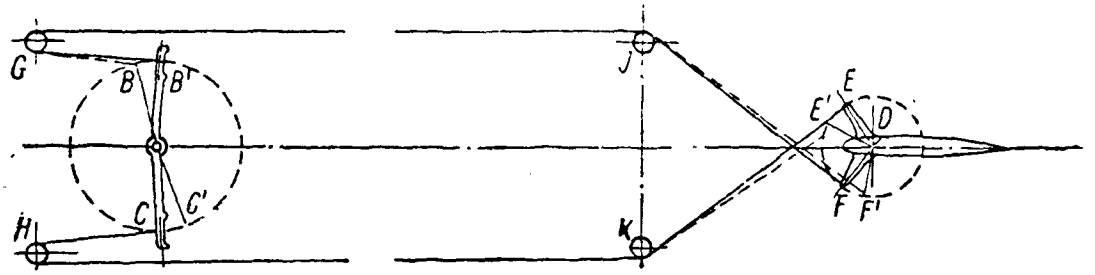
Уравнение, связывающее шарнирный момент и воздействующий момент на рычаге, имеет вид:

$$M_ш = C_ш \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b = Q \cdot H \cdot i, \qquad (1_{21})$$

где $C_ш$ — коэфициент шарнирного момента,
S — площадь рулей,
V — максимальная скорость полета в *м/сек*,
b — средняя хорда элерона,
ρ — плотность воздуха,
Q — усилие пилота,
H — высота рычага,
i — передаточное число.

§ 6$_{21}$. КИНЕМАТИКА УПРАВЛЕНИЯ

Для получения кинематически безукоризненного управления требуется, чтобы тросы ни при каком положении рулей не ослаблялись. Это дости-

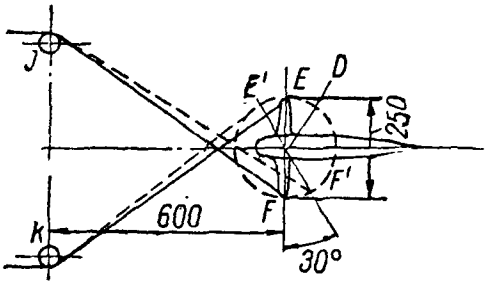


Фиг. 9$_{21}$.

гается, если расстояние от места прикрепления троса к рычагам управления троса (штурвальное колесо, ручка управления) при любых положениях рулей и равной длине каждого троса остается неизменным.

Выполнить это условие возможно двумя способами.

Во-первых, избрать радиус, описываемый ножным рычагом, равным радиусу рычага на руле (фиг. 9$_{21}$); при этом следует обязательно обращать внимание на то, чтобы *оба места* прикрепления тросов к органу управления (*B* и *C*), точно так же как и места прикрепления на руле (*E* и *F*) с принадлежащими к ним точками поворота (*A* и *D*), лежали на одной прямой линии. На фиг. 10$_{21}$ показано неправильное расположение рычагов.

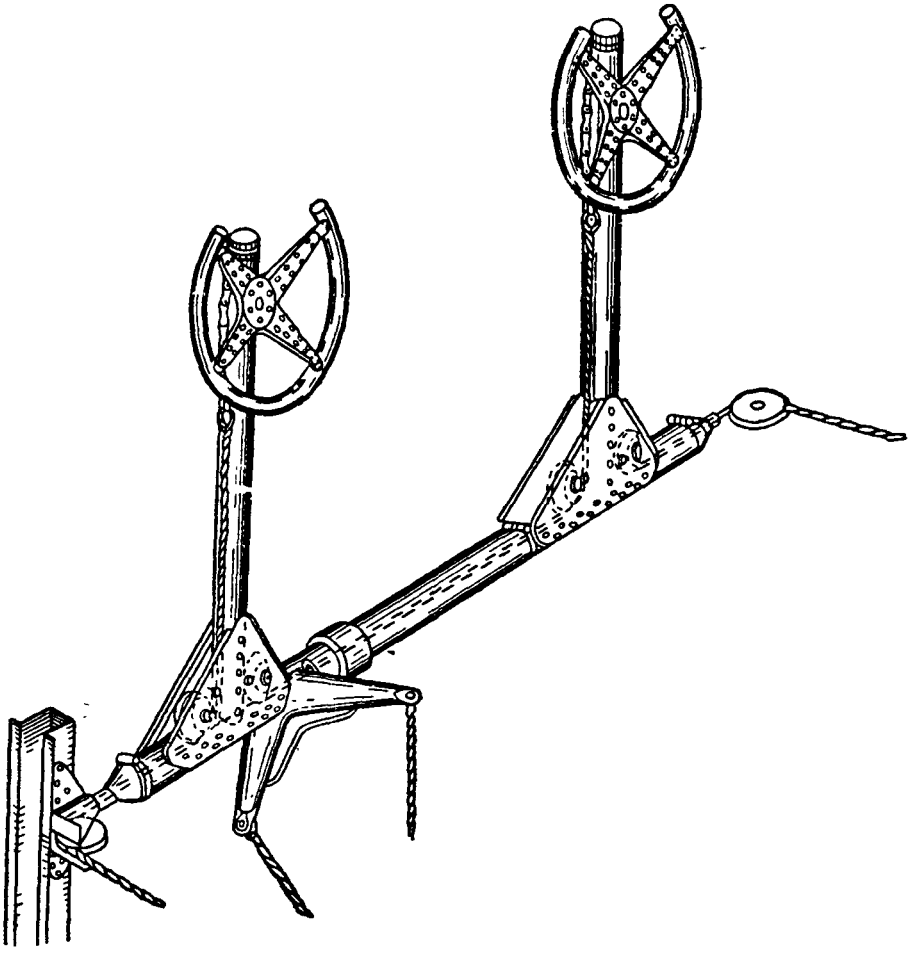


Фиг. 10$_{21}$

Во-вторых — так как в большинстве случаев полное равенство радиусов невозможно из-за недостатка места, то в этом случае кинематическое требование выполняется по-другому. На концах рычагов устраиваются сегменты; так как прямые части тросов всегда равны общей касательной обоих отрезков круга, то оба троса остаются неизменяемыми в своей длине.

Если радиусы достаточно малы по отношению к расстоянию от оси р ля и оси управления, то разница в длине тросов является незначит льной и может быть компенсирована эластичным растягиванием тросов. Но если направляющие ролики установлены слишком близко к местам п крепления тросов, то могут сложиться очень неблагоприятные отношения. Такие проводки должны быть графически проверены в смысле их кинемат ческой пригодности.

Ролики. При гибком управлении тросы прикрепляются к двойным р чагам или к штурвальному колесу, между тем как изменения напра-

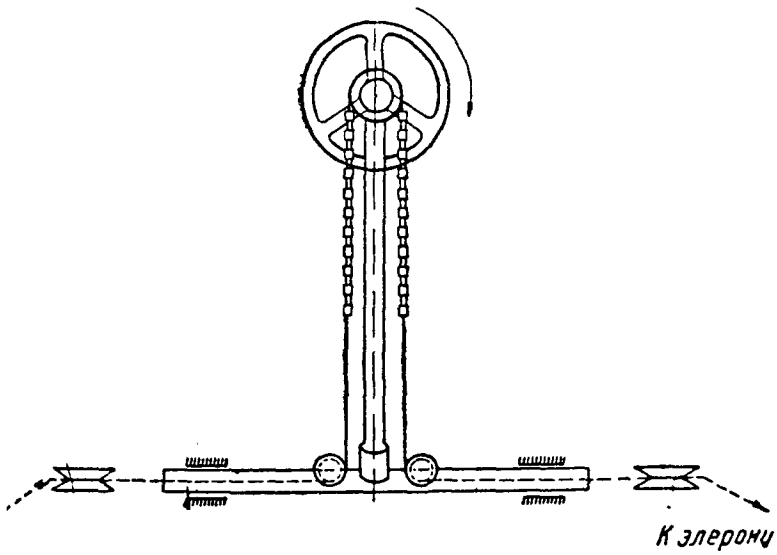


Фиг. 11_{21}.

ления тросов (перенаправление) производится через ролики с одним и двумя ручьями. Ролики могут быть установлены на бронзовых втулочках или шарикоподшипниках. Если перенаправление тросов незначительно, то вместо направляющих роликов можно употреблять просверленные фибровые трубочки, которые для уменьшения трения при скольжении должны быть хорошо смазаны.

Подобное устройство применяется также при длинных тросах, когда они слишком сильно провисают и потому должны быть поддержаны. Они надеваются перед сращиванием троса. На небольших расстояниях перенаправление троса заставляет ставить ориентирующиеся ролики с двумя осями поворота.

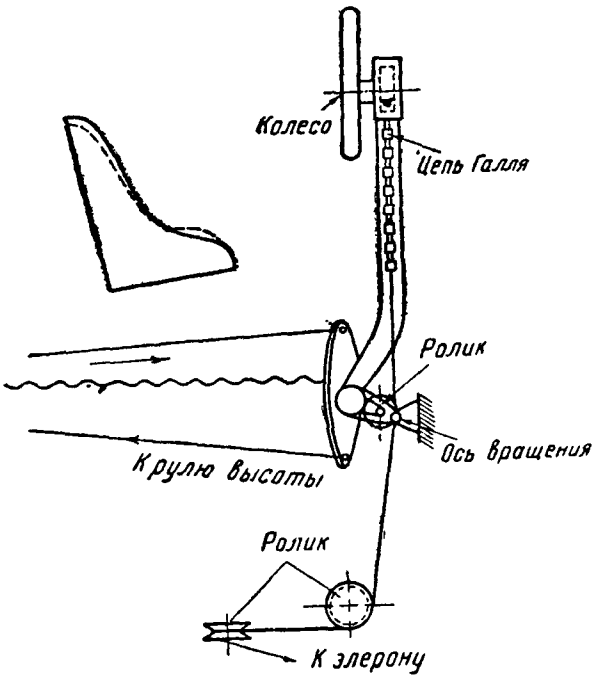
Проводка от штурвала. Особенные затруднения представляет подводка элеронных тросов к штурвальной колонке. Здесь могут встретиться два случая: первый случай — когда тросы проходят через середину горизонтальной осевой трубы (фиг. 11_{21}); тогда ролики устанавливаются в прорези трубы; второй случай — когда направляющие ролики поставлены снаружи на приварных кронштейнах; штурвальная колонка делается коленчатой.



Фиг. 12_{21}.

Для устранения натяжения тросов осевыми роликами перемена его направления достигается специальным роликом, поставленным внизу колонки на некотором расстоянии и под углом 10 — 15° к ее оси.

Подобную проводку можно встретить на многомоторных самолетах при разделенных пилотских сидениях (фиг. 12_{21} и 13_{21}).



Фиг. 13_{21}.

Пример 1

Найти диаметр звездочки по схеме фиг. 12_{21}, если рабочий рычаг элерона равен 200 *мм*.

Решение. Известно, что элерон отклоняется на угол $\pm 15°$. Ход троса при этом составит:

$$S = \frac{2\pi r \cdot 15}{360} = 52{,}5 \text{ мм}.$$

Окружной путь звездочки принимаем равным двойному ходу троса $2S = 105$ *мм*. Так как при этом штурвал отклоняется на полоборота, то средний диаметр звездочки найдем из выражения

$$\frac{\pi d}{2} = 105 \text{ мм}.$$

$$d = \frac{210}{\pi} \approx 67 \text{ мм}.$$

Принимая максимальный размер сережки в цепи Галля равным 15 *мм*, получим наружный диаметр равным $67 + 15 = 82$ *мм*.

Пример 2

Определить усилие на рычаге пилота для элеронного действия[1], если шарнирный момент элерона по продувкам найден $C_ш = 0{,}0125$, площадь элеронов $S = 1{,}8$ *м*^{2}, хорда $t = 0{,}45$ *м*, $V_{max} = 200$ *км/ч* и высота рычага $H = 650$ *мм*.

Ответ: 5,7 *кг*

[1] См. Нормы прочности управления стр. 504.

§ 7_{21}. КОНСТРУКЦИЯ ЦЕНТРАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

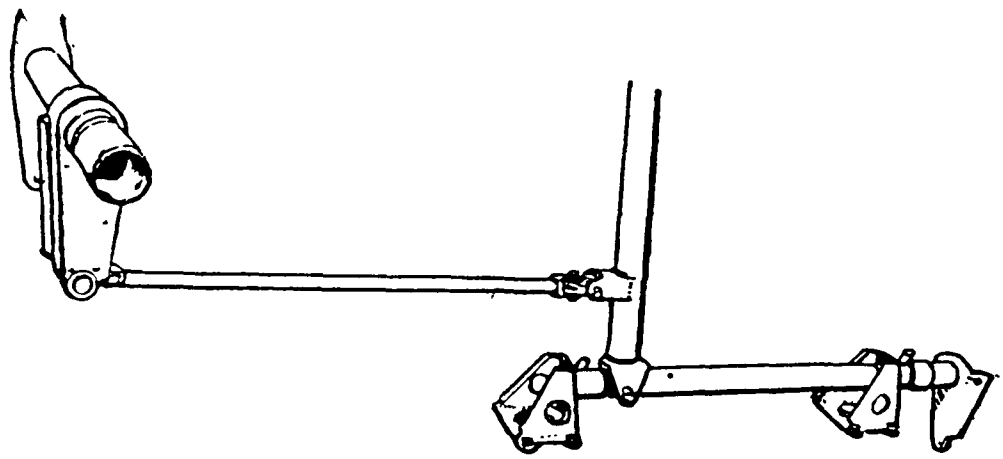
Конструктивное выполнение карданного механизма отличается большим разнообразием и зависит от целого ряда условий, связанных со стержневой системой фюзеляжа или центроплана, а также и условиями простоты технологического процесса.

Наибольшие отступления от нормальной тросовой схемы управления встречаются в системах с жесткой проводкой.

На фиг. 14_{21} дана простейшая установка ручного управления с жесткой передачей к качалке руля высоты.

Рычаг элеронного управления монтирован на горизонтальной трубе.

На фиг. 15_{21} дана схема двойного управления тренировочного биплана „Авро 626".



Фиг. 14_{21}.

Движение рулю высоты здесь сообщается через соединения *B*, через тягу и качалку на левой стороне. Проводка к элеронам идет от рычага *A*; трос руля поворота присоединяется к педали в точке *C*.

Весьма компактная схема двойного управления осуществлена Шакле-тоном Муррей на самолете „S. M.-1" (фиг. $16a_{21}$).

Управление элероном здесь достигнуто внешней трубой большого диаметра, вращающейся в двух подшипниках.

Вращение от центрального рычага пилота передается элеронам через треугольные подставки, приклепанные к этой трубе. На конце рычага имеется горизонтальная труба, шарнирно с ним соединенная и проходящая внутри элеронной трубы. Все болты просверлены для смазки и имеют штауферную масленку.

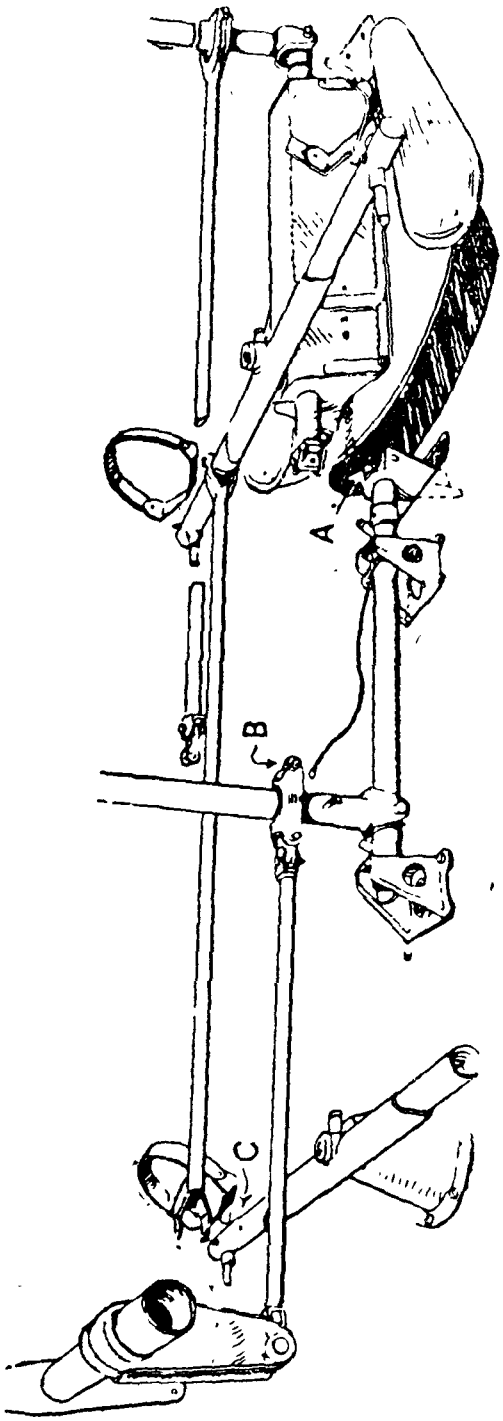
Центральное управление немецкого истребителя „Хенкель" монтировано на сварных трубах фюзеляжа. Интересно отметить, что жесткое управление элеронам здесь достигается качалкой, шарнирный болт которой движется в прорези ведущего рычага.

В установках двойного управления раздельность действия руля высоты и элерона достигается постановкой универсального шарнира на конце тяги, соединяющей оба центральных рычага.

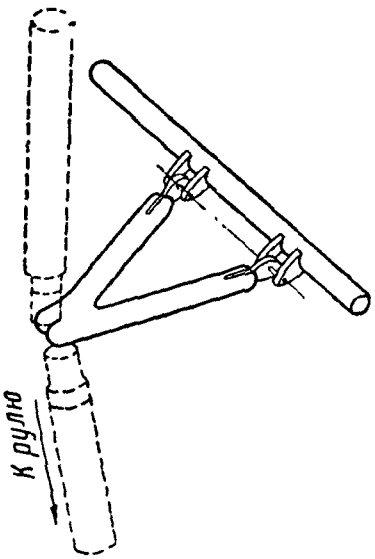
Чаще всего конструкция шарнира выполняется с двумя осями посредством промежуточной двойной точеной вилки; или же на трубу управления

надевают траверсу, осуществляющую движение около двух осей, как это и сделано в схеме Хенкеля.

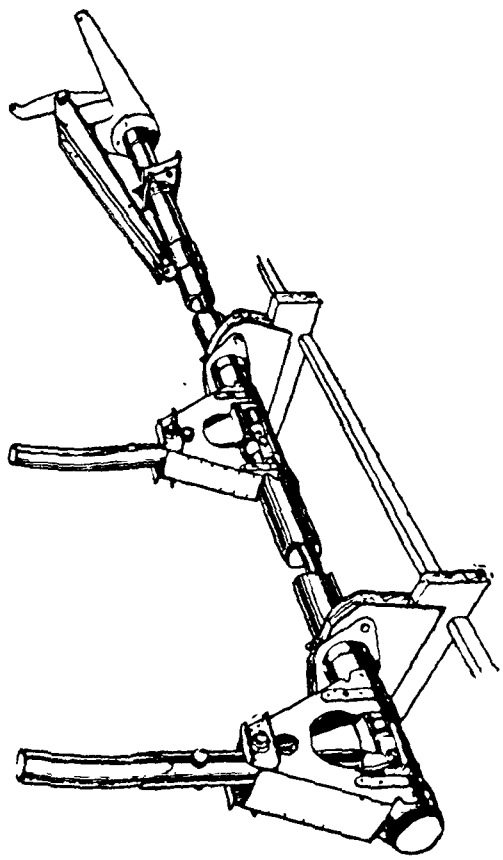
Внутренняя жесткая проводка к элеронам выполняется трубчатыми тягами и качалками (фиг. 16б$_{21}$).



Фиг. 15$_{21}$.



Фиг. 16б$_{21}$.



Фиг. 16а$_{21}$.

Смешанная тросовая и жесткая проводки применены в конструкции самолета „Иградо"

Так как направление концевой тяги, соединяющей качалку с рычагом элерона, выходит из плоскости вращения качалки (ломается), то применяют или карданное сочленение на одном конце ее, или же в вилку трубы

прессовывают двухрядный шарикоподшипник, внутреннее кольцо которого имеет сферическое движение.

Диференциальное элеронное управление, примененное на самолете „Р-5", было нами описано в главе 6.

На больших самолетах, где нередко пилотское сиденье разделено проходом в носовую часть самолета, усилие на обоих штурвалах сосредоточивается на балансирной горизонтальной трубе, вынесенной назад и работающей на кручение.

Схема подобной установки применена на самолетах „Дорнье-Валь". Здесь блокировка раздельных управлений достигается на балансире опорной трубы.

Простейший способ соединения центрального рычага — это постановка трубы на конических болтах в стакан. Следует избегать заварки рычага управления ввиду ослабления его сваркой.

В целях обхода препятствий в виде лонжеронов или приближения рычага к пилоту рычаг нередко делают вогнутым (управление на самолете „Иградо").

§ 8_{21}. КОНСТРУКЦИЯ ОПОРНЫХ ПОДШИПНИКОВ

В большинстве старых конструкций опоры управления выполнялись скользящие на бронзовых вкулках. В современных самолетах все чаще управление монтируется на шарикоподшипниках. Метод монтажа подшипника очень прост.

На фиг. 17_{21} видно, что в конец трубы вставлена точеная муфта с шипом, который оканчивается нарезкой для затяжки среднего кольца подшипника. Однако по условиям монтажа подшипников нередко приходится их размещать непосредственно на трубе.

В таком случае постановка нормального подшипника явилась бы слишком тяжеловесной и подшипник не соответствовал бы опорным усилиям. Выходом из положения является установка комбинированного подшипника велосипедного типа.

Образец подобной конструкции мы видим на примере винта с изменяемым шагом.

Трудность такого устройства состоит в производстве шин, которые должны быть абсолютно точно обработаны, но зато расходы, связанные с изготовлением их, с избытком окупаются легкостью и удобством управления, в котором потери трения сведены до минимума.

Другой пример комбинированного подшипника встречается в больших многомоторных самолетах при монтаже качалок и осевых труб, когда они служат опорой рычагов различного назначения (фиг. 18_{21}).

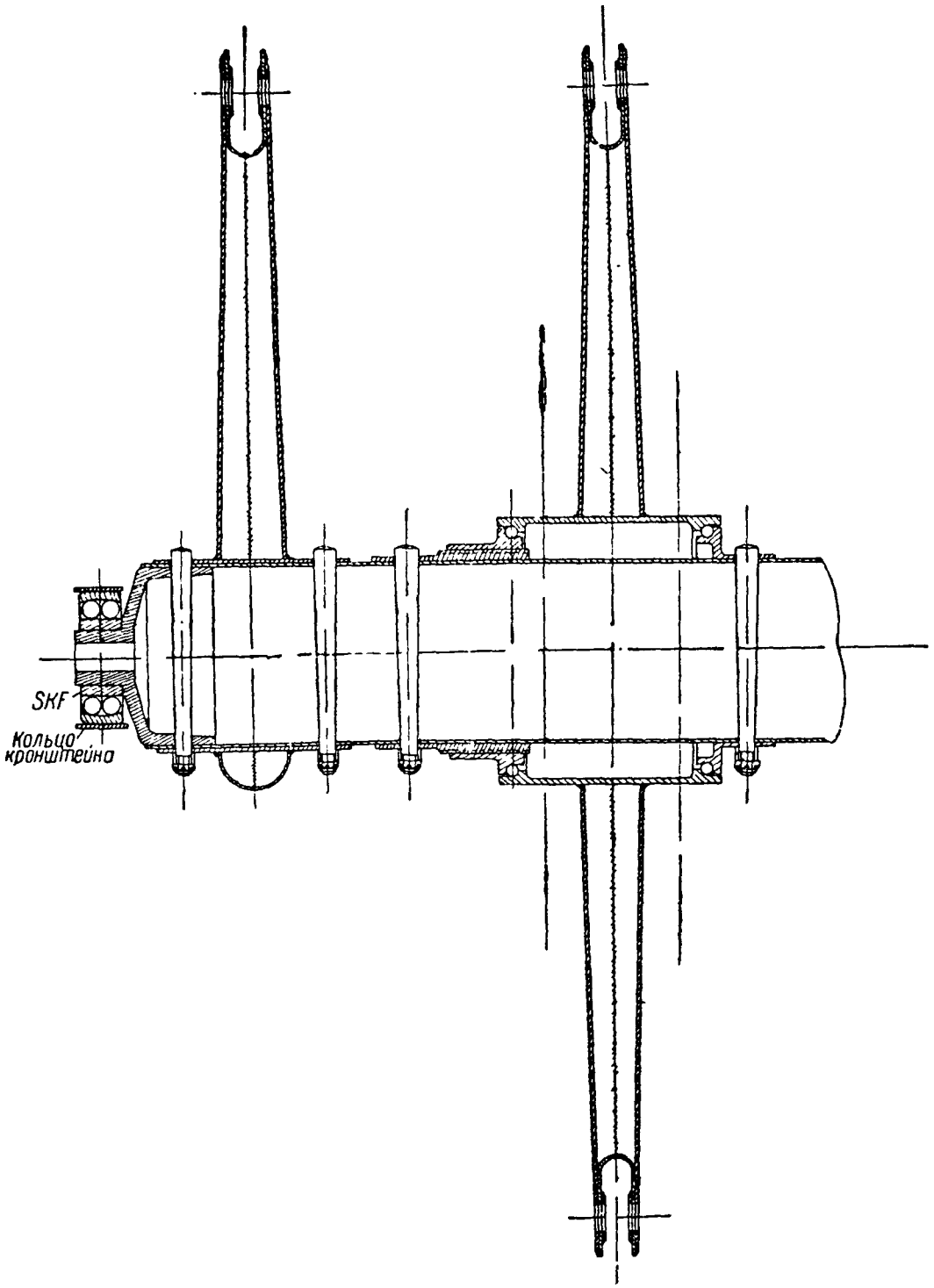
Монтаж внутренней обоймы непосредственно на трубу можно делать при малых длинах трубы, в других случаях необходимо применять конструкцию, показанную на фиг. 17_{21}

§ 9_{21}. КОНСТРУКЦИЯ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ

Форма рычагов, применяемая в самолетостроении в качестве промежуточных передаточных органов управления, представляет в большинстве случаев очертание тела равного сопротивления.

Наиболее распространенным типом является штампованный пустотелый

рычаг эллиптического сечения, состоящий из двух сваренных частей листовой стали (0,8 — 1 *мм*), углеродистой или хромомолибденовой.



Фиг. 17_{21}.

Их обычно получают выколоткой и затем заваривают по шву; вилка образуется П-образной вставкой.

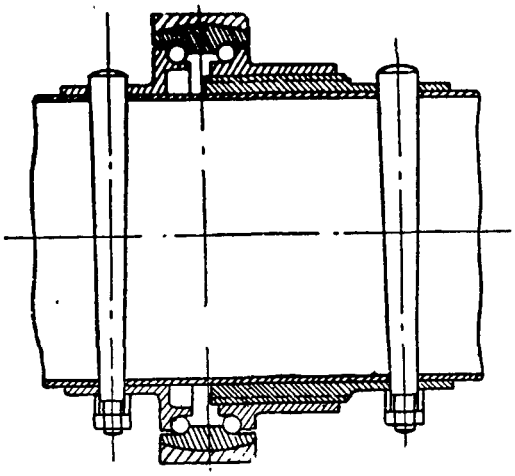
В зависимости от конструкции шарнира наварные шайбы ставят внутри вилки для шарниров, образованных шарикоподшипником, и извне — для охватывающих точеных вилок.

Другой метод образования сечений рычага, практикуемый при точечной электросварке, состоит в наложении боковых щек на внутренние угольники, т. е. рычаг принимает прямоугольное сечение. Подобный рычаг представлен на фиг. 19_{21}.

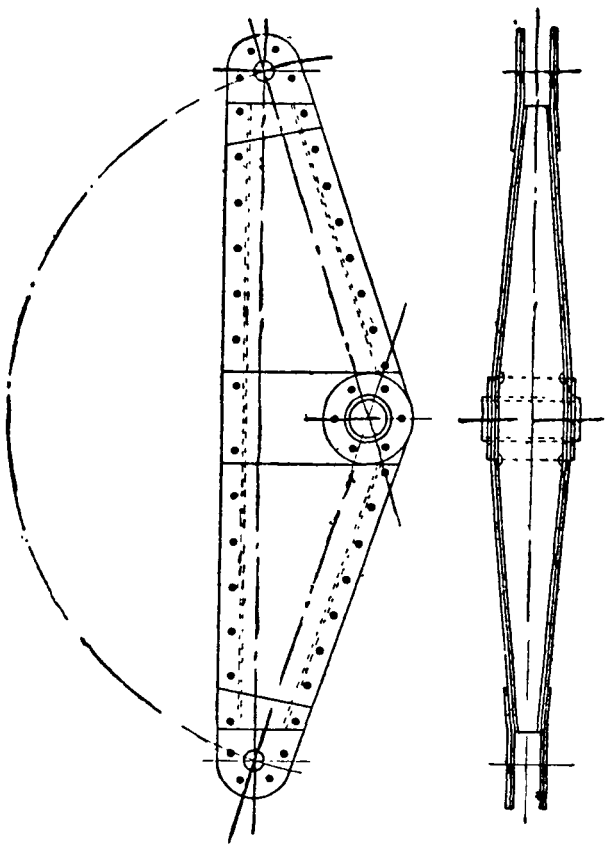
Балансиры. При проводке жесткого управления внутри фюзеляжа или крыла нередко приходится менять направление тяги; в таком случае устанавливают промежуточные качающиеся рычаги, называемые балансирами.

Качалки. В тех случаях, когда жесткая передача изменяет свое направление не только по вертикали, но и по горизонтали, применяется качалка. Она представляет кривошипный механизм в виде трубы с размещенными рычагами, которая качается на выносных кронштейнах, прикрепленных к неподвижной трубе или опорам. Этим достигаются большие удобства в размещении рычагов и значительно упрощается вся проводка.

Направление тросов и тяг соблюдается то же, что и в случаях, рассмотренных по § 1_{21} и 5_{21}.



Фиг. 18_{21}.



Фиг. 19_{21}.

В современных пассажирских и скоростных самолетах избегают открытого расположения рычагов ввиду возникающего дополнительного лобового сопротивления.

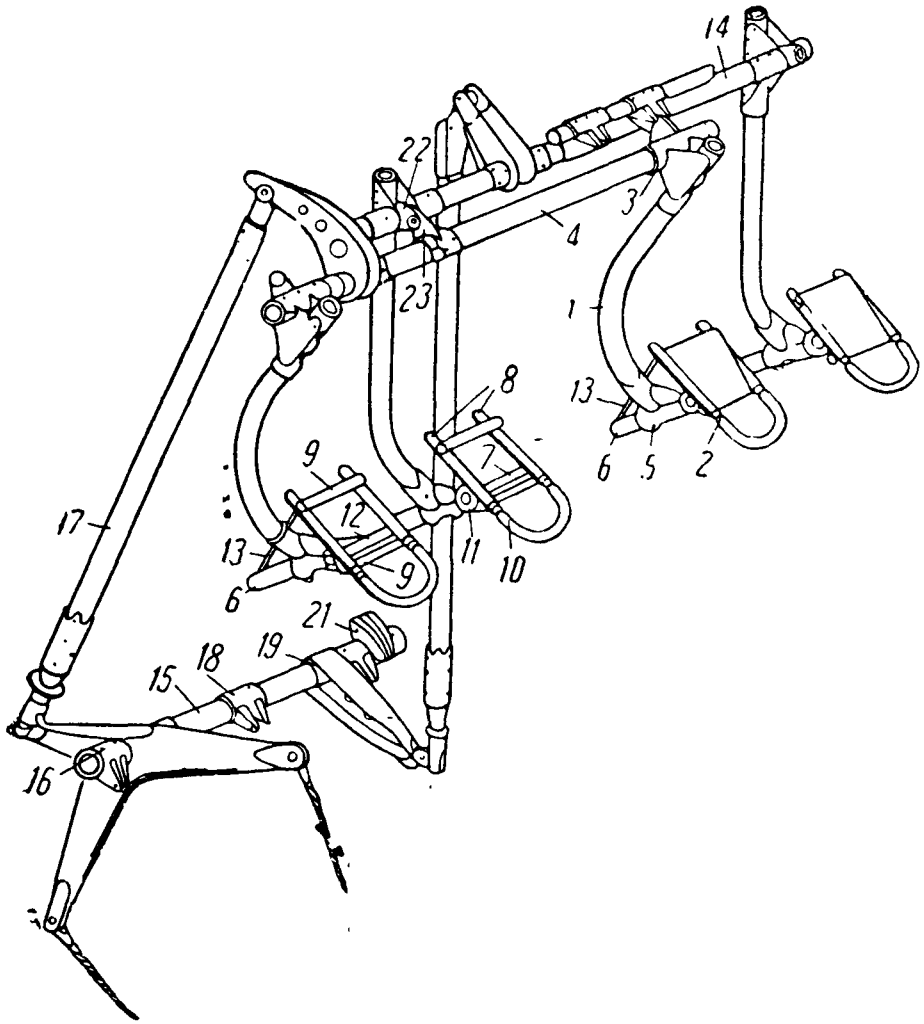
Высокие тяги и рычаги устанавливаются внутри фюзеляжа, как это примерно в конструкции хвостовой части французского самолета Бреге „Тутасье". АТ—I.

Скрытое расположение рычага применяется и для руля направления.

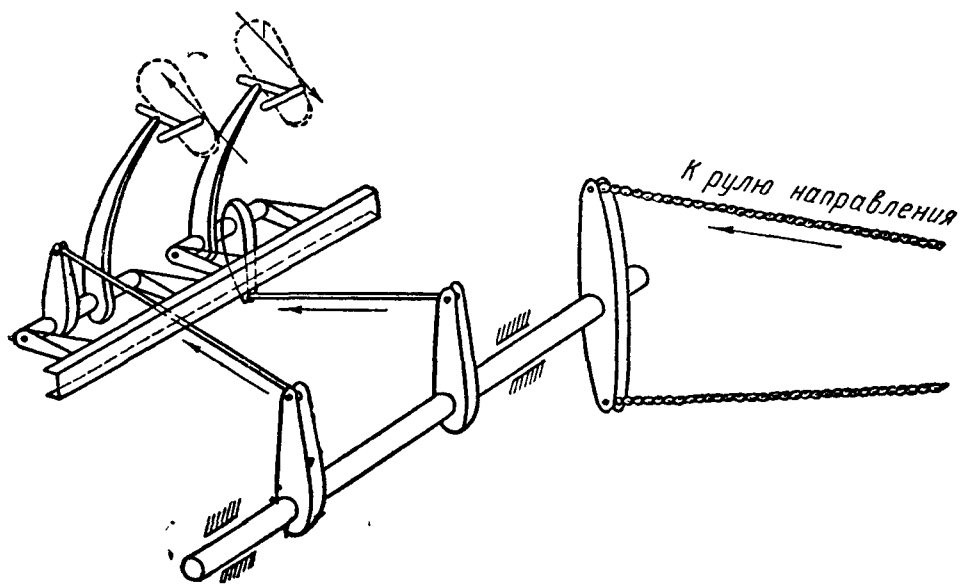
§ 10_{21}. КОНСТРУКЦИЯ НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Конструкция ножного управления отличается не меньшим разнообразием, чем ручного.

На фиг. 1_{21} представлены примеры тросовой проводки от нормального двуплечего рычага.



Фиг. 20_{21}.



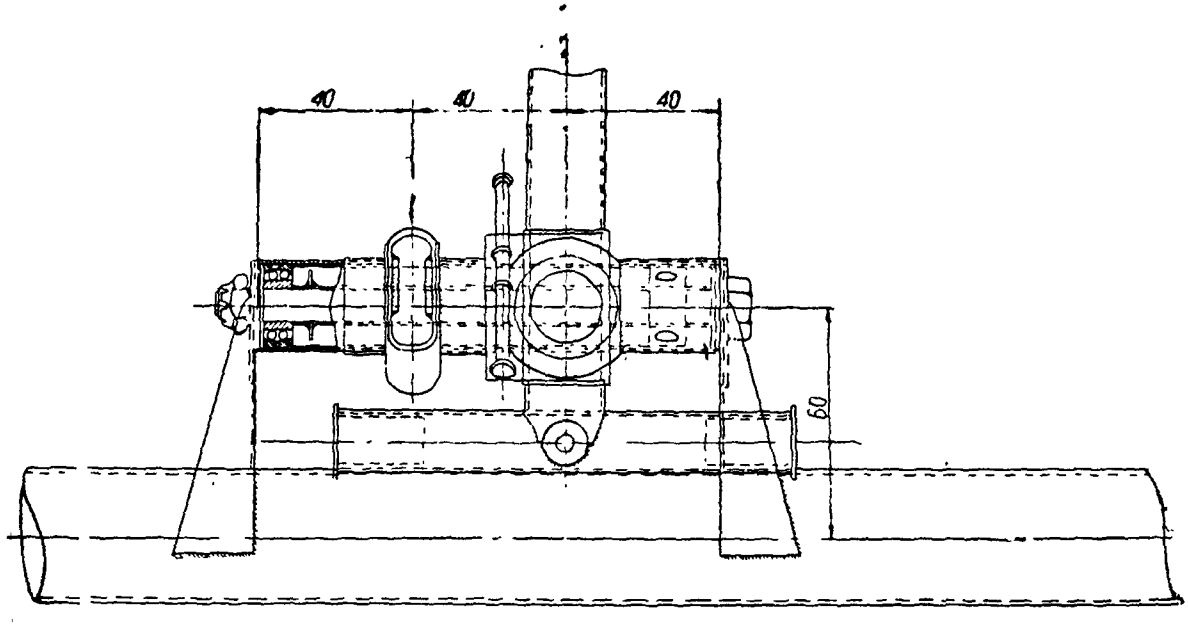
Фиг. 21_{21}.

На многих пассажирских машинах применяется педальная система управления, которая допускает скрытое расположение под полом и вместе представляет известные удобства для летчика и не стесняет проводку от других агрегатов.

На фиг. 20_{21} представлено подобное устройство на самолете „АНТ-9" где: *1* — промежуточный рычаг, *2* — педаль левой ноги, *3* — качалка, *15* — сборная труба, *16* — рычаг тросовой передачи, *17* — труба жесткой передачи.

В целях регулировки ножных педалей в зависимости от роста летчика их нередко делают выдвижными и качающимися.

Интересную конструкцию установки ножного управления представляет система, изображенная на фиг. 21_{21}.



Фиг. 22_{21}.

Здесь ножные педали правого и левого пилота через жесткие тяги сосредоточивают усилия на промежуточной балансирной трубе, на которой смонтирован двуплечий рычаг для тросовой проводки к рулю направления.

Обе ножные педали вращаются на шарикоподшипниках (фиг. 22_{21}), колонка для крепления педалей сделана конической и серповидной.

§ 11_{21}. ОБОРУДОВАНИЕ МОТОРНОГО ПУЛЬТА И КАБИНЫ

Управление самолетом и мотором должно находиться в стройном гармоническом сочетании, облегчая летчику маневрирование и самолетовождение при всех условиях лётной обстановки и погоды. Это достигается надлежащим оборудованием пилотской кабины и правильным расположением всех приборов и рычагов.

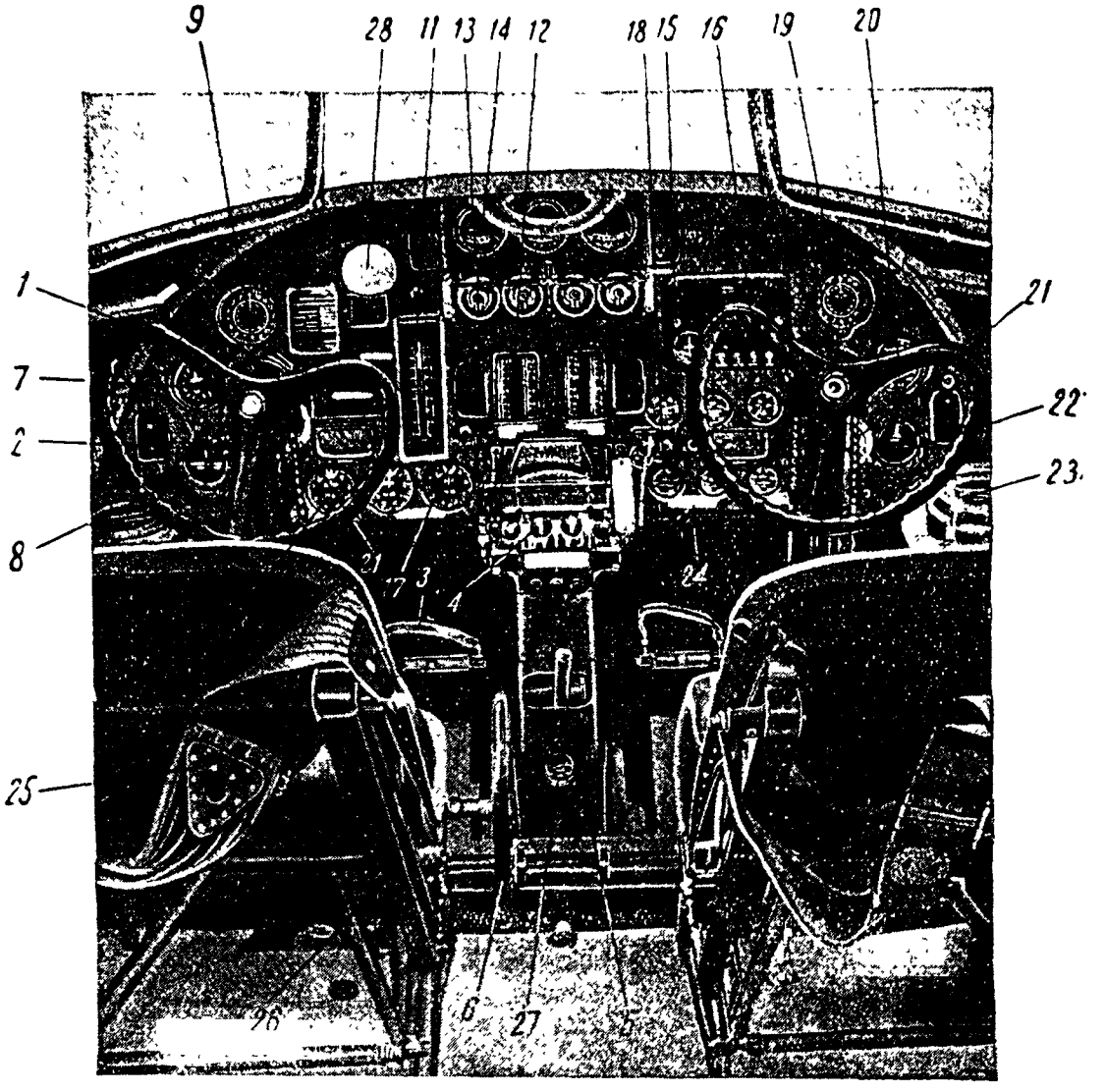
Основными требованиями, предъявляемыми к пилотской кабине, являются следующие:

1) Она должна быть достаточно просторна, чтобы не стеснять движений летчика, посадка его должна быть выполнена в установленных габаритах.

2) Расположение окон должно обеспечить хороший обзор вперед и в сторону и хорошее освещение внутри для наблюдения за приборами.

3) Расположение штурвалов и ручек управления не должно затенять остальных приборов.

4) Вся проводка должна быть скрыта под полом кабины.



Фиг. 23_{21}.

5) Расположение рычагов тормозных и подъемных механизмов управления моторами должно быть доступно для управления с обоих пилотских мест.

6) Расположение приборов должно отвечать удобству наблюдения за ними и степени их ответственности при пилотировании самолета. Непосредственно перед глазами летчика размещаются тахометры, высотометры и указатель скольжения.

Примером рационального оборудования кабины является кабина английского пассажирского 4-моторного моноплана „Аталанта" фирмы „Армстронг Витворт" (фиг. 23_{21}).

В центре расположен моторный пульт *4*, над ним бензиномерные сте кла *12*; налево — счетчики оборотов *17* и *21*; над штурвалом — альти- ме р *9* и *19*; левее его — саф *7* и *20*, под ним — авиационный уровень *8* и *22* и борта — компас *23*.

Вверху приборной доски размещены приборы выключения зажигания 13, а также вольтметр и амперметр *14*, немного правее — щит бортовых ог ей *15* и под ними — указатели давлений *16* и температуры масла *18*.

В центре тормозной рычаг шасси — *5*, слева — штурвал стабилизатора — *6*.

СКБ "Вулкан-Авиа"

ПРИЛОЖЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

Приложение I — Стр.

Инфлюентные линии перегрузок самолета 493

Приложение II

Вспомогательные материалы по расчету винтомоторной группы

Данные авиационных моторов 495

Приложение III

Вспомогательные материалы к расчету самолета

Характеристики авиэток и легких самолетов 496
Характеристики скоростных самолетов 498
Средние веса конструкций и нагрузок для одноместного самолета с мотором воздушного охлаждения 500
Статистические данные весов отдельных частей самолета 501
Нормы прочности. Шасси морских самолетов 502
Нормы прочности лодок 503
Нормы прочности управления 504
Нормы прочности деталей самолета 504
Нормы прочности лыж для самолетов 505
Площадь оперения в процентах от несущей поверхности крыльев . . 507

Приложение IV

Формулы для расчета авиационных ферм и эпюры моментов

Формулы для расчета авиационных ферм 508
Напряжения в частях скрученной пирамидальной фермы треугольного типа 514
Напряжения в частях скрученной пирамидальной фермы прямоугольного типа 515

Приложение V

Расчет заклепочных соединений

Заклепочные соединения 515
Односрезные заклепки 516
Двусрезные заклепки 516
Двурядный шов 517
Сведения производственного характера 517
Размещение заклепок 518
Зависимость заклепок от толщины листа 520
Примеры расчета заклепочных соединений 520

Приложение VI

Вспомогательные таблицы по применению дюралюминия

Стандартный сортамент кольчугалюминиевых профилей 526
Диаграммы испытаний на сжатие профилей кольчугалюминия 527
Заклепки кольчугалюминиевые с полукруглой головкой 530
Сортамент кольчугалюминиевых труб 531

Стр.

Сопротивление кручению труб кольчугалюминия 532
Удельные веса, разрушающие напряжения модули упругости главнейших авиаматериалов 533

Приложение VII

Вспомогательные таблицы по применению хромомолибденовой и нержавеющей сталей 534
Хромомолибденовая сталь 534
Стандартный сортамент авиационных труб 536
Трубы стальные хромомолибденовые 538
Сортамент осевых труб 540
Моменты инерции овальных труб 541
Стандартный сортамент лент, расчалок, муфт и валиков к ним 541
Нержавеющая сталь 542
Основные приемы сварки деталей самолета 543

Приложение VIII

Вспомогательные диаграммы к расчету стержней на продольный изгиб
Формула Джонсона 547

Приложение IX

Тормозные колеса
Краткое описание тормозных колес с колодочными тормозами 550
Основные данные размеров тормозных колес 555
Характеристика влияния тормозов на длину пробега 556
Веса отдельных частей тормозного механизма Дэнлоп 557

Приложение X

Схема бензинопровода самолета АТ-1 558

Приложение XI

Схема маслопровода самолета АНТ-3 559

Приложение XII

Схема бензинопровода самолета АНТ-3 559

Приложение XIII

Диаграмма испытания пластинчатого амортизатора 560

Приложение XIV

Диаграмма Кремоны ферменного фюзеляжа на случай Е 561

Материалы и источники, использованные автором 562

Приложение

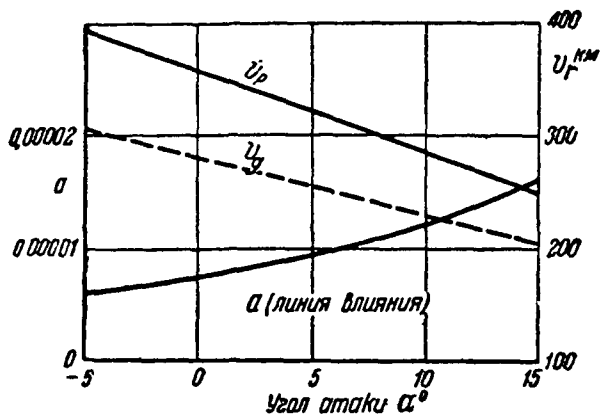
ИНФЛЮЕНТНЫЕ ЛИНИИ ПЕРЕГРУЗОК САМОЛЕТА

Как видно из диаграммы (фиг. 1_I), крылья самолета подвержены переменной величине нагрузки в зависимости от скорости и угла атаки.

Расчетные нормы устанавливают максимальную величину перегрузки для некоторых определенных углов атаки. В целях определения наиболее невыгодного положения величины нагрузки правильнее было бы пользоваться методом построения инфлюентных линий, выражающих текущую зависимость перегрузки или усилий от угла атаки при данной скорости.

Построение этих линий основано на следующем. Как известно, нагрузка, действующая на крыло, сводится к двум силам и моменту, причем связь между силами, моментом и углом атаки может быть выражена аналитически. По этим нагрузкам можно подсчитать усилия в детали и построить интересующую нас линию влияния. Вместо того чтобы откладывать самоусилие R или напряжение σ, удобнее откладывать отношение сил и напряжения к разрушающей силе $R_м$ или напряжению $\sigma_м$, разделив все это еще на квадрат скорости полета.

$$a = \frac{R}{V^2}; \quad b = \frac{\sigma}{\sigma_м V^2}.$$



Фиг. 1_I.

Разрушение произойдет тогда, когда aV^2 или bV^2 будет равно единице. Переход за предел упругости произойдет при несколько меньшей величине указанных коэфициентов в зависимости от материала; обычно ее считают близкой к 0,5.

Построив диаграммы a и b по углу атаки для ответственных деталей самолета (фиг. 1), можно найти разрушающую скорость $V_р$ или скорость V_g, при которой материал дойдет до предела упругости

$$V_р = \sqrt{\frac{1}{a}}; \quad V_g = 0{,}7 V_р.$$

Пользуясь таким приемом, общую картину изменений перегрузочных факторов мы могли бы представить на диаграмме (фиг. 2_I).

Здесь кривая *1* представляет границу возможной перегрузки, учитывая мощность рулей в криволинейном полете; кривая *2* — граница разрушения конструкции; *3* — граница остаточных деформаций; *4* — граница допустимых деформаций; *5* — граница вибрации.

Такую диаграмму совершенно необходимо иметь для каждого самолета; только в этом случае можно эксплоатировать самолет вполне уверенно. Однако в настоящее время мы имеем лишь очень приблизительные представления о границах. Первая граница может быть найдена, как было указано ранее, путем рассмотрения равновесия моментов. Из него мы получаем минимальный радиус кри-

визны траектории r_{min}; тогда максимальная перегрузка будет:

$$n_m = 1 + \frac{V^2}{g r_{min}}.$$

Границу разрушения конструкции можно найти, определяя запас прочности k:

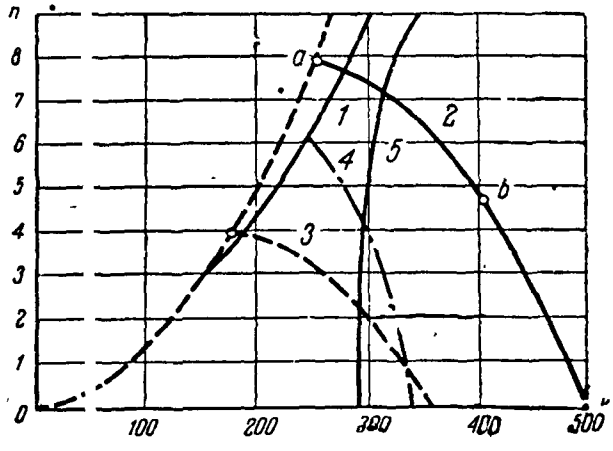
$$k = \frac{C_y \rho S V^2}{G}$$

приняв распределение нагрузки для данного угла атаки; соответствующую скорость полета можно найти так:

$$V = \sqrt{\frac{kG}{C_y \rho S}};$$

C_y — для того же угла атаки.

Повторив этот расчет для нескольких углов атаки, получим искомую границу. Граница остаточных деформаций находится совершенно аналогично. В настоящее время находят лишь четыре точки: случаи *A*, *B*, *C* и *D*.



Фиг 2_I.

Нужно сказать, что этих случаев недостаточно. Остается неизвестной максимальная допустимая перегрузка самолета на больших скоростях, т. е. при малых углах атаки.

Граница разрыва обшивки может быть найдена для каждого угла атаки из продувки.

Условность случая B. Сравнивая нормы 1927 г., легко подметить, что определение случая *B* является весьма условным. Обычно один из случаев *B* и *C* перекрывается другим. Например, если крыло прочно на случаи *A* и *C*, то оно и подавно будет прочно на случай *B*; в других же случаях крыло, прочное на *A* и *B* будет и подавно прочно на случай *C*. В первом примере выпадает случай *B* во втором — случай *C*.

Приняв диаграмму фиг. 2_I за исходный критерий оценки прочности самолета, возможно было бы дать иную трактовку случаям *A*, *B* и *C*. Именно в новом определении случай *A* — это изгиб без скручивания (линия *ab* на кривой 2); случай *C* — чистое скручивание; между ними находятся все промежуточные, и любой из них может считаться за случай *B*, почему он и является неопределенным.

Эта точка зрения была впервые высказана еще в 1924 г. на лекциях проф. В. П. Ветчинкина на тему „Динамика самолета" и была развита инж. В. С. Пышновым в его статье „Исследование прочности самолета" [1].

Ввиду непривычки авиационных конструкторов пользоваться инфлюентными линиями, новый метод еще не вошел в жизнь, хотя введение его должно внести большую ясность в определение расчетных нагрузок и должно содействовать облегчению конструкции без ущерба для прочности всего сооружения.

---

[1] Доклад на конференции ЦАГИ осенью 1930 г., „Труды ВВА", № 6 за 1932 г.

Приложение II

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ПО РАСЧЕТУ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ

Данные авиационных моторов

Данные двигателя \ Марка двигателя	Бристоль „Юпитер"	Вальтер	BMW-VI	Вальтер Nz	Гном-Рон „Юпитер"	Кертисс „Чифтэн"	Райт V-5	М-11	М-48	М-34	Мистраль „Мажор" 14-К	Испано-Сюиза 12YBrs
Число и расположение цилиндров .	9; звездообразное	5; звездообразное	12; V-образное 60°	7; звездообразное	9; звездообразное	12; две звезды	9; звездообразное	5; звездообразное	7; звездообразное	12; V-образное	14;двойное звездообразн.	12; V-образное
Охлаждение	Воздушное	Воздушное	Водяное	Воздушное	Воздушное	Воздушное	Воздушное	Воздушное	Воздушное	Водяное	Воздушное	Водяное
Номинальная мощность	470	60	500	85	420	600	200	110	195	750	670	750
Номинальное число оборотов	1770	1400	1400	1600	1750	2200	1800	1650	1700	1800	2390	2200
Максимальная мощность	507	75	680	95	450	615	240	119	220	900	770[1]	850
Максимальное число оборотов	1870	1600	1550	1700	—	2200	1980	1750	1900	1950	2390	2400
Сухой вес мотора, *кг*	342	102	510	136	370	407	230	160	165	525,0	560	425
Удельный расход горючего, *г*	—	220—240	215	220—230	235	240	270	240	225	230	235	260
Удельный расход масла на *л. с. ч.* .	—	11—20	10	11—20	23	9	12	20	15	15	17	8
Длина мотора, *мм* .	—	—	1970	—	—	1310	860	—	—	—	1477	1722
Высота мотора, *мм* .	—	—	844	—	—	—	—	—	—	—	—	935
Ширина мотора, *мм*	—	—	1057	—	—	—	—	—	—	—	—	761
Диаметр, *мм*	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1296	—
Уд. расх		1,7		1,6				1,45		1,7		1,57

[1] Мотор с редуктором и нагнетателем, мощность постоянная до высоты 3740 *м*; передаточное число редуктора 0,667.

СКБ "Вулкан-Авиа"

Приложение III

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ К РАСЧЕТУ САМОЛЕТА

ТАБЛИЦА 1

Характеристики авиэток и легких самолетов

Название самолета	Тип Моноплан (М) - Биплан (Б)	Марка двигателя и мощность *л. с.*	Размах крыльев, *м*	Площадь крыльев, $м^2$	Общая длина самолета, *м*	Высота самолета *м*	Вес пустого самолета, *кг*	Полетный вес, *кг*	Нагрузка на крыло *кг/м²*	Нагрузка на *л. с.*, *кг*	V_{max} *км/час*	$V_{ср}$ *км/час*	$V_{пос}$ *км/час*	Потолок, *м*
Элиас ЕС-1	М	Кертисс 90	9,3	19,3	6,6	2,15	447	696	36	7,73	175	152	51	4000
Эрро-60	Б-3	Леблонд 60	8	16,4	6	2,2	405	608	37,1	10	160	136	96	5200
Дэвис	М	Леблонд 60	9,1	13	5,9	2,1	367	585	45	9,7	152	128	61	3000
Линкольн	Б-3	Кертисс 90	9,6	27	6,5	2,5	540	990	36,7	11	160	137	56	3900
Мотс	Б-2	Джипси 90	9	22,2	7,17	—	448	745	34	8,5	157	130	60	5400
АИР-3	Б-2	Вальтер 60	11	16,5	7,1	—	392	700	37,3	10,2	146	—	66	4200
Буревестник С-3 . .	М	Харлей 16	9,4	12,5	5,8	—	135	220	17,6	13,7	—	—	—	—
ИТ-6	М-	Циррус 60	10,6	15,0	6,7	—	430	650	45,5	10,9	—	—	—	—
РАФ-2	М-2	Черуб 30	12	20	—	—	435	645	32,2	10,8	—	—	—	—

СКБ "Вулкан-Авиа"

„Три друга"	М-2	Черуб 30	11,8	18,7	7	—	245	407	21,7	13,7	127	—	45	—
Иградо-3 Б/М	Б-2	Вальтер 65	10,2	22,4	6	2,62	500	765	35,4	12,5	130	104	60	3500
III-I	М-амфибия 2	Вальтер 85	10,7	19,8	7,8	—	515	755	37,1	8,6	132	—	75	—
Кодрон С-109 . . .	М-2	Сальмсон 40	11,5	19,0	7,1	2,5	326	526	27,6	13,1	—	120	—	—
Мюниц М-5	М-2	Испано 100	12	18	7,2	2,3	450	—	—	—	—	203	—	—
ХАИ-1	М-5	М-11 2 × 110	10	20	7	—	—	1400	70	6,4	—	170	115	5200
Авро-Авиэн	Б-2	Циррус-Гермес 105/115	—	23,5	—	—	450	730	81	7	—	145	—	3800
Пусс-Моозс	М-3	Джипси-III 120	—	20,4	—	—	545	815	46	7,8	—	170	—	5800
Дезуттер-IV	М-3	Циррус-Гермес 105/115	—	17,65	—	—	485	930	46	7,8	—	175	—	5400
Компер-Свифт . . .	М-1	АБС „Скорпион" 32/40	—	8,35	—	—	150	815	33	8,5	—	135	—	—
Клемм L = 25 V . .	М-2	Аргус 80/110	—	14,3	—	—	430	270	38	9,4	—	130	—	4000
BFW Мессершмидт М-23	М 2	Аргус 80/110	—	14,3	—	—	320	750	42	7,5	—	140	—	6000
Юнкерс „Юниор" .	М-2	Сименс 75/88	—	13,7	—	—	380	600	44	8	—	140	—	4800
Фарман-200	М-3	Сальмсон 120	—	14	—	—	620	600	48	7	—	140	—	—
Кодрон С-232	Б-2	Рено 95	—	24	—	—	450	920	33	8,2	—	135	—	4500
Фиат А-1	М-2	Фиат 85/95	—	17,5	—	—	410	630	39	8,1	—	130	—	5300
Кодрон С-430 . . .	М-2	Рено-Бенгали 130	—	9	—	—	480	820	91	63	305	245	95	5700
Бреда-33	М-2	Джипси-III 120	—	15,5	—	—	430	780	47	6,1	225	180	—	7000

Характеристики ско

№	Самолет	Год выпуска	Мотор	л. с.	Схема самолета	Конструкция: крыла	Конструкция: фюзеляжа	L	l
	Консолидейтед „Флитстер" 17-А	1932	Райт „Циклон" 1820Е	575	пп	цд	с, ф	15,3	10,4
	Локхид „Вега"	1929	Пратт-Уитней „Уосп" С-1 . . .	420	„	с, ф	„	12,5	8,4
	Локхид „Вега" 5С . .	1933	Пратт-Уитней SC-1	450	„	„	„	12,5	8,4
	Локхид „Орион" . . .	1931	Пратт-Уитней SC-1	450	нп	„	цд	13,0	8,4
	Локхид „Орион" 9D .	1933	Пратт-Уитней S1D1	550	„	„	с, ф	13,0	8,5
	Локхид „Электра" . .	1933	Пратт-Уитней Irs. T3A	2 × 420	„	цд	цд	16,8	11,8
	Кларк „GA-43"	1932	Райт „Циклон" 1820F2	712	„	„	„	16,2	13,1
	Кертисс-Райтт „Кондор" Т-32	1932	Райт „Циклон" 1820F	2 × 645	бн	ст, д, п	св, п	25,0	14,9
	Нортроп „Гамма" . . .	1932	Райт „Твин-Уирлвинд" R-1510 .	700	нп	цд	цд	14,6	9,2
1	Нортроп „Дельта" . .	1933	Райт „Циклон" 1820F2	712	„	„	„	14,6	9,7
1	Фаст-Транспорт V-1 . .	1933	Райт „Циклон" 1820F2	712	„	„	„	14,6	10,8
1	Гренвил-Брос С-8 . . .	1933	Райт „Циклон" 1820F2	712	„	с, п	св, п	13,7	10,1
1	Бёинг 247	1932	Пратт-Уитней „Уосп" S1D1 . .	2 × 550	„	цд	цд	22,6	15,7
1	Дуглас „Эрляйнер" . .	1933	Райт „Циклон" 1820F2	2 × 712	„	„	„	25,9	18,3
1	Девуатин D-332	1933	Испано-Райт „Циклон" 9V . .	3 × 575	„	„	„	29,0	19,0
1	Юнкерс Ju-60	1933	BMW „Хорнет" А	525	„	„	„	14,3	11,8
1	Хейнкель Н-70	1933	BMW VI (в = 6)	640	„	с, ф	„	14,8	11,3
1	Фоккер XX-A	1933	Райт „Циклон" 645	3 × 645	пп	„	св, п	27,5	16,5
1	Бультон-Поль „Мейлплен"	1933	Бристоль „Пегас" JM-2	2 × 550	б	ст, д, п	ст, д, п	16,5	13,0
2	Пандер „Пост-ягер" .	1933	Райт „Уирлвинд" 400	3 × 420	нп	—	с	16,4	11,0
2	Юнкерс F-13	1919	BMW III a	185	„	цд	цд	17,8	9,6
2	Армстронг „Аргози" .	1925	Армстронг „Ягуар"	3 × 460	б	ст, с, п	ст, п	27,5	20,4
2	Фоккер F-VII	1925	Гном-Рон „Юпитер" VI	480	пп	с, ф	св, п	19,3	14,5
2	Юнкерс G-31	1926	Гном-Рон „Юпитер" VI	3 × 480	нп	цд	цд	30,3	16,5
2	Фоккер F-X	1928	Пратт-Уитней „Уосп" С-1 . . .	3 × 420	пп	с, ф	св, п	24,2	15,2
2	Форд 5 AT-D	1929	Пратт-Уитней „Уосп" С-1 . . .	3 × 420	„	цд	цд	23,7	15,3
2	Бёинг 80-А	1929	Пратт-Уитней „Хорнет" А-2 . .	3 × 525	бн	д, ст, п	св, п	24,4	15,8

Обозначения: НР — мощность мотора в *л. с.*: пп — полупарасоль; нп — низкоплан; бн — биплан с неравными ф — фанера; ст — сталь; п — полотно; св — стальной сварной; L — размах в *м*; l — длина в *м*; $p = \frac{G}{S}$ — нагрузка на *м*²; $q = \frac{G}{НР}$ — нагрузка на *л. с.*; $w = \frac{НР}{S}$ — мощность на *м*²; V_0 — макси дана дробью, то числитель относится к скорости с закрылками); $\frac{H}{l'}$ — высота, набираемая са ная нагрузка в *кг*; $P_{пл}$ — плагная нагрузка в *кг*; $P'_{пл}$ — платная нагрузка при $R = 1000$ *км*;

[1] „Т. В. Ф.", № 2, 1934.

ТАБЛИЦА 2

ростных самолетов [1]

S	λ	G_0	G	p	q	w	V_0	V_c	$V_{пос}$	H/1′	$H_{пр}$	R	P	$P_{пл}$	Число пассажиров + число команды	$\frac{P}{G_0}$	$P'_{пл}$	$k\eta$	$\frac{P'_{пл}}{HP}$	$k_1\eta$
33,5	7,0	1650	2850	85	5,0	17,2	290	250	95	300	5000	650	1200	900	9 + 1	0,73	770	5,3	1,3	1,4
25,5	6,1	1130	1900	76	4,6	16,5	280	240	93	360	5300	750	810	520	6 + 1	0,72	450	5,0	1,1	1,2
25,5	6,1	1170	2160	85	4,8	17,7	300	250	97	380	5500	900	990	640	6 + 1	0,85	610	5,3	1,4	1,5
25,5	6,6	1480	2360	93	5,2	17,7	350	300	104	440	6000	1100	880	520	6 + 1	0,60	550	6,8	1,2	1,6
25,5	6,6	1510	2450	96	4,5	21,6	360	320	106	440	6700	1200	940	520	6 + 1	0,62	580	6,0	1,1	1,4
42,6	5,9	2440	3960	93	4,7	19,7	346	290	104	430	6100	1100	1520	860	10 + 2	0,62	910	6,0	1,1	1,4
43,1	6,1	2200	3630	84	5,1	16,5	320	290	93	480	5500	1000	1430	950	10 + 1	0,65	950	6,1	1,3	1,6
112	—	5100	7640	68	5,9	11,5	275	235	90	260	4750	900	2540	1450	15 + 2	0,50	1350	6,0	1,0	1,1
33,4	6,4	1600	3200	96	4,6	21,0	346	305	102	300	6100	2000	1600	540	0 + 1	1,00	940	5,9	1,3	1,7
33,4	6,4	1700	3200	96	4,5	21,3	338	290	102	300	6100	1000	1500	820	8 + 1	0,94	820	5,6	1,2	1,4
33,6	6,4	1950	3300	98	4,6	21,2	360	315	105	300	6500	1050	1350	830	8 + 1	0,70	830	6,2	1,2	1,5
36,0	5,2	1780	3180	88	4,5	19,8	360	320	95	—	—	1400	1400	700	6 + 2	0,79	860	6,0	1,2	1,6
77,5	6,6	3800	5750	74	5,2	14,2	293	265	93	250	5600	1050	1950	1000	10 + 3	0,51	1000	5,7	0,9	1,0
87,3	7,7	5160	7940	91	5,6	16,4	330	300	95	340	6700	1050	2780	1550	15 + 3	0,51	1550	6,8	1,1	1,3
96,0	8,8	5270	9340	97	5,4	18,0	300	260	105	350	6000	2000	4070	1320	8 — 3	0,77	2400	6,0	1,4	1,5
35,0	5,6	2000	3100	89	5,9	15,0	280	245	95	250	4600	1000	1100	600	6 + 2	0,55	600	6,1	1,1	1,2
36,5	6,0	2360	3370	92	5,4	17,3	362	323	110	300	5700	1000	1010	500	4 + 2	0,43	500	7,0	0,8	1,0
96,0	7,9	5350	8850	93	4,6	20,2	300	250	103/117	300	5350	1600	3500	1400	12 + 3	0,66	2100	5,1	1,1	1,2
70,2	—	2800	4790	68	4,4	15,6	320	280	96	430	—	2000	2000	460	0 + 3	0,72	1030	5,2	0,9	1,1
—	—	—	5000	—	3,5	—	370	300	—	500	—	—	—	—	—	—	—	5,4	0,8	—
43	7,4	1150	1770	41	9,6	4,3	170	140	70	150	4000	700	620	320	4 + 2	0,54	260	6,0	1,4	0,9
174	—	5480	8700	50	7,9	6,3	190	170	80	160	4500	600	3220	2250	18 + 3	0,59	1800	4,4	1,4	0,9
58,5	6,4	1950	3600	62	7,5	8,2	200	175	85	150	4000	1000	1550	1000	8 + 2	0,85	1000	5,5	2,1	0,9
96,5	9,5	4770	8100	84	5,6	15,0	210	180	95	150	4500	1000	3330	2000	15 + 3	0,70	2000	4,4	1,4	1,1
79,0	7,4	3550	5950	75	4,7	16,0	220	190	90	—	5500	1200	2400	1220	12 + 3	0,68	1370	3,9	1,1	0,9
77,5	7,3	3450	6430	79	4,9	16,3	220	185	105	300	5600	900	2680	1650	14 + 2	0,78	1570	4,0	1,2	1,0
113,2	—	4750	7950	70	5,1	13,9	217	180	89	270	4500	1200	3200	1850	18 + 2	0,67	2050	4,1	1,3	1,0

крыльями; б — биплан с одинаковыми крыльями; дд — цельнодюралевый (включая обшивку); с — спрус; S — несущая площадь в $м^2$; $\lambda = \frac{L^2}{S}$ — удлинение; G_0 — вес пустого самолета в $кг$; G — полный вес в $кг$ мальная скорость в $км/час$; V_c — крейсерская скорость в $км/час$; $V_{пос}$ — посадочная скорость в $км/час$ (если молетом (у земли) в течение 1 мин.; $H_{пр}$ — практиче кий потолок в $м$; R — дальность полета в $км$; P — пол $k\eta$ — качество самолета; $k_1\eta$ — „качество" груза.

ТАБЛИЦА 3

Средние веса конструкций и нагрузок для одноместного самолета с мотором воздушного охлаждения

Наименование нагрузки	Вес *кг*	В процентах к весу полной нагрузки	В процентах к полетному весу
Полная нагрузка			
а) Горючее масло	220	51	16,3
б) Полезная нагрузка	210	49	15,7
	430		
Полезная нагрузка			
а) Экипаж	80	18,8	5,95
б) Пулеметное оборудование	90	21	6,75
в) Вспомогательное	33	7,6	2,45
	203		
Полетный вес			
а) Полная нагрузка	430	—	32
б) Вес пустого самолета	927	—	68
Итого	1350		100

ТАБЛИЦА 4

Статистические данные весов отдельных частей самолета

Детализируя крупные агрегаты конструкций на основании результатов взвешивания, были получены следующие весовые соотношения (в процентах):

а) Для коробки крыльев биплана

Вес лонжеронов	от 25	до 28	веса всей коробки	
„ нервюр	„ 8,5	„ 9,5	„ „	„
„ узлов	„ 2,5	„ 4,0	„ „	„
„ элеронов	„ 3,5	„ 4,8	„ „	„
„ центроплана	„ 6,0	„ 8	„ „	„
„ кабана	„ 2,5	„ 3	„ „	„
„ стоек и расчалок коробки	„ 9,5	„ 11,5	„ „	„
„ обшивки и окраски	„ 12	„ 18	„ „	„
„ внутренних расчалок, сережек, бобышек	„ 15	„ 22	„ „	„

б) Для хвостового оперения

Вес стабилизатора	от 40	до 50	веса всего оперения	
„ подкосов	„ 5	„ 3	„ „	„
„ рулей высоты	„ 22	„ 30	„ „	„
„ киля	„ 10	„ 15	„ „	„
„ руля поворота	„ 15	„ 18	„ „	„

в) Для фюзеляжа

Вес остова	от 40	до 50	всего фюзеляжа
„ сидений	„ 3	„ 5	„ „
„ обшивки и наружного оборудования	„ 10	„ 15	„ „
„ полов	„ 2	„ 4	„ „
„ приборных досок	„ 0,5	„ 0,7	„ „
„ козырьков	„ 1,0	„ 1,5	„ „
„ костыля	„ 2,5	„ 4,5	„ „
„ ручного управления	„ 3,5	„ 4,5	„ „
„ ножного „	„ 2,0	„ 3,5	„ „
„ управления стабилизатором . . .	„ 1,5	„ 2,5	„ „
„ несъемных креплений	„ 50	„ 6,0	„ „

Нормы прочности. Шасси морских самолетов

а) Шасси главных поплавков

Временно рекомендуется пользоваться германскими нормами.

б) Шасси подкрыльных поплавков

Коэфициент статической перегрузки

$$n = f \cdot e \cdot c,$$

где f — коэфициент безопасности, принимаемый равным 1,7;

e — коэфициент действительной перегрузки (берется по нормам лодки или главных поплавков на соответствующий случай);

c — коэфициент килеватости, равный $1 - 0{,}7 \cos \beta_2$; здесь β — угол килеватости для тех сечений днища, к которым приложена равнодействующая сила удара для рассматриваемых случаев; для боковой нагрузки коэфициент c берется равным единице.

в) Случаи нагружения

В дальнейшем во всех формулах приняты следующие обозначения:

G_n — полное водоизмещение поплавка в *кг*,

l — габаритная длина поплавка,

P — разрушающая нагрузка в *кг*.

1. *Нормальный удар*

Случай G_M. Удар в нос (фиг. 1_{III}).

Случай E_M. Удар в редан (фиг. 2_{III}).

В случае отсутствия редана точка приложения P берется на одной вертикали с центром водоизмещения поплавков.

Случай J_M. Удар в корму (фиг. 3_{III}).

2. *Чистый боковой удар*

В нижеприведенных случаях положение равнодействующей по длине берется в том же сечении, что и в соответствующих случаях нормального удара. Следует рассматривать два случая направления нагрузки: слева направо и обратно.

Размер h берется в сечении приложения силы (фиг. 4_{III}).

в) Для фюзеляжа

Вес остова	от 40	до 50	всего фюзеляжа
„ сидений	„ 3	„ 5	„ „
„ обшивки и наружного оборудования	„ 10	„ 15	„ „
„ полов	„ 2	„ 4	„ „
„ приборных досок	„ 0,5	„ 0,7	„ „
„ козырьков	„ 1,0	„ 1,5	„ „
„ костыля	„ 2,5	„ 4,5	„ „
„ ручного управления	„ 3,5	„ 4,5	„ „
„ ножного „	„ 2,0	„ 3,5	„ „
„ управления стабилизатором . . .	„ 1,5	„ 2,5	„ „
„ несъемных креплений	„ 50	„ 6,0	„ „

Нормы прочности. Шасси морских самолетов

а) Шасси главных поплавков

Временно рекомендуется пользоваться германскими нормами.

б) Шасси подкрыльных поплавков

Коэфициент статической перегрузки

$$n = f \cdot e \cdot c,$$

где f — коэфициент безопасности, принимаемый равным 1,7;

e — коэфициент действительной перегрузки (берется по нормам лодки или главных поплавков на соответствующий случай);

c — коэфициент килеватости, равный $1 - 0{,}7 \cos \beta_2$; здесь β — угол килеватости для тех сечений днища, к которым приложена равнодействующая сила удара для рассматриваемых случаев; для боковой нагрузки коэфициент c берется равным единице.

в) Случаи нагружения

В дальнейшем во всех формулах приняты следующие обозначения:

G_n — полное водоизмещение поплавка в *кг*,

l — габаритная длина поплавка,

P — разрушающая нагрузка в *кг*.

1. *Нормальный удар*

Случай G_M. Удар в нос (фиг. 1_{III}).

Случай E_M. Удар в редан (фиг. 2_{III}).

В случае отсутствия редана точка приложения P берется на одной вертикали с центром водоизмещения поплавков.

Случай J_M. Удар в корму (фиг. 3_{III}).

2. *Чистый боковой удар*

В нижеприведенных случаях положение равнодействующей по длине берется в том же сечении, что и в соответствующих случаях нормального удара. Следует рассматривать два случая направления нагрузки: слева направо и обратно.

Размер h берется в сечении приложения силы (фиг. 4_{III}).

Случай F_{MG}. Чистый боковой удар в нос

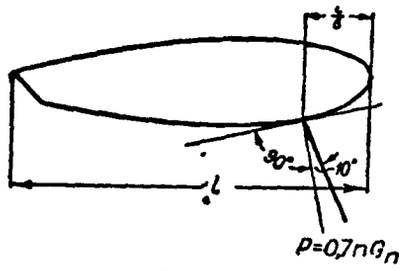
$$Q = \pm 0{,}10h \cdot G_{П}.$$

Случай F_{ME}. Чистый боковой удар в редан

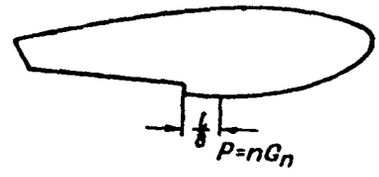
$$Q = \pm 0{,}15h \cdot G_{П}.$$

Случай F_{MI}. Чистый боковой удар в корму

$$Q = \pm 0{,}06h \cdot G_{П}.$$



Фиг. 1_{III}.



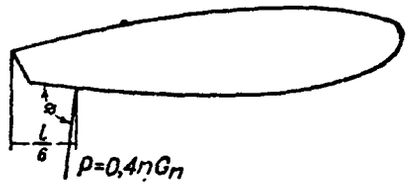
Фиг. 2_{III}.

3. *Смешанный боковой удар*

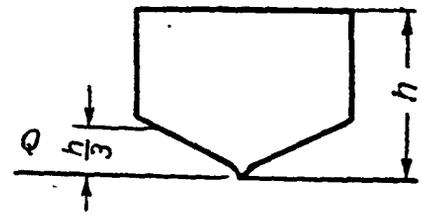
Рассматривается одновременное действие половины нагрузки случаев нормального удара и полной нагрузки соответствующих случаев чистого бокового удара.

Случай F'_{MG}. Смешанный боковой удар в нос

$$P = 0{,}35n \cdot G_{П}; \quad Q = \pm 0{,}10n \cdot G_{П}.$$



Фиг. 3_{III}.



Фиг. 4_{III}.

Случай F'_{ME}. Смешанный боковой удар в редан

$$P = 0{,}5n \cdot G_{П}; \quad Q = \pm 0{,}15n \cdot G_{П}.$$

Для несущих поплавков лодочных самолетов во всех вышеприведенных формулах подставляется вместо $G_{П}$ величина $0{,}5G_{П}$.

4) *Моторная установка*

Случай $A_{М.У}$. Соответствует случаю A_k. Нагрузка определяется по формуле:

$$P = (n_A + 2) \cdot G_0,$$

где G_0 — вес мотора с оборудованием, моторной установкой, капотом, винтом и т. д.,

n_A — статическая перегрузка случая A_k; направление нагрузки то же, что направление нагрузок от агрегатов на крыльях.

Нормы прочности лодок

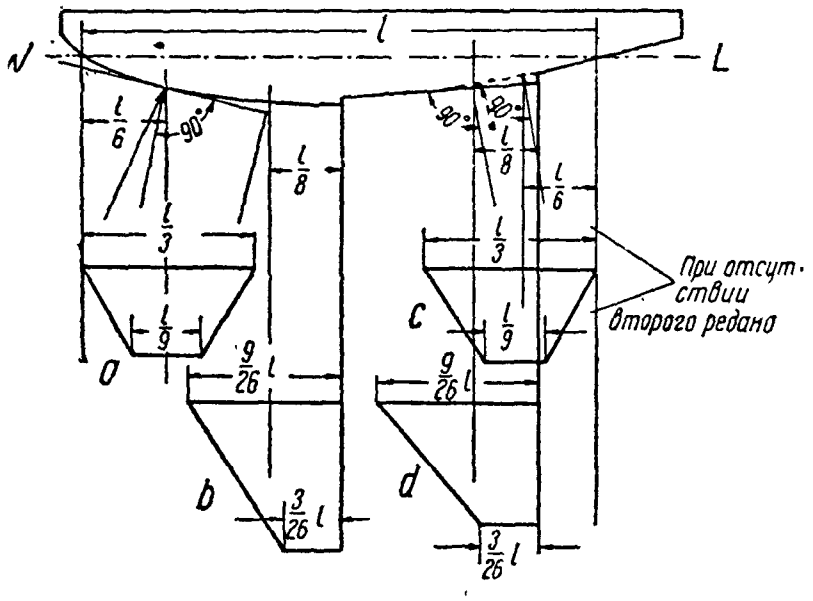
Временно для лодок рекомендуется пользоваться германскими нормами со следующими дополнениями.

В случае посадки на нос вертикальную составляющую нагрузки распределяют на передней трети длины поплавка или лодки, а в случае посадки на корму —

на задней трети — по равнобедренной трапеции, меньшее основание которой равно трети большого основания.

В случае посадки на реданы вертикальную составляющую нагрузки распределяют на $^{9}/_{26}$ длины поплавка (лодки), считая от редана по прямоугольной трапеции с меньшим основанием, равным трети большего, и направляют равнодействующую всей нагрузки через центр тяжести гидросамолета. (фиг. 5III).

Все элементарные силы давления принимаются в каждом случае параллельными равнодействующей. По ширине днища нагрузка распределяется равномерно.



Фиг. 5III.

Нормы прочности управления

Детали управления к рулю высоты. Для деталей управления к рулю высоты разрушающие нагрузки принимаются как усилия от нагрузки на ручку в 130 *кг* (в месте приложения усилия летчика); эта нагрузка принимается для всех деталей управления от ручки до останова.

Детали управления к рулю направления. Односторонняя (на одну педаль) нагрузка от ноги летчика принимается как разрушающая, равной 180 *кг*, а двусторонняя — 360 *кг*; возникающие от этой нагрузки усилия в деталях управления к рулю направления принимаются за разрушающие для всех деталей до останова.

Детали управления к элеронам. Для деталей управления к элеронам до останова за разрушающие нагрузки принимаются усилия в деталях от нагрузки на ручку (в бок) в 65 *кг*.

Примечания: 1. При штурвальном управлении нагрузки принимаются действующими по касательной к ободу штурвала.

2. Если останова нет, нагрузка принимается разрушающей для всех деталей управления, включая и детали конструкциии рулей или элеронов, находящихся под нагрузкой от силы на ручку.

3. Управление должно быть выполнено так, чтобы от нагрузки на органы управления по нормам не вызывалось на ручке и педали усилий бо́льших, чем вышеуказанные.

4. Управление разрезных элементов крыла рассчитывается до останова на соответствующее усилие на ручке или штурвале, а за остановами — от воздушной нагрузки соответствующих элементов.

Нормы прочности деталей самолета

Крепление баков. Статические перегрузки получаются по соответствующим случаям нагружения частей, и вес бака берется соответственно его полной емкости.

Крепления радиаторов. Статические перегрузки — те же, что для соответствующих частей самолета.

В случаях статически неуравновешенных учитываются инерционные нагрузки вращательного движения.

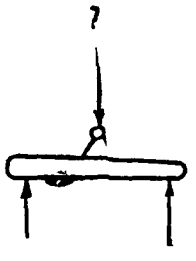
Сиденья экипажа и пассажиров. Статические перегрузки для сидений экипажа и пассажиров, а также для тех частей кабин и переходов, на которых возможно нахождение экипажа и пассажиров во время полетов и посадки, во всех случаях нагружения берутся равными статическим перегрузкам, принятым для основных частей самолета.

Местные нагрузки от людей на стоянке. Разрушающие местные нагрузки от людей принимаются равными 180 *кг*.

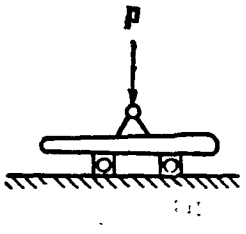
Нормы прочности лыж для самолетов

1. Лыжа

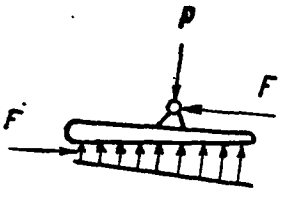
Случай $E_л$. Посадка на три точки. Лыжа положена свободно на две опоры (место которых определяется началом резкого загиба полоза лыжи у конца и подъемом на 4,0 *см* у носка лыжи).



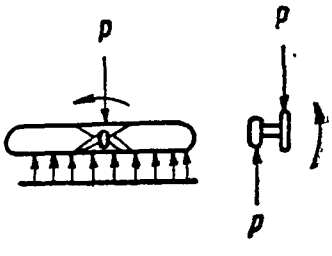
Фиг. 6_{III}.



Фиг. 7_{III}.



Фиг. 8_{III}.



Фиг. 9_{III}

Нагрузка передается через втулку козелка лыжи. Разрушающая нагрузка на одну лыжу должна быть не меньше $P = n_1 \cdot \Delta G$, где n — перегрузка, равная половине перегрузке случая $E_ш$, ΔG — доля веса самолета, приходящаяся на лыжу в случае $E_ш$ (фиг. 6_{III}). Лыжа испытывается при положении опор с внешней стороны укрепления козелка к полозу на нагрузку $P = n\,\Delta G$, где n — перегрузка смучая $E_п$ (фиг. 7_{III}).

Примечание. Лыжа проверяется на распределенную по полозу нагрзку, равную вертикально приложенной к оси загрузки силе P, причем $P = n \cdot \Delta G$, где n — перегрузка случая $E_ш$ (фиг. 8_{III}).

Лыж при этом принимается находящейся также под действием силы трения, равной $= 0{,}25\,\Delta G$ распределенной по полозу лыжи, соответствующей реакции на оси вулки.

Распеделение удельной нагрузки по длине полоза лыжи, соответствующей силе P, ринимается по закону прямой линии таким, чтобы лыжа под действием всех силнаходилась в равновесии; по ширине распределение удельной нагрузки принимася равномерным.

Случй $F_л$. Посадка со сносом. Лыжа подвергается боковой нагрузке, равномерно распределенной по длине рабочей части полоза (фиг. 9_{III}).

Разршающая нагрузка на одну лыжу должна быть не меньше

$$P = n \cdot \Delta G,$$

де n — перегрузка случая $F_ш$.

Нагрузка уравновешивается реакцией и моментом на оси-втулке лыжи.

Примечание. Длина аб очей части определяется как расстояние между порами в случае $E_л$.

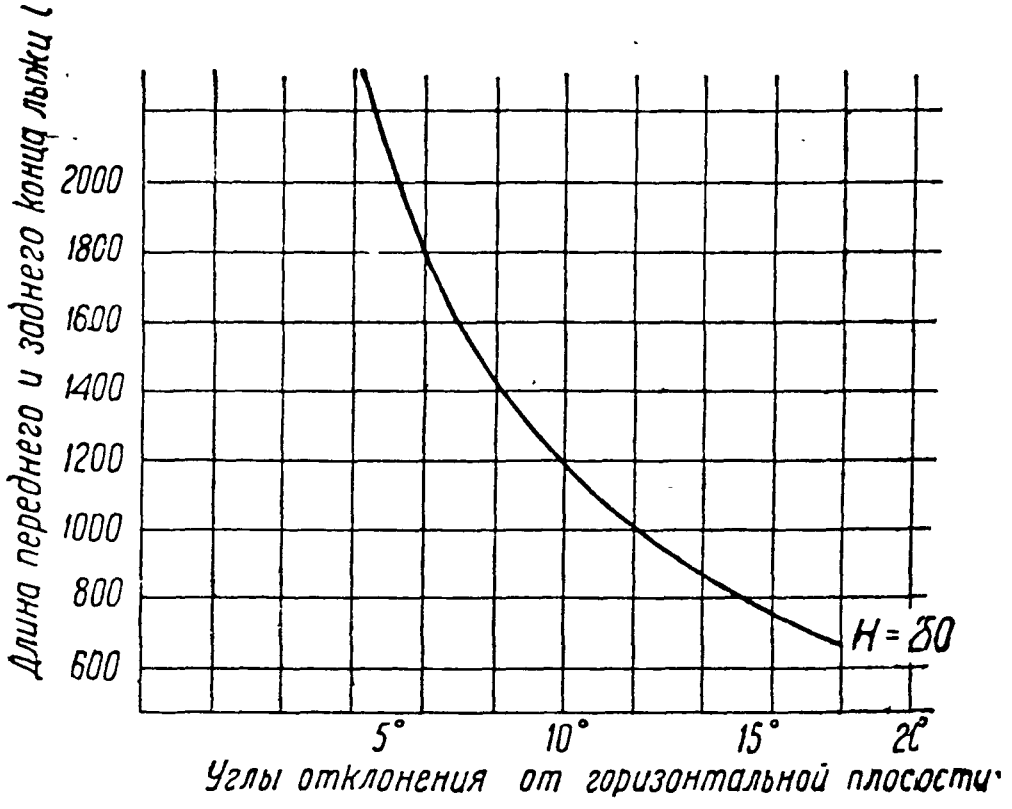
Случай $G_л$. Удар в носок лыжи. Лыжа подвергается нагрузке, приложенной к носку лыжи, нормально к поверхности в направлении, проходящем через ось втулки.

Разрушающая нагрузка на одну лыжу должна быть не меньше

$$P = n \cdot \Delta G,$$

где n — перегрузка случая $G_ш$.

Случай $M_л$. Скручивание козелка. Лыжа подвергается действию скручивающего момента, приложенного к оси-втулке лыжи.



Фиг. 10_{III}.

Величина разрушающего скручивающего момента должна быть (в *кгм*) не меньше

$$M = 0{,}35\, k \cdot l \cdot \Delta G,$$

где l — длина рабочей части полоза в *м*,

ΔG — доля веса самолета на одну лыжу в *кг*,

k — поправочный коэфициент, учитывающий условия состояния снежного покрова и поверхности полоза.

Для несмазанного полоза величина $k = 1$.

Нагружение осуществляется таким образом, что на лыжу действует нагрузка в виде полоза, приложенная к оси-втулке лыжи; величина ее определяется, как сумма тяг винтомоторных групп, находящихся с одной стороны лыжи, дающих на лыжу скручивающий момент M; эта нагрузка должна быть не больше суммы тяг на месте взятых винтомоторных групп.

Примечание. Этот случай нагружения обязателен для всех шасси, несущих лыжи.

Случай $N_д$. 1. Местная нагрузка. Лыжа свободно положена на две опоры и подвергается нагрузке, приложенной к оси-втулке. Разрушающая нагрузка должна быть не меньше

$$P = 2{,}75\,\Delta G.$$

Опоры дают местные нагрузки, и положение их соответствует опасному расчетному положению местной нагрузки.

При определении опасного положения нагрузки рассматривается также случай, когда местную нагрузку дает опора на направлении силы P.

2. Амортизатор. Жесткость амортизаторов должна быть такова, чтобы при действии на лыжу удвоенного аэродинамического момента ее, взятого по продувке плюс момент от веса лыжи с соответствующей рассматриваемому случаю перегрузкой, угол отклонения лыжи не превышал $\pm 4°$.

Прочность амортизатора должна быть такова, чтобы при отклонении лыжи на угол, определяемый длиной предохранительного троса, амортизатор не получил остающихся деформаций.

3. Предохранительный трос. Предохранительный трос должен выдерживать с четырехкратным запасом прочности усилия, приходящиеся на него от общего момента, составляющегося из однократного аэродинамического момента плюс момент от веса лыж с половинной перегрузкой рассматриваемого случая.

Примечания: 1. Лыжа и части самолета, к которым крепится амортизатор и предохранительный трос, должны быть проверены на местные усилия от них.

2. Длина предохранительного троса определяется по графику (фиг. 10).

3. Загиб отсека лыжи должен обеспечить при этом угле незарывание носка лыжи.

ТАБЛИЦА 5

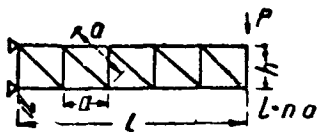
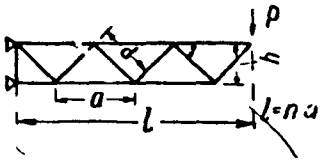
Площадь оперения в процентах от несущей поверхности крыльев

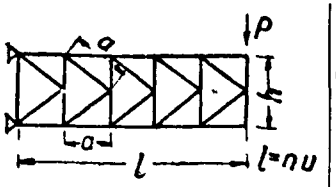
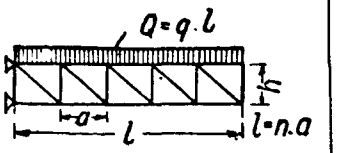
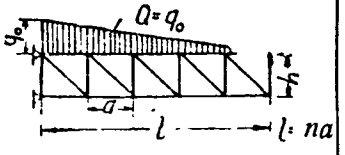
Тип самолета	Поверхность горизонтального оперения в процентах от площади крыльев h	Поверхность вертикального оперения в процентах от площади крыльев v	Площадь элеронов в процентах от площади крыльев [1] a	Расстояние шарнира рулей глубины от центра тяжести самолета в проц. средней хорды t	$t \cdot h$	$t \cdot v$	Удлинение
Монопланы	14,8	6,1	12,5	2,5	37,0	15,2	5,0
Одноместный	11,8	4,4	12,9	3,0	36,4	13,2	5,9
Двухместный	11,7	4,3	12,6	3,2	37,4	13,8	7,3
Двухместный биплан	11,4	4,0	11,3	3,3	37,6	13,2	8,7
Многомоторный „	11,1	4,2	11,3	3,5	38,8	14,7	9,2
Летающая лодка . .	13,8	6,3	11 2	3,0	41,4	18,9	10,4

[1] Для скоростных самолетов площадь элерона 6—8%.

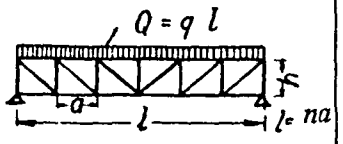
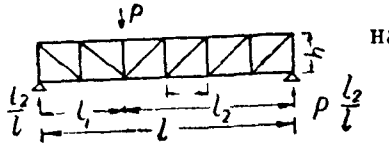
ФОРМУЛЫ ДЛЯ РАСЧЕТА АВИАЦИОННЫХ ФЕРМ И ОПОРЫ МОМЕНТОВ

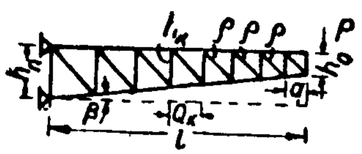
Формулы для расчета авиационных ферм

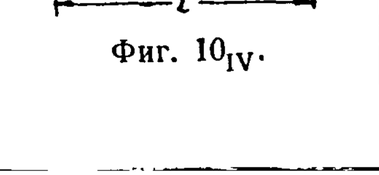
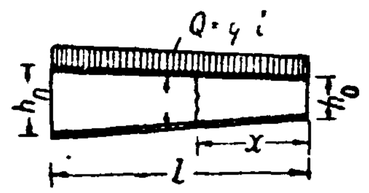
№ по пор.	Способ нагружения опоры и обозначения	Силы: верхнего пояса $O_k : O_x$, нижнего пояса $U_k : U_x$ вес $G^{(G)}$	Диагональная стойка, силы D_k, вес $G^{(D)}$	Вертикальная стойка, силы V_k, вес $G^{(V)}$	Общий вес фермы	Примечания
1	Сосредоточенная нагрузка  Фиг. 1_{IV}.	$O_k = +P \cdot \frac{a}{h} \cdot (k-1)$ $U_k = -P \cdot \frac{a}{h} \cdot k$ $G^{(G)} = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{l}{h}$	$D_k = +P \cdot \frac{d}{h}$ $G^{(D)} = P \times$ $\times l \frac{\gamma}{\sigma_e}\left(\frac{a}{h}+\frac{h}{a}\right)$	$V_k = -P$ $G^{(V)} =$ $= P \cdot l \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{h}{a}$	$G = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \cdot \left[\frac{1}{\eta_g} \cdot \frac{l}{h} + \right.$ $+ \frac{1}{\eta_d} \cdot \left(\frac{h}{a}+\frac{a}{h}\right) +$ $\left. + \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{h}{a}\right]$ $\eta_g = \frac{\sigma_g}{\sigma_0} \cdot \frac{\gamma}{\gamma_g}$; $\eta_d = \frac{\sigma_d}{\sigma_0} \frac{\gamma}{\gamma_d}$; $\eta_v = \frac{\sigma_v}{\sigma_0} \frac{\gamma}{\gamma_v}$	Наиболее благоприятный a будет при $a = h \times$ $\times \sqrt{1 = \frac{\sigma_d}{\sigma_v} \frac{\gamma_v}{\gamma_d}}$
2	 Фиг. 2_{IV}. $d = \sqrt{h^2 + \frac{h^2}{4}}$	$O_k = +P \times$ $\times \frac{a}{h} \cdot \left(k - \frac{1}{2}\right)$ $U_k = -P \cdot \frac{a}{h} \cdot k$ $G^{(G)} = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{l}{h}$	$D_k = \pm P \cdot \frac{d}{h}$ $G^{(D)} = P \cdot l \times$ $\times \frac{\gamma}{\sigma_e}\left(\frac{a}{2h}+\frac{2h}{a}\right)$	—	$G = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \cdot \left[\frac{1}{\eta_g} \cdot \frac{l}{h} + \right.$ $\left. + \frac{1}{\eta_d} \cdot \left(\frac{a}{2h}+\frac{2h}{a}\right)\right]$	Наивыгоднейший a будет при $a = 2 \cdot h$; $d.\ h.\ \varphi = 45°$

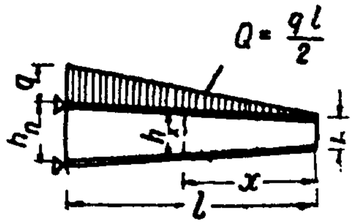
3	 Фиг. 3_{IV}. $d = \sqrt{a^2 + \frac{h^2}{4}}$	$O_k = +P \cdot \frac{a}{h} \cdot (k-1)$ $U_k = -P \cdot \frac{a}{h} \cdot (k-1)$ $G^{(G)} = P \cdot l \times$ $\times \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{l}{h} \cdot \left(1 - \frac{1}{n}\right)$	$D_k = \pm P \cdot \frac{d}{h}$ $G^{(D)} = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \times$ $\times \left(\frac{2a}{h} + \frac{h}{2a}\right)$	$V_k = \pm \frac{P}{2}$ $G^{(V)} = P \cdot l \times$ $\times \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{h}{2a}$	$G = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \cdot \left[\frac{1}{\eta_g} \times\right.$ $\times \frac{l}{h} \cdot \left(1 - \frac{1}{n}\right) + \frac{1}{\eta_d} \times$ $\left. \times \left(\frac{2a}{h} + \frac{h}{2a}\right) + \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{h}{2a}\right]$	Наивыгоднейший a будет при $a = \frac{h}{2} \times$ $\times \sqrt{1 + \frac{\sigma_d}{\sigma_v} \frac{\gamma_v}{\gamma_d}}$
4	Равномерная нагрузка  Фиг. 4_{IV}.	$O_k = +\frac{Q}{2} \cdot \frac{a}{h} \times$ $\times \frac{(k-1)^2}{n}$ $U_k = -\frac{Q}{2} \cdot \frac{a}{h} \cdot \frac{k^2}{n}$ $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \times$ $\times \frac{2}{3} \cdot \frac{l}{h} \left(1 + \frac{1}{2n^2}\right)$	$D_k = +Q \times$ $\times \frac{d}{h} \cdot \frac{k - \frac{1}{2}}{n}$ $G^{(D)} = \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e}$ $\left(\frac{h}{a} + \frac{a}{h}\right)$	$V_k = -Q \cdot \frac{k + \frac{1}{2}}{n}$ $G^{(V)} = \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{h}{a}$	$G = \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \left[\frac{1}{\eta_g} \times\right.$ $\times \frac{2}{3} \cdot \frac{l}{h} \cdot \left(1 + \frac{1}{2n^2}\right) +$ $+ \frac{1}{\eta_d} \cdot \left(\frac{h}{a} + \frac{a}{h}\right) +$ $\left. + \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{h}{a}\right]$	При достаточно большом n наивыгоднейший a будет, как в п. 1
5	Треугольная нагрузка  Фиг. 5_{IV}.	$O_k = +\frac{Q}{3} \cdot \frac{a}{h} \times$ $\times \frac{(k-1)^3}{n^2}$ $U_k = -\frac{Q}{3} \cdot \frac{a}{h} \cdot \frac{k^3}{n^2}$ $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \times$ $\times \frac{1}{2} \cdot \frac{l}{h} \cdot \left(1 + \frac{1}{n^2}\right)$	$D_k = +Q \cdot \frac{d}{h} \times$ $\times \frac{k^2 - k + \frac{1}{3}}{n^2}$ $G^{(D)} = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \times$ $\times \left(\frac{h}{a} + \frac{a}{h}\right)$	$V_k = -Q \times$ $\times \frac{k^2 + k + \frac{1}{3}}{n^2}$ $G^{(V)} = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot \frac{h}{a}$	$G = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \cdot \left[\frac{1}{\eta_g} \times\right.$ $\times \frac{1}{2} \cdot \frac{l}{h} \cdot \left(1 + \frac{1}{n^2}\right) +$ $+ \frac{1}{\eta_d} \cdot \left(\frac{h}{a} + \frac{a}{h}\right) +$ $\left. + \frac{1}{\eta_v} \cdot \frac{h}{a}\right]$	При достаточно большом n наивыгоднейший a будет, как в п. 1

[1] Из Z. F. M № 22 за 1931 г. 15.

№ по пор.	Способ нагружения опоры и обозначения	Силы: верхнего пояса O_k: O_x, нижнего пояса U_k: U_x вес $G^{(G)}$	Диагональная стойка, силы D_k, вес $G^{(D)}$	Вертикальная стойка, силы V_k, вес $G^{(V)}$	Общий вес фермы	Примечания
6	Равномерная нагрузка  Фиг. 6_{IV}.	$O_k = -\frac{Q}{2}\cdot\frac{a}{h}\times$ $\times\left(k-\frac{k^2}{n}\right)$ $U_k = +\frac{Q}{2}\cdot\frac{a}{h}\times$ $\times\left[(k-1)-\frac{(k-1)^2}{n}\right]$ $G^{(G)} = \frac{Q\cdot l}{4}\cdot\frac{\gamma}{\sigma_e}\times$ $\times\frac{2}{3}\cdot\frac{l}{h}\cdot\left(1-\frac{1}{n^2}\right)$	$D_k = +Q\frac{d}{h}$ $\left(\frac{1}{2}-\frac{k-\frac{1}{2}}{n}\right)$ $G^{(D)} = \frac{Q\cdot l}{4}\cdot\frac{\gamma}{\sigma_e}\times$ $\times\left(\frac{h}{a}+\frac{a}{h}\right)$	$V_k = -Q\times$ $\times\left(\frac{1}{2}-\frac{k+\frac{1}{2}}{n}\right)$ $G^{(V)} = \frac{Q\cdot l}{4}\cdot\frac{\gamma}{\sigma_e}\cdot\frac{h}{a}$	$G = \frac{Q\cdot l}{4}\cdot\frac{\gamma}{\sigma_0}\cdot\left[\frac{1}{\eta_g}\times\right.$ $\times\frac{2}{3}\cdot\frac{l}{h}\cdot\left(1-\frac{1}{n^2}\right)+$ $+\frac{1}{\eta_d}\cdot\left(\frac{h}{a}+\frac{a}{h}\right)+$ $\left.+\frac{1}{\eta_v}\frac{h}{a}\right]$	При достаточно большом n наивыгоднейший a будет, как в п. 1
7	Двухопорная ферма под сосредоточенной нагрузкой  Фиг. 7_{IV}.	налево: $O_j = -P\cdot\frac{l_2}{l}\cdot\frac{a}{h}\cdot j$ налево: $U_j = +P\cdot\frac{l_2}{l}\times$ $\times\frac{a}{h}(j-1)$ направо: $O_k = -P\times$ $\times\frac{l_1}{l}\cdot\frac{a}{h}\cdot k$	налево: $D_j = +P\cdot\frac{l_2}{l}\cdot\frac{d}{h}$ направо: $D_k = +P\frac{l_1}{l}\cdot\frac{d}{h}$	налево: $V_j = -P\cdot\frac{l_2}{l}$ направо: $V_k = -P\cdot\frac{l_1}{l}$	$G = P\cdot\frac{l_1\cdot l_2}{l}\frac{\gamma}{\sigma_0}\times$ $\times\left[\frac{1}{\eta_g}\cdot\frac{l}{h}+\frac{2}{\eta_d}\left(\frac{h}{a}+\right.\right.$ $\left.\left.+\frac{a}{h}\right)+\frac{2}{\eta_v}\cdot\frac{h}{a}\right]$	Наивыгоднейший a будет, как в п. 1

	$l_1 = m \cdot a;\quad l_2 = n \cdot a$	направо: $U_k = +P\times$ $\times\frac{l_1}{l}\frac{a}{h}(k-1)$ $G^{(G)} = P\frac{l_1 \cdot l_2}{l}\cdot\frac{\gamma}{\sigma_e}\cdot\frac{l}{h}$	$G^{(D)} = P\frac{l_1 \cdot l_2}{l}\times$ $\times\frac{\gamma}{\sigma_e}2\left(\frac{a}{h}+\frac{h}{a}\right)$	$G^{(V)} = P\frac{l_1 \cdot l_2\gamma}{l\,\sigma_e}\times$ $\times 2\frac{h}{a}$		
8	Ферма с наклонными поясами  Фиг. 8$_{IV}$.	$O_k = +P\cdot\frac{l}{\Delta h}\times$ $\times\left(1-\frac{1}{B^{k-1}}\right)$ $O_k = +P\cdot\frac{l}{h_0}\times$ $\times\frac{k-1}{\frac{l}{a_1}+k\frac{\Delta h}{h_0}}$ $U_k = -P\frac{l'}{\Delta h}\times$ $\times\left(1-\frac{1}{B^k}\right)$ $U_k = -P\frac{l'}{h_0}\times$ $\times\frac{k}{\frac{l}{a_1}+(k+1)\frac{\Delta h}{h_0}}$	$D_k = +\frac{P}{\sin\varphi}\cdot\frac{1}{B^k}$	$V_k = -P\cdot\frac{1}{B^k}$	$G = P\cdot l\cdot\frac{\gamma}{\sigma_0}\cdot\left\{\frac{1}{\eta_g}\times\right.$ $\times\left[\frac{l}{\Delta h}\left(1-\frac{n\cdot a_1}{l}\right)+\right.$ $+\frac{l'}{l}\cdot\frac{l'}{\Delta h}\left(1-\frac{n\cdot a_1}{l\cdot B}\right)\Big]+$ $+\frac{1}{\eta_d}\cdot\frac{2}{\sin(2\varphi)}\cdot\frac{n\cdot h_0}{l\cdot B}+$ $\left.+\frac{1}{\eta_v}\cdot\frac{n\cdot h_0}{l}\right\}$	
	$\varphi = \text{konst.}\ \Delta h = h_n - h_0;$ $\operatorname{tg}\beta = \frac{\Delta h}{l};\ h_k = h_0\cdot B^k;$ $a_k = a_1\cdot B^{k-1};$ $B = 1+\frac{\operatorname{tg}\beta}{\operatorname{tg}\varphi} = 1+$ $+\frac{a_1}{l}\cdot\frac{\Delta h}{h_0};\ l' = \frac{l}{\operatorname{tg}\beta};$ $n = \frac{\log\frac{h_n}{h_0}}{\log B}$	$G^{(G)} = P\cdot l\frac{\gamma}{\sigma_e}\left[\frac{l}{\Delta h}\times\right.$ $\times\left(1-\frac{n\cdot a_1}{l}\right)+\frac{l'}{l}\times$ $\left.\times\frac{l'}{\Delta h}\left(1-\frac{n\cdot a_1}{l\cdot B}\right)\right]$	$G^{(D)} = P\cdot l\frac{\gamma}{\sigma_e}\times$ $\times\frac{2}{\sin(2\varphi)}\cdot\frac{nh_0}{l\cdot B}$	$G^{(V)} = P\times$ $\times l\frac{\gamma}{\sigma_e}\cdot\frac{n\cdot h_0}{l\cdot B}$		

№ по пор.	Способ нагружения опоры и обозначения	Силы: верхнего пояса $O_k : O_x$, нижнего пояса $U_k : U_x$, вес $G^{(G)}$	Диагональная стойка, силы D_k, вес $G^{(D)}$	Вертикальная стойка, силы V_k, вес $G^{(V)}$	Общий вес фермы	Примечания
9	Металлическая наклонная ферма, сосредоточенная нагрузка  Фиг. 9_{IV}. $h_x = h_0 + \Delta h \frac{x}{l}$; $\Delta h = h_n - h_0$	$\frac{O_x}{U_x} = \pm P \cdot l \frac{x}{l} \frac{1}{h_x}$ $G^{(G)} = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} 2 \frac{l}{\Delta h} \cdot \left(1 - \frac{h_0}{\Delta h} \cdot \ln \frac{h_n}{h_0}\right)$ или: $G^{(G)} = P \cdot l \cdot \frac{\gamma}{\sigma_0} \cdot 2 \frac{l}{h_0} \left[\frac{1}{2} - \frac{1}{3}\frac{\Delta h}{h_0} + \frac{1}{4}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{5}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 + \frac{1}{6}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^4 - + \dots\right]$			$S_x = P - P \cdot x \cdot \frac{1}{x + l\frac{h_0}{\Delta h}}$ $G^{(S)} = P \cdot l \frac{\gamma}{\tau_e} \frac{h_0}{\Delta h} \ln \frac{h_n}{h_0}$ или: $G^{(S)} = P \cdot l \times \frac{\gamma}{\tau_e}\left[1 - \frac{1}{2}\frac{\Delta h}{h_0} + \frac{1}{3}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{4}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 + \frac{1}{5}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^4 - + \dots\right]$	1. $G^{(G)}$ задается для большого Δh относительно h_n; $G^{(G)}$ для малого Δh. Вес наивыгоднейшей расчалки $- G^{(S)}$
10	Равномерная нагрузка  Фиг. 10_{IV}.	$\frac{O_x}{U_x} = + \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \left(\frac{x}{l}\right)^2 \cdot \frac{1}{h_x}$ $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{2} \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot 2 \frac{l}{\Delta h} \cdot \left[\frac{1}{2} - \frac{h_0}{\Delta h} + \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^2 \cdot \ln\left(\frac{h_n}{h_0}\right)\right]$			$S_x = Q\frac{x}{l} - \frac{Q \cdot l}{2}\left(\frac{x}{l}\right)^2 \cdot \frac{1}{x + l\frac{h_0}{\Delta h}}$ $G^{(S)} = \frac{Q \cdot l}{2} \frac{\gamma}{\tau_e} \cdot \left[\frac{1}{2} + \frac{h_0}{\Delta h} - \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^2 \ln \frac{h_n}{h_0}\right]$	См. примечания к п. 9

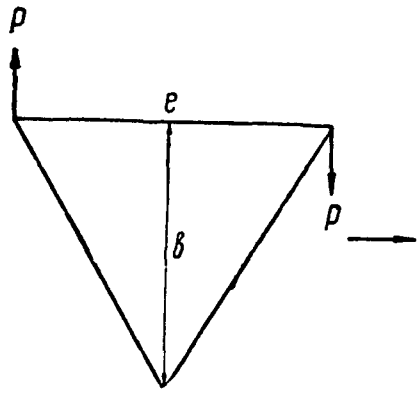
	$h_x = h_0 + \Delta h \frac{x}{l}$; $\Delta h = h_n - h_0$	или: $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{2} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot 2 \frac{l}{h_0} \cdot \left[\frac{1}{3} - \frac{1}{4}\frac{\Delta h}{h_0} + \right.$ $\left. + \frac{1}{5}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{6}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 + - \dots \right]$	или: $G^{(S)} = \frac{Q \cdot l}{2} \times$ $\times \frac{\gamma}{\tau_e}\left[1 - \frac{1}{3}\frac{\Delta h}{h_0} + \right.$ $+ \frac{1}{4}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{5}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 +$ $\left. + \frac{1}{6}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^4 - + \dots \right]$	
11	Треугольная нагрузка  Фиг. 11_{IV}.	$\frac{O_x}{U_x} = \pm \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \left(\frac{x}{l}\right)^3 \cdot \frac{1}{h_x}$ $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} 2 \cdot \frac{l}{\Delta h}\left[\frac{1}{3} - \frac{1}{2}\frac{h_0}{\Delta h} + \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^2 - \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^3 \ln\left(\frac{h_n}{h_0}\right)\right]$ или: $G^{(G)} = \frac{Q \cdot l}{3} \cdot \frac{\gamma}{\sigma_e} \cdot 2 \cdot \frac{l}{h_0} \cdot \left[\frac{1}{4} - \frac{1}{5} \cdot \frac{\Delta h}{h_0} + \right.$ $\left. + \frac{1}{6}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{7}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 + - \dots \right]$	$S_x = Q\left(\frac{x}{l}\right)^2 -$ $- \frac{Ql}{3}\left(\frac{x}{l}\right)^3 \cdot \frac{1}{x + l\frac{h_0}{\Delta h}}$ $G^{(S)} = \frac{Ql}{3}\frac{\gamma}{\tau_e} \cdot \left[\frac{2}{3} + \right.$ $+ \frac{1}{2}\frac{h_0}{\Delta h} - \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^2 +$ $\left. + \left(\frac{h_0}{\Delta h}\right)^3 \ln\frac{h_n}{h_0}\right]$ или: $G^{(S)} =$ $= \frac{Ql}{3}\frac{\gamma}{\tau_e}\left[1 - \frac{1}{4}\frac{\Delta h}{h_0} + \right.$ $+ \frac{1}{5}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^2 - \frac{1}{6}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^3 +$ $\left. + \frac{1}{7}\left(\frac{\Delta h}{h_0}\right)^4 - + \dots \right]$	См. примечания к п. 9

Напряжения в частях скрученной пирамидальной фермы треугольного типа

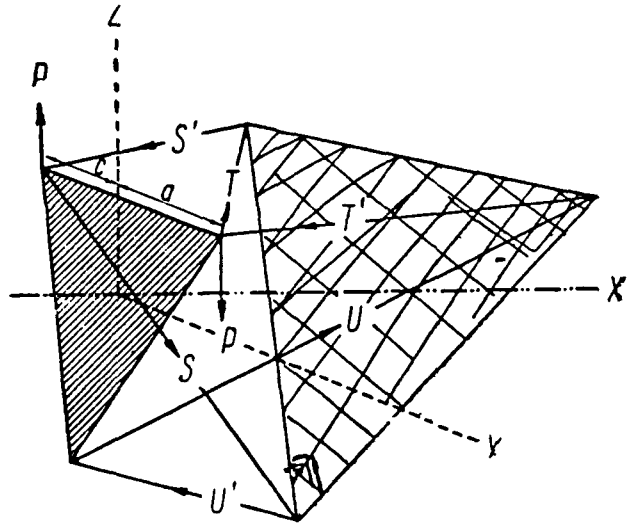
P-скручивающий момент

Общий случай. Скручивающие пары сил в плоскости базы.

$$s_yS + s_y'S' + t_yT + t_y'T' + u_yU + u_y'U' = 0.$$
$$s_zS + s_z'S' + t_zT + t_z'T' + u_zU + u_z'U' = 0.$$
$$(s_zS + s_z'S')\,c + (t_zT + t_z'T')\,a + (u_yU + u_y'U')\,b + P(a + c) = 0.$$
$$s_xS + S_x'S' = 0.$$
$$t_xT + t_x'T' = 0.$$
$$u_xT + u_x'U' = 0.$$



Фиг. 12_{IV}.

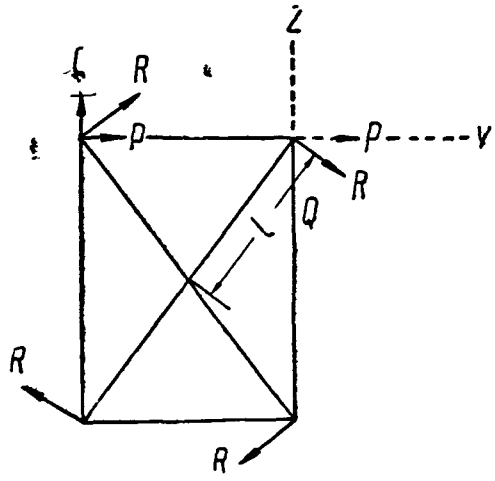


Фиг. 13_{IV}.

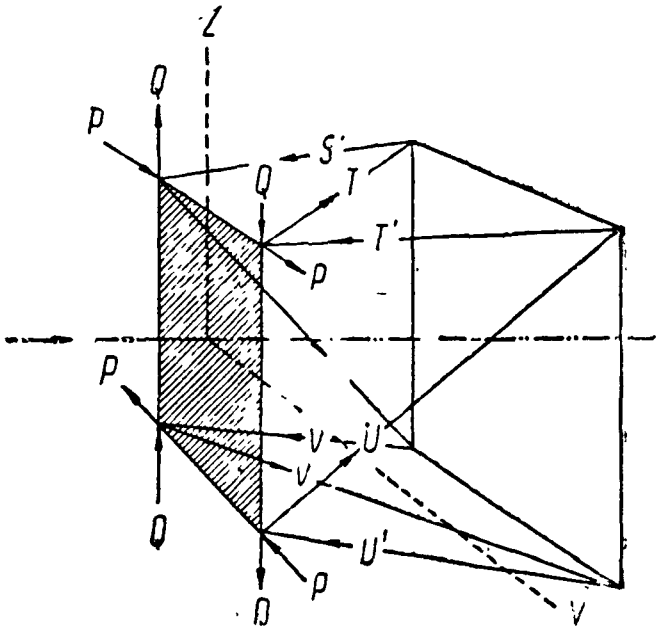
Частный случай 1. Призматическая расчалка:

$$S_x' = t_x' = U_x' = 1;\quad S_y',\ t_y',\ u_y',\ S_z',\ t_z',\ U_z' = 0;\quad t_z = 0.$$

Частный случай 2. Пирамидальная расчалка.
Если $b = 0$, растяжка U может быть опущена.



Фиг. 14_{IV}.



Фиг. 15_{IV}.

Напряжения в частях скрученной пирамидальной фермы прямоугольного типа

R-скручивающий момент $P = Rb/21$; $Q = Ra/21$.

Общий случай. Скручивающие пары сил в плоскости базы.

Обозначим напряжения растяжек через S, T, U, V, а напряжения лонжеронов — через S', T', U', V'.

Косинусы направлений растяжек и лонжеронов: S_x, S_y, S_z; t_x, t_y, t_z; U_x, U_y, U_z; V_x, V_y, V_z.

Тогда

$$s_yS + s_y'S + t_yT + t_y'T' + 2P = 0,$$
$$t_zT + t_z'T + u_zU + u_z'U' + 2Q = 0,$$
$$u_yU + u_y'U' + v_yV + v_y'V' + 2P = 0,$$
$$v_zV + v_z'V' + s_zS + s_z'S' + 2Q = 0,$$
$$s_xS + s_x'S' = 0, \quad u_xU + u_x'U' = 0,$$
$$t_xT + t_x'T' = 0, \quad v_xV + v_x'V' = 0.$$

Частный случай 1. Призматическая расчалка.

s_x', t_x', u_x', $v_x' = 1$; s_y', t_y', u_y', v_y', s_z', t_z', u_z', $v_z' = 0$; s_y, t_z, u_y, $v_z = 0$.

Частный случай 2. Пирамидальная расчалка.

Если $a = 0$, то $Q = 0$ и растяжки S, V могут быть опущены.

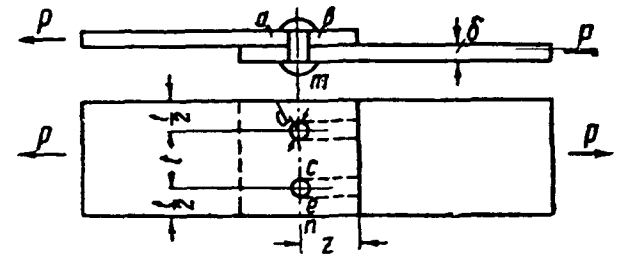
Приложение V

РАСЧЕТ ЗАКЛЕПОЧНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Заклепочные соединения

Работа заклепочного соединения различается в зависимости от того, производилась ли клепка в горячем или холодном состоянии. Заклепка, поставленная в горячем состоянии, при охлаждении сжимается и прижимает друг к другу склепанные листы, заставляя их работать на трение; стержни заклепки работают при этом на растяжение.

Трения листов и растяжения заклепок не наблюдается при холодной клепке.



Фиг. 1_V.

Расчет заклепочных соединений ведется на основные деформации без учета трения ввиду того, что это трение не может быть подсчитано, завися от качества клепки.

Основная работа заклепочного соединения заключается в следующем:

1) заклепка работает на срез (фиг. 1_V, сечение $a - b$);

2) листы работают на разрыв по ослабленному отверстиями под заклепки сечению (сечение $m - n$);

3) листы работают на смятие в отверстиях под заклепками;

4) листы работают на скалывание между отверстием под заклепку и краем листа.

По характеру конструкции заклепочные соединения бывают одно- и двусрезные.

Односрезные заклепки

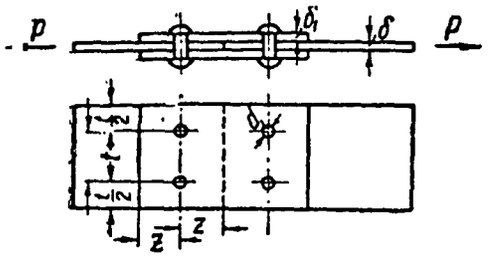
Соединение внахлестку; соединение одной накладкой.

Соответственно работе заклепочного соединения в данном случае имеем уравнения прочности для силы, приходящейся на одну заклепку:

$$1.\ \frac{p}{n} \leq \frac{\pi d^2}{4} K_{ср}. \quad 2.\ \frac{p}{n} \leq (t-d)\,\delta K_{ср}. \quad 3.\ \frac{p}{n} \leq 2z\delta K_{ср}. \quad 4.\ \frac{p}{n} \leq d\delta K_{см}.$$

Разрушающие напряжения для наиболее употребительных в самолетостроении материалов для заклепок приняты следующие:

Сталь	Дюраль каленый
$K_р = 4000$ кг/см²	$K_р = 3600$ кг/см²
$K_{ср} = 3500$ „	$K_{ср} = 2200$
$K_{см} = 5200$ „	$K_{см} = 5200$



Фиг. 2V.

Решая совместно уравнения первое и четвертое, получим зависимость:

$$\frac{d}{\pi} = \frac{4}{\pi}\frac{K_{см}}{K_{ср}}.$$

Подставляя соответствующие данному материалу значения K, найдем отношение $\frac{d}{\delta}$.

Минимальное значение $\frac{d}{\delta}$ принимается равным 3 для толщин материала до 1 *мм*. Для больших же толщин пользуются эмпирической формулой

$$d = 2\sqrt{S},$$

где S — суммарная толщина материала.

Решая совместно первое и второе уравнения, получим зависимость:

$$t = \frac{\pi}{4}\frac{K_{см}}{K_р}\frac{d^2}{\delta} + d.$$

Величина t называется ш а г о м заклепок.

Принимают $t \approx 3d$.

Решая совместно уравнения первое и третье, получим:

$$z = \frac{\pi}{8} \cdot \frac{d^2}{\delta}.$$

Принимают обычно, учитывая возможные производственные дефекты, для железных заклепок $z = 1{,}5$, для дюралевых $z = 2d + 2$ *мм*.

Двусрезные заклепки (фиг. 2V)

Уравнения прочности для силы, приходящейся на одну заклепку, в этом случае:

$$1.\ \frac{p}{n} \leq 2\,\frac{\pi d^2}{4} K_{ср}. \qquad 3.\ \frac{p}{n} \leq 2z\delta K_{ср}.$$

$$2.\ \frac{p}{n} \leq (t-d)\,\delta K_р. \qquad 4.\ \frac{p}{n} \leq d\delta K_{см}.$$

Решая совместно те же уравнения, что и для односрезных заклепок, получим:

$$1.\ \frac{d}{\delta}=\frac{4}{2\pi}\frac{K_{см}}{K_{ср}}. \qquad 2.\ t=\frac{\pi}{2}\frac{d^2}{\delta}\frac{K_{ср}}{K_р}+d.$$

Принимают $t\approx 5d$, т. е. шаг больше, чем для односрезного шва.

$$3.\ z=\frac{\pi}{4}\frac{d^2}{\delta},$$

т е. вдвое больше, чем для односрезного шва.

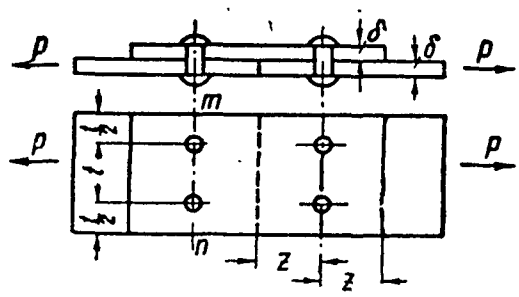
Двурядный шов

Если количество заклепок, необходимое для передачи данной силы, не может быть размещено в один ряд, то их располагают в несколько рядов в шахматном порядке. Расстояние между рядами принимают $t_1=2d+3$ *мм*.

Больше шести заклепок в ряд ставить не рекомендуется, так как заклепки позади шестой уже не работают. Это видно при рассмотрении фиг. 3$_V$, где изображена резиновая полоса, закрепленная рядом заклепок и растянутая силой P.

По овализации дыр видно убывание нагрузки по мере удаления от действующей силы.

При выборе заклепочного шва следует обратить внимание на выгодность двусрезного шва по следующим причинам: 1) ввиду большего шага меньше ослабляется опасное сечение листа $m-n$; 2) заклепки не работают на изгиб, как в случае односрезного шва.



Фиг. 3$_V$.

Для расчета дюралевых и стальных заклепок по действующим усилиям приведены графики.

Стыки профилей рассчитываются по равнопрочности: подбирается диаметр заклепок соответствующей толщины материала профиля, а количество заклепок принимается такое, чтобы суммарная прочность их была равна прочности сечения профиля.

Сведения производственного характера

Полная длина стержня заклепки рассчитывается по формуле:

$$l=1{,}1\,S+1{,}5\,d,$$

где S — полная толщина склепываемых листов, d — диаметр заклепки. Величина $1{,}5d$ идет на образование головки.

Отверстия под заклепки сверлятся с припуском.

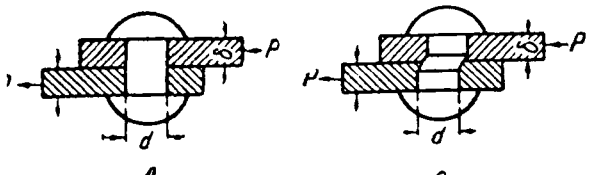
d заклепки *мм* . .	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8
d отверстия *мм* с припуском . . .	2,2	2,8	3,2	3,7	4,2	5,3	6,3	7,5	8,5

Стандартные размеры применяемых в авиации заклепок и вес их даны в нормалях ВСТ 137—142.

Размещение заклепок

а) Число заклепок i определяют из условия сопротивления их данной силе P среза.

В зависимости от типа шва здесь могут быть два случая:



Фиг. 4_V.

1. Шов односрезный (фиг. 4_V, *А* и *а*):

$$i = \frac{4 \cdot P}{\pi d^2 k_c}.$$

Характеристика усилий в заклепках на срез дана в табл. 1.

ТАБЛИЦА 1

d, *мм*	$F_{срез}$ *мм*^{2}	Разрушающее усилие *кг*	Площадь смятия при толщине листа, *мм*			
			0,5	1	1,5	2
2	3,14	76	1	2	3	4
3	7,05	170	1,5	3	4,5	6
3,5	9,6	230	1,75	3,5	5,25	7
4	12,6	303	2	4	6	8
5	19,6	472	2,5	5	7,5	10

2. Шов двухсрезный (фиг. 5_V, *Б*, *б* и *В*):

$$i = \frac{P}{\frac{2\pi d^2 k_c}{4}} = \frac{2P}{\pi d^2 k_c}.$$

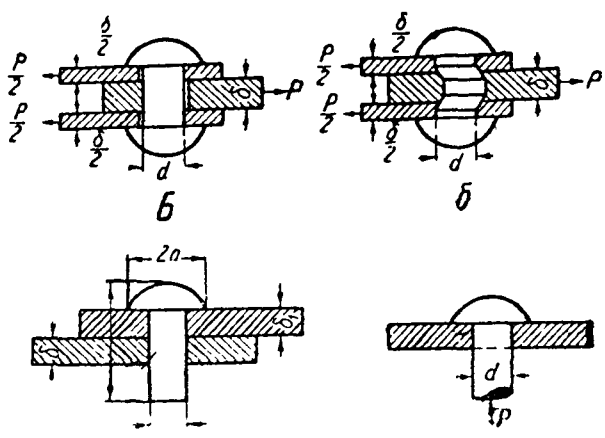
Ввиду того, что каждая заклепка в этом случае работает на срез по двум сечениям, а смятие может произойти на толщине одного листа, необходимо сделать проверку заклепок на смятие (фиг. 5_V, *б*) и если получится большее число заклепок, то его и нужно взять.

$$P = i \cdot F \cdot k_{см} = i \cdot d \cdot \delta \cdot k_{см}.$$

Разрушающее усилие смятия дано в табл. 2.

ТАБЛИЦА 2

d	Толщина листа, *мм*			
	0,5	1	1,5	2
2	50	100	150	200
3	75	150	225	300
3,5	87	175	262	350
4	100	200	300	400
5	125	250	375	500



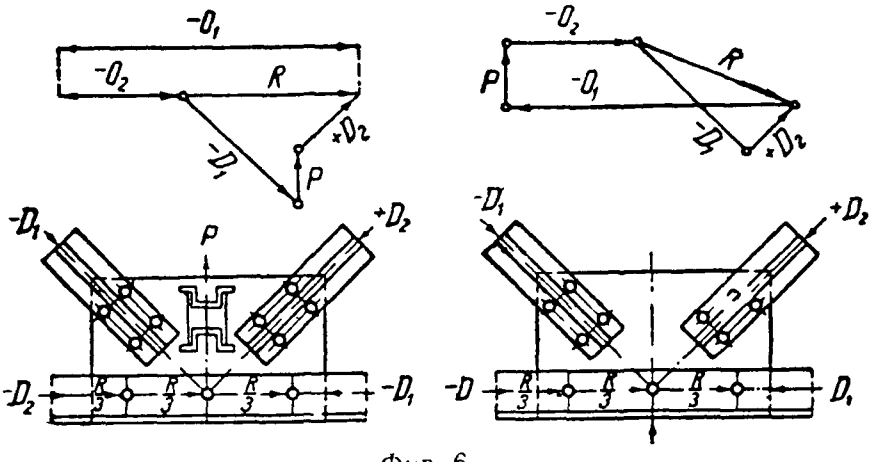
Фиг. 5_V.

Не следует допускать работу заклепок на растяжение или отрыв.

б) Полученное число заклепок размещается: 1) или по линии центра тяжести сечения, или 2) по линии действия силы.

в) В многорядных швах они располагаются симметрично относительно этой линии и в параллельном, а не в шахматном порядке.

г) При определении величины сечений отдельных элементов конструкции нужно иметь в виду ослабление их заклепочными отверстиями и вычитать их из полного сечения стержня.



Фиг. 6_V.

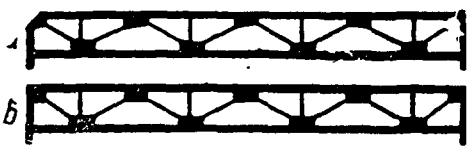
д) Расстояние заклепки до края склепываемой части по направлению действующей силы составляет нормально $2d$; как крайние пределы можно принимать:

$$a_{\min} = 1{,}8\,d \quad \text{и} \quad a_{\max} = 2{,}5\,d.$$

Расстояние b, нормальное к направлению действия силы, до края принимается равным $1{,}5\,d$.

Конструкция узлов. Стержни фермы соединены друг с другом в узлах, в которых приложены внешние силы и которые при расчете рассматриваются как шарниры (фиг. 6_V). Правильное построение узла требует, чтобы оси всех сходящихся стержней пересекались в одной точке — математическом узле фермы. В случае несоблюдения этого правила возникает изгибающий момент, определяемый на основании уравнения равновесия $\Sigma M = 0$. Этот момент может вызвать опасное дополнительное напряжение в примыкающих к узлу стержнях.

После того как определены оси стержней, наносятся наружные очертания поперечных сечений; сначала основные стержни, затем косынки и сопряженные стержни, последние обрезаются под прямым углом к направлению их длины, после чего определяется требуемое число заклепок.



Фиг. 7_V.

Для прикрепления стержня, проходящего по листу без стыка и прямолинейно, учитывается лишь разность его усилий.

Если к наружному поясу приложен внешний груз (фиг. 6_V), то для прикрепления пояса к листу принимают в расчет равнодействующую R, разности усилий поясных стержней внешнего груза.

Очертание косынок. Форма косынок очерчивается после того, как все стержни нанесены и также определены заклепки.

Рекомендуется листы обрезать по возможности в виде прямоугольника; если необходимо многоугольное очертание, то делают по крайней мере две стороны параллельными.

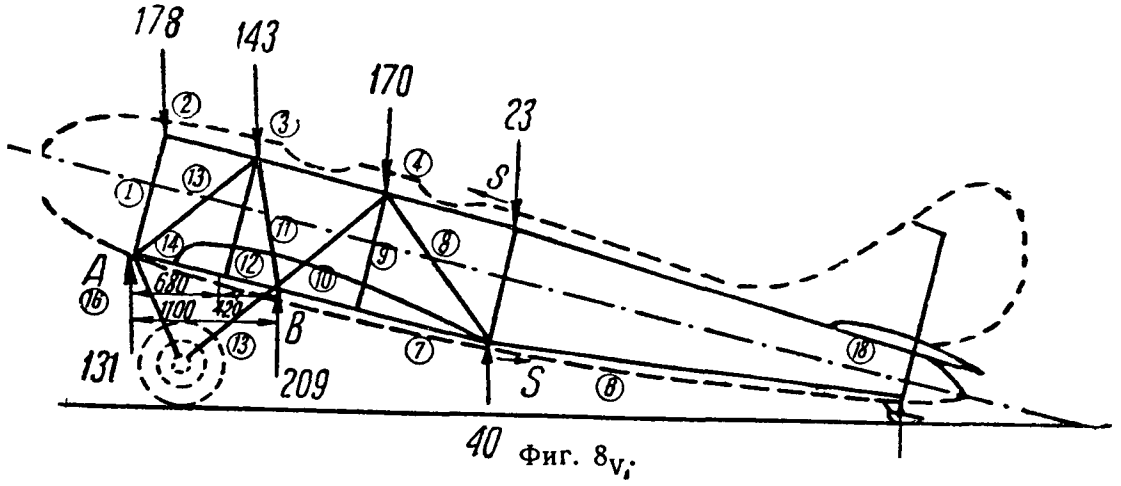
Косынка, отвечающая требованию конструктивной целесообразности, одновременно должна удовлетворять требованию эстетики. Сравнительный рисунок фиг. 7_V показывает преимущества конструкции с прямоугольными косынками.

Замечание о числе заклепок. Сила остаточной деформации решает вопрос о количестве заклепок. В пределе прочности больше четырех или пяти заклепок не работает. Обычно принимают, что при разрушении шва сила заклепок равна числу их, умноженному на напряжение. При переменной нагрузке число заклепок значения не имеет, так как может оказаться, что они дадут меньшую силу, чем суммарная, почему окажется достаточным разместить треть их. Разрущающее напряжение для заклепок принимают на смятие — 45 *кг/мм*², на срез — 35 *кг/мм*².

ТАБЛИЦА 3

Зависимость заклепок от тблщины листа

δ, *мм*	Число листов	$\Sigma\delta$	d	l
0,3	2	0,6	2	4
0,5	2—3	1,0—1,5	2,5	7
0,7 [1]	2—3	1,4—2,1	2,5	8
1,0	2	2,0	3	10
1,0	3—4	3—4	3,5	10—12
1,0 + 1,5	2	2,5	3,5	12
1,0 + 2	2	3,0	3,5	12
1,5 + 2	2	3,5	3,5	12
2,0	2	4,0	4	15
2,0 + 2,5	2	4,5	4	15
2,5	2	5,0	4	15



Фиг. 8_V.

Толще 4 *мм* применяются железные заклепки.

Дюралевые листы и профиля соединяются до $\delta = 4$ *мм* только дюралевыми заклепками.

Дюраль + сталь, Сталь + сталь } соединяются железными заклепками $d = 3{,}5$—4 *мм*.

Примеры расчета заклепочных соединений

Рассчитать заклепочные узлы *B* и *A* центральной части самолета Иградо 3Б/*M*, схема фермы которого дана на чертеже (фиг. 8_V), а усилие по стержням в случае $E_{ш}$ даны в таблице, приведенной ниже.

Рассчитать стык деревянной части и проверить прочность распорной рамы, изображенной на чертеже (фиг. 9_V).

ТАБЛИЦА 4

Усилия по стержням

(случай $E_ш$)

Название стержня	Усилия *кг*	Длина *см*	Расчетные усилия *кг*
1—15	— 140	87	— 840
2—15	— 65	73	— 390
14—12	— 110	82	— 660
11—12	— 125	90	— 750
11— 3	— 10	75	— 60
8— 4	— 157	81	— 940
9— 8	— 220	106	+ 1320
6— 4	— 240	—	— 1440
10— 9	— 135	78	— 810
8— 6	— 45	72	— 270
11—10	— 240	92	— 1440
7—10	+ 310	130	+ 1860
13—14	+ 465	110	+ 2800
15—14	— 190	112	— 1140

Руководствуясь данными испытания ЦАГИ профилей кольчугалюминия, а также учитывая, что гофр увеличивает прочность профиля в среднем на 35 — 40% при длине в 1 *м*, назначаем для всех стержней профиль *A* — IV за исключением стержней 7—10, 8—4 и 11 — 10, где ставим профиль *A* — *III*.

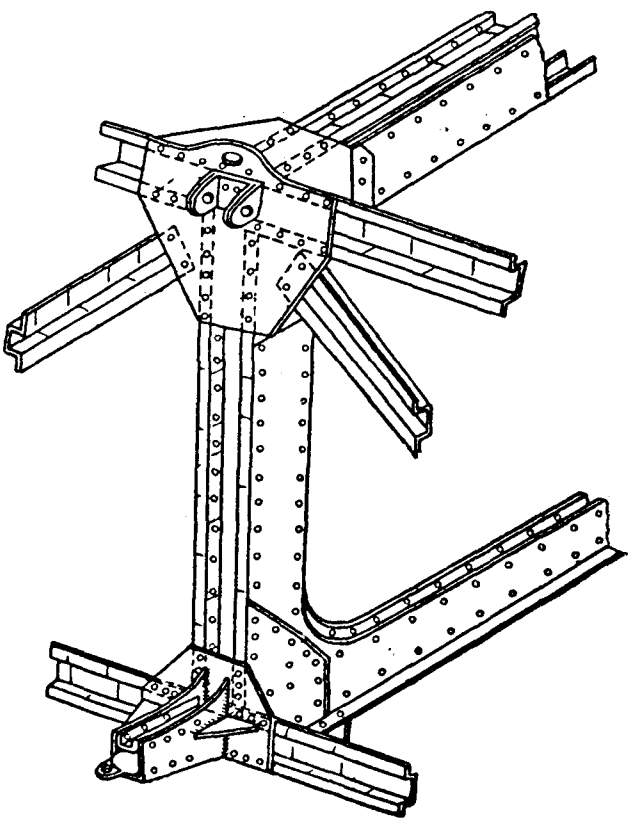
Узел B. Приложим все действующие силы в узле *B* (фиг. 10_V) и, построив силовой многоугольник, найдем равнодействующую *R* — 650 *кг*, которая воспринимается лонжероном (стержень 13—12).

Сопряжение стальной косынки (фиг. 11_V) с профилями этого узла обеспечивается 24 железными заклепками $d = 3{,}5$ *мм*. Принимая $K_{ср} = 20$ *кг/мм²* для железа, располагаем число заклепок в порядке:

1. По стержню 13—12 требуется

$$i = \frac{650}{F_{зак} \cdot 20} \approx 4;$$

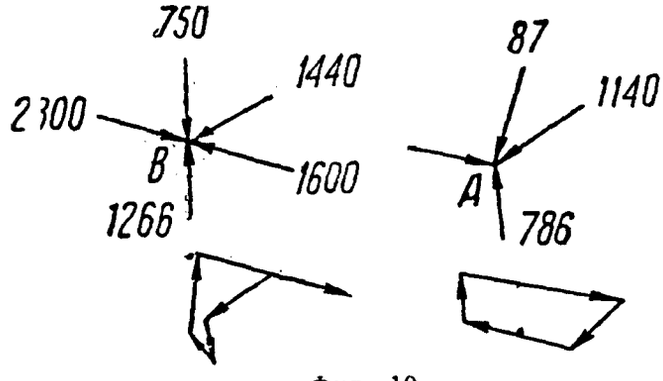
в действительности из-за конструктивных соображений поставлено 11 заклепок.



Фиг. 9_V.

2. По стержню 11—12 требуется

$$i = \frac{750}{F_{зак} \cdot 20} = \frac{750}{9{,}6 \cdot 20} \approx 4;$$



Фиг. 10_V.

в действительности размещено 5 шт.

3. По стержню 10 — 11 требуется

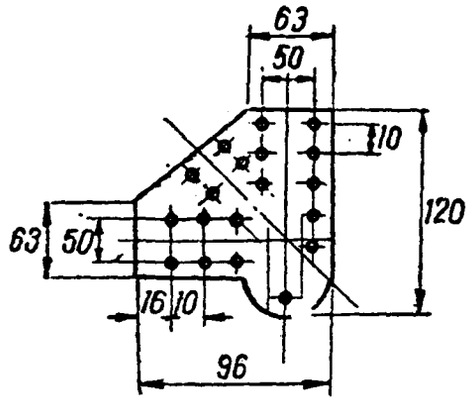
$$i = \frac{1440}{9{,}6 \cdot 20} \approx 8;$$

в действительности размещено 8 шт.

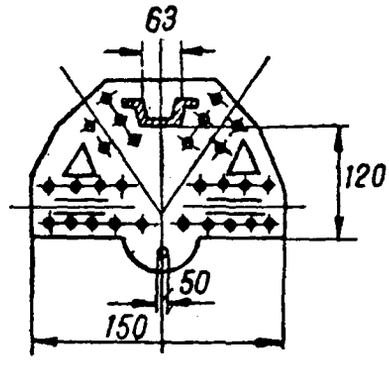
Коэфициент прочности шва

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{4}{\pi} \cdot \frac{1{,}5}{3{,}5}} = 0{,}78.$$

Узел А. Схема действующих сил дана на диаграмме фиг. 10_V. Равнодействующая $R = 750$ *кг* воспринимается через дюралевую 2-*мм* косынку (фиг. 12_V) и лонжерон 13 — 14. Восемь 3-*мм* заклепок и три стальных болта $d = 6$*мм*, крепящих одновременно моторную раму, обеспечивают вполне надежность соединения.



Фиг. 11_V



Фиг. 12_V.

Действительное усилие, которое выдержит узел, из условия смятия профиля будет:

$$8 \cdot 150 + 3 \cdot 6 \cdot 2 \cdot 50 = 1200 + 1800 = 3000 \text{ кг}.$$

Выступающая часть косынки служит ушком для стойки шасси, поэтому она имеет наружную и внутреннюю стальные подкрепляющие накладки, связанные с рамой. Диагональный стержень 14—15 подвергается усилию в 1140 *кг*.

Число 3-*мм* заклепок определяется из условия смятия профиля:

$$i = \frac{1140}{150} \approx 8 \text{ шт.}$$

На косынке размещено только четыре заклепки, остальные относим к гофру; при длине стержня 112 *см* поставлено число заклепок:

$$2 \cdot \frac{112}{7{,}5} \approx 30 \text{ шт.}$$

Стык хвостовой деревянной части. Соединение металлической части с деревянной воспринимает внешний момент:

$$M = R_к l_3 = 510 \cdot 277 = 141\,700 \text{ кгсм}^{1}$$

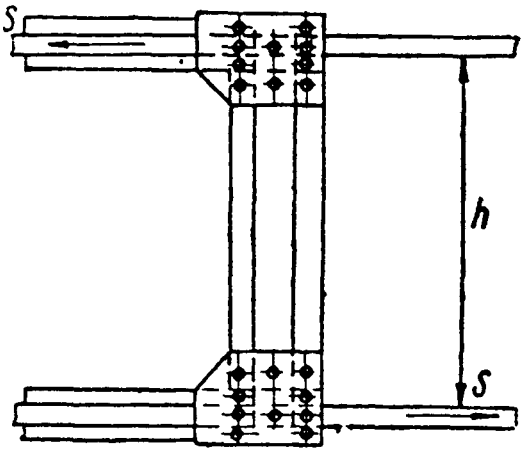
Ему отвечает реактивный момент внутренних сил стыка (фиг. 13_V).

$$M = h \cdot S \cdot 2,$$

где $h = 70$ *см* и сила

$$S = \frac{141\,700}{70 \cdot 2} \approx 1010 \text{ кг},$$

которая воспринимается тремя 6-*мм* болтами.



Фиг. 13_V.

Проверка на срез стального болта $d = 6$ *мм* дает:

$$k_c = \frac{1010}{3 \cdot 2 \cdot \frac{\pi d^2}{4}} = \frac{1010}{6 \cdot 28{,}3} = 6 \text{ кг/мм}^2,$$

запас прочности $\phi = \frac{50}{6} \approx 8{,}4$.

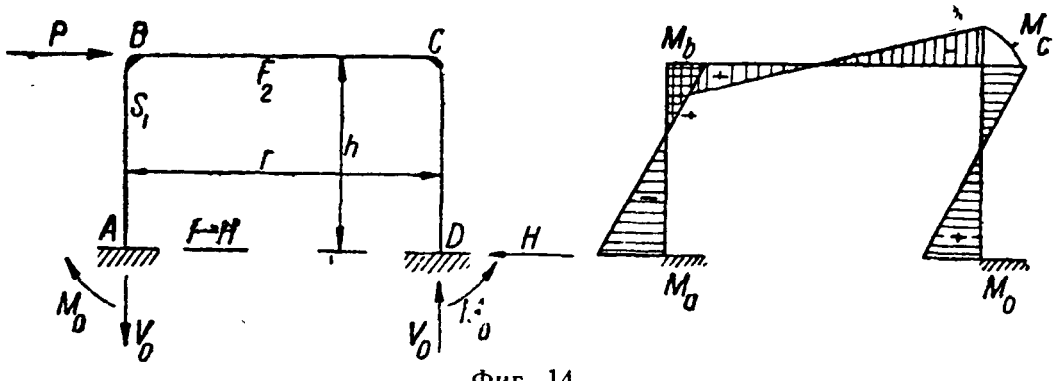
Смятие профиля (1 *мм*) и косынки (1,5 *мм*):

$$k_{см} = \frac{1010}{3 \cdot (6 \cdot 2{,}5)} = 22{,}4 \text{ кг/мм}^2,$$

запас прочности $\phi = 2{,}2$.

Смятие дерева $k_{см} = \frac{1010}{3 \cdot (6 \cdot 25)} = 2{,}24 \text{ кг/мм}^2$;

запас прочности равен 1,5, а при спокойной нагрузке $1{,}5 \cdot 6 = 9$.



Фиг. 14_V.

Следовательно, стык, представленный на фиг. 13_V, проверен расчетом и нормам прочности удовлетворяет.

Распорная рама. Из фиг. 9 ясна конструкция распорной рамы; верхний узел ее воспринимает давление V-образных подкосов, к нижнему крепятся лонжероны крыльев.

Рассмотрим случай одностороннего нагружения рамы при вираже.

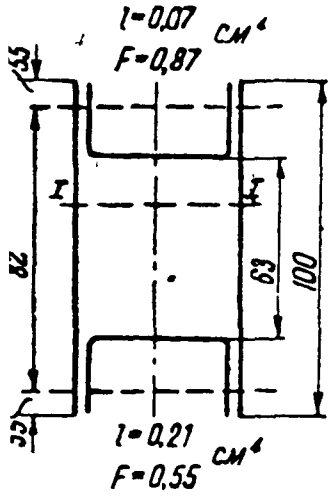
Вследствие несимметричной нагрузки были найдены подъемные силы правой и левой коробки соответственно 350 и 415 *кг*.

---

[1] Здесь учтена перегрузка $m = 6$.

Делаем допущение, что эти силы приложены в узлах основания V-образных подкосов. Произведя разложение по схеме, найдем, что горизонтальный распор в левом верхнем углу рамы составляет 140 *кг* или, вводя перегрузку, найдем:

$$P = 5 \cdot 140 = 700 \text{ кг}.$$



Фиг. 15_V.

Рабочее состояние клепаной рамы представим по схеме фиг. 14_V, и расчет жесткости ее узлов произведем по формулам Клейнлогеля:

$$M_B = +\frac{ph}{2} \cdot \frac{3k}{1+6k}, \qquad M_B = -M_C,$$

$$M_D = \frac{p \cdot h}{2} \cdot \frac{1+3k}{1+6k}, \qquad M_D = -M_A,$$

$$V_A = V_D = \frac{3 \cdot p \cdot hk}{l(1+6k)}, \qquad H = -\frac{p}{2},$$

$$k = \frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{h}{l}.$$

Стойки одного и того же сечения и выполнены по схеме (фиг. 15_V).

Сечение состоит из профилей *A* и *B* с толщиной стенки 0,8 *мм* и боковых листов того же размера. Так как моменты инерции сечений одинаковы, то отношение

$$k = \frac{h}{l} = \frac{730}{680} = 1{,}07,$$

и моменты

$$M_B = \frac{700 \cdot 73}{2} \cdot \frac{3 \cdot 21}{1+6{,}42} = 11\,400 \text{ кгсм},$$

$$M_D = \frac{700 \cdot 73}{2} \cdot \frac{4{,}21}{7{,}42} = 14\,500 \text{ кгсм}.$$

Высоту сечения определим из условия потребного модуля на изгиб. Принимая для кольчугалюминия напряжение изгиба 30 *кг/мм*², получим:

$$W = \frac{14\,500}{3000} = 4{,}83 \text{ см}^3.$$

Центр тяжести сечения определится из отношения площадей 0,87 : 0,55 — 1,58; отсюда общий модуль:

$$W = \frac{1{,}07 + x^2 0{,}87 + 2{,}5x^2 \cdot 0{,}55 + 0{,}21}{1{,}58\,x + 1{,}35} = \frac{1{,}38\,x^2 + x^2 0{,}87 + 1{,}28}{1{,}58\,x + 1{,}35} = 4{,}83,$$

$$2{,}25x^2 + 1{,}28 = 7{,}62x + 6{,}5,$$

$$2{,}25x^2 - 762x - 5{,}22 = 0,$$

$$x^2 - 3{,}38x - 2{,}3 = 0,$$

$$x = \frac{1{,}69 \pm \sqrt{2{,}85 + 2{,}3}}{1} = 1{,}69 + 2{,}27,$$

$$x_1 = 3{,}96.$$

Полная высота

$$x + 1{,}58x = 2{,}58x = 10{,}3 \text{ см}.$$

Выполненный размер 110 *мм*.

Жесткость узла *A*. Наибольшие реактивные силы сосредоточены в узлах *A* и *D*, где действует момент $M_A = 14\,500$ *кгсм* и вертикальная сила

$$V_A = V_D = \frac{3 \cdot 700 \cdot 73 \cdot 1{,}07}{68 \cdot 7{,}42} = 325{,}0 \text{ кг}.$$

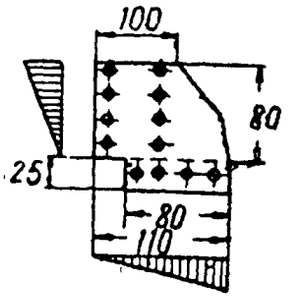
Берем накладку 1 *мм*; заклепки $d = 4$ *мм* располагаем в два ряда по 4 шт. с шагом 16 *мм*. Таким образом с обеих сторон узла размещено в вертикальном и горизонтальном направлениях по 16 шт.

Примем, что усилие смятия на заклепки распределяется по закону треугольника (фиг. 16_V); тогда момент, воспринимаемый крайними заклепками обеих сторон,

$$M_{зак} = 8 \cdot 200 \cdot 4 \cdot 2 = 12\,800 \text{ кгсм}.$$

Посредине накладки он равен:

$$M_{зак} = \frac{8}{2} \cdot (2 \cdot F_{сиг} \cdot k_{см}) = 8 \cdot 200 = 1600 \text{ кгсм}.$$



Фиг. 16_V.

Суммарный реактивный момент от сжатия заклепочного шва составит:

$$12\,800 + 1600 = 14\,400 \text{ кгсм}.$$

Срез заклепок от вертикальной силы потребует $\frac{1260}{303} = 4$ шт.; из-за конструктивных условий поставлено 8 шт.

Таким образом жесткость узла расчетом проверена, и необходимый запас прочности обеспечен.

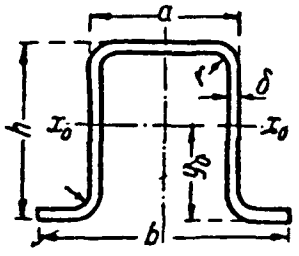
Приложение VI

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ТАБЛИЦЫ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ДЮРАЛЮМИНИЯ

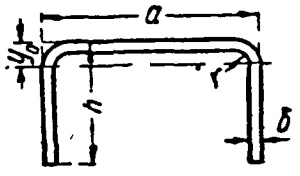
ТАБЛИЦА 1

Стандартный сортамент кольчугалюминиевых профилей
(Авто-Авиа 131)

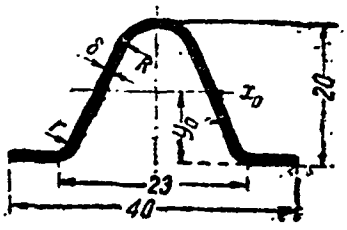
Марка профиля	Размеры, *мм*					Площадь *мм²*	Вес *кг/м*	Расстояние центра тяжести *мм*	*J*, *см⁴*	
	δ	*a*	*b*	*h*	*r*				J_{x_0}	J_{y_0}
А-I	2	45	70	30	4	234,8	0,670	16,9	3,02	10,04
А-II	1,5	41	66	29,5	4	177,2	0,505	16,5	2,27	6,62
А-III	1	38	63	29,0	4	111,3	0,317	15,9	1,38	3,78
А-IV	0,8	36	61	28,5	4	87,15	0,248	15,45	1,07	2,66
А-V	0,5	36	61	28,5	4	54,85	0,156	15,65	0,69	1,67
А-VI	0,5	34,4	59,5	27,7	4	53,28	0,152	14,92	0,64	1,64
А-VII	1,5	23	53	34	4	164,8	0,469	15,65	2,57	2,84
А-VIII	2	41	66	29,5	4	224,84	0,641	16,1	2,78	8,31
А-IX	2	30	55	34	4	220,84	0,630	17,15	3,42	4,94



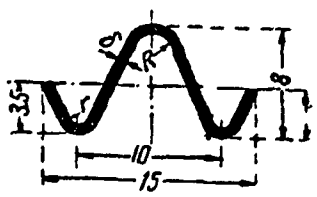
Фиг. 1_{VI}. Профиль А



Фиг. 2_{VI}. Профиль В

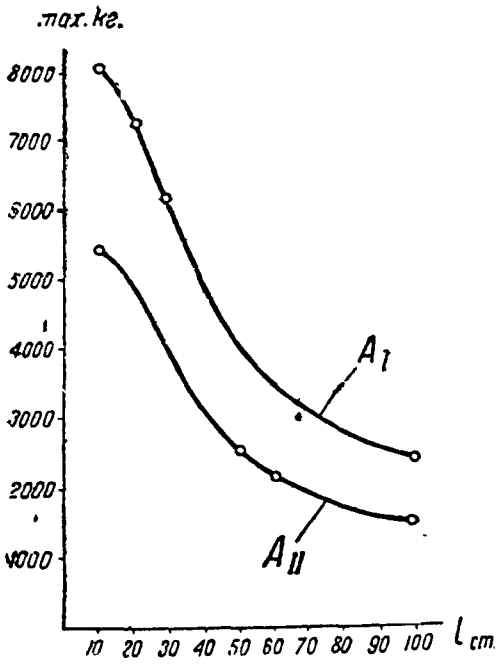
В-I	1	38	—	20	4	72	0,205	5,75	0,30	1,63
В-II	0,8	36	—	19	4	54,7	0,56	5,5	0,21	1,62
В	0,5	34,4	—	18	4	32,9	0,094	5,05	0,11	0,67
С $\frac{20}{40}$	1,5					93,2	0,265	8,5	4,300	—
	1,2					74,5	0,212	8,5	3,430	—
	1,0					62,1	0,177	8,5	2,920	—
	0,8					49,7	0,142	8,5	2,380	—
	0,5					31,3	0,088	8,5	1,550	—

Фиг. 3_{VI}

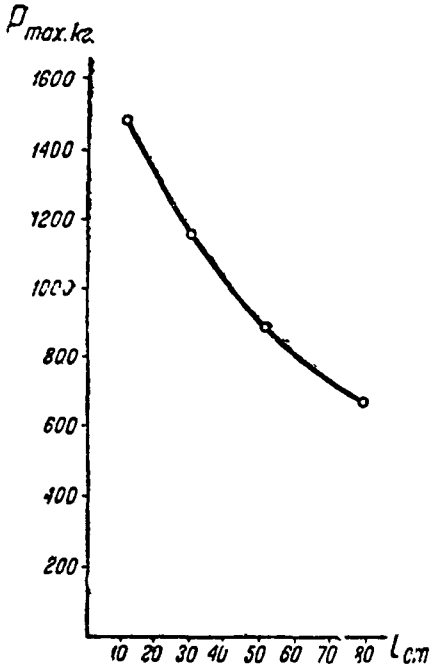
Д $\frac{8}{15}$	0,6	$R = 1,8$ $rm = 1,2$				16,38	46,6	3,46	86,7	—
	0,5					13,6	38,7	3,46	71,5	—
	0,4					10,9	31	3,46	57,1	—
	0,3					8,2	23,4	3,46	42,7	—

Фиг. 4_{VI}

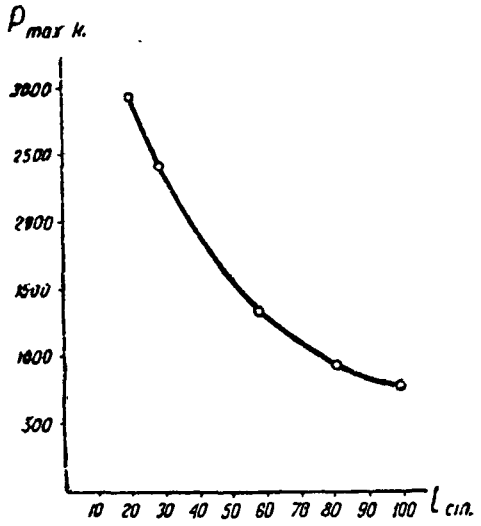
Диаграммы испытаний на сжатие профилей кольчугалюминия



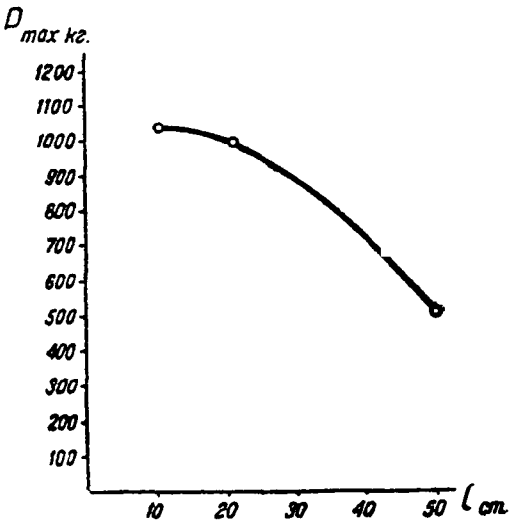
Фиг. 5_{VI}. Профиль A_I и A_{II}



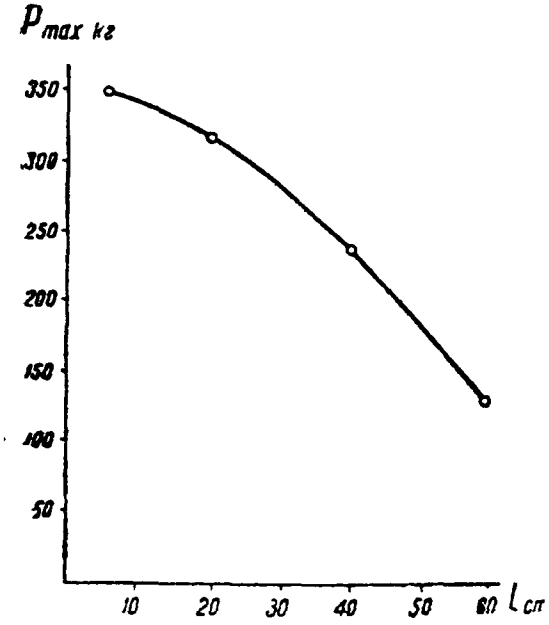
Фиг. 6_{VI}. Профиль A_{IV}



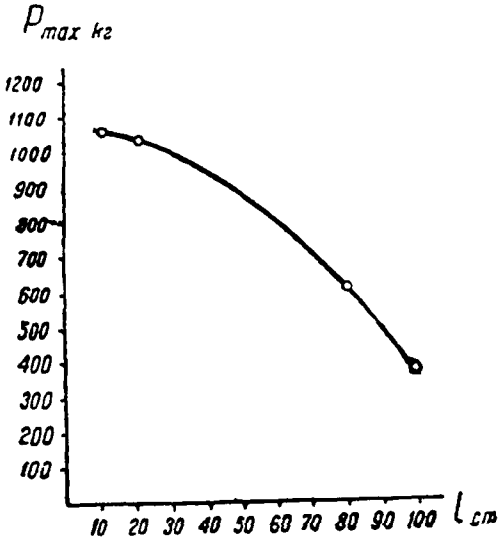
Фиг. 7_{VI}. Профиль A_{III}



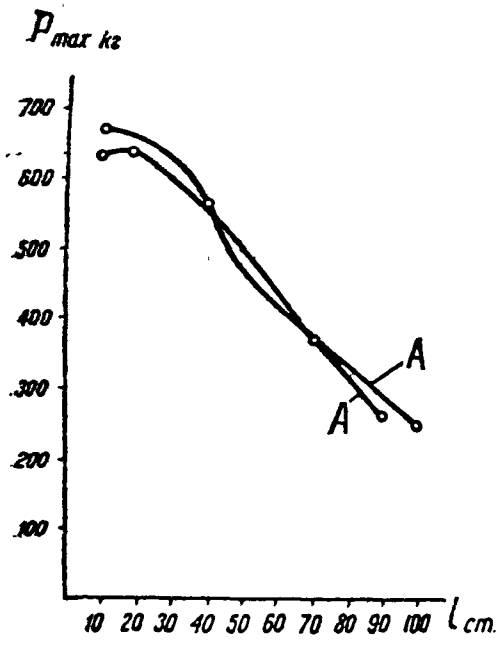
Фиг. 8_{VI}. Профиль B_{II}



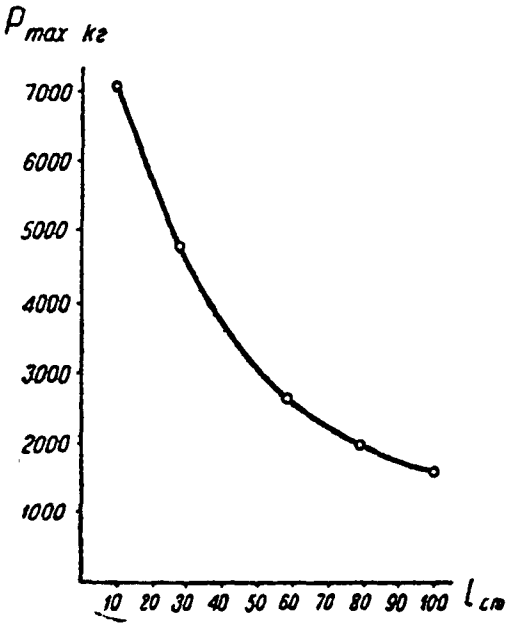
Фиг. 9_{VI}. Профиль B_{III}



Фиг. 10_{VI}. Профиль B

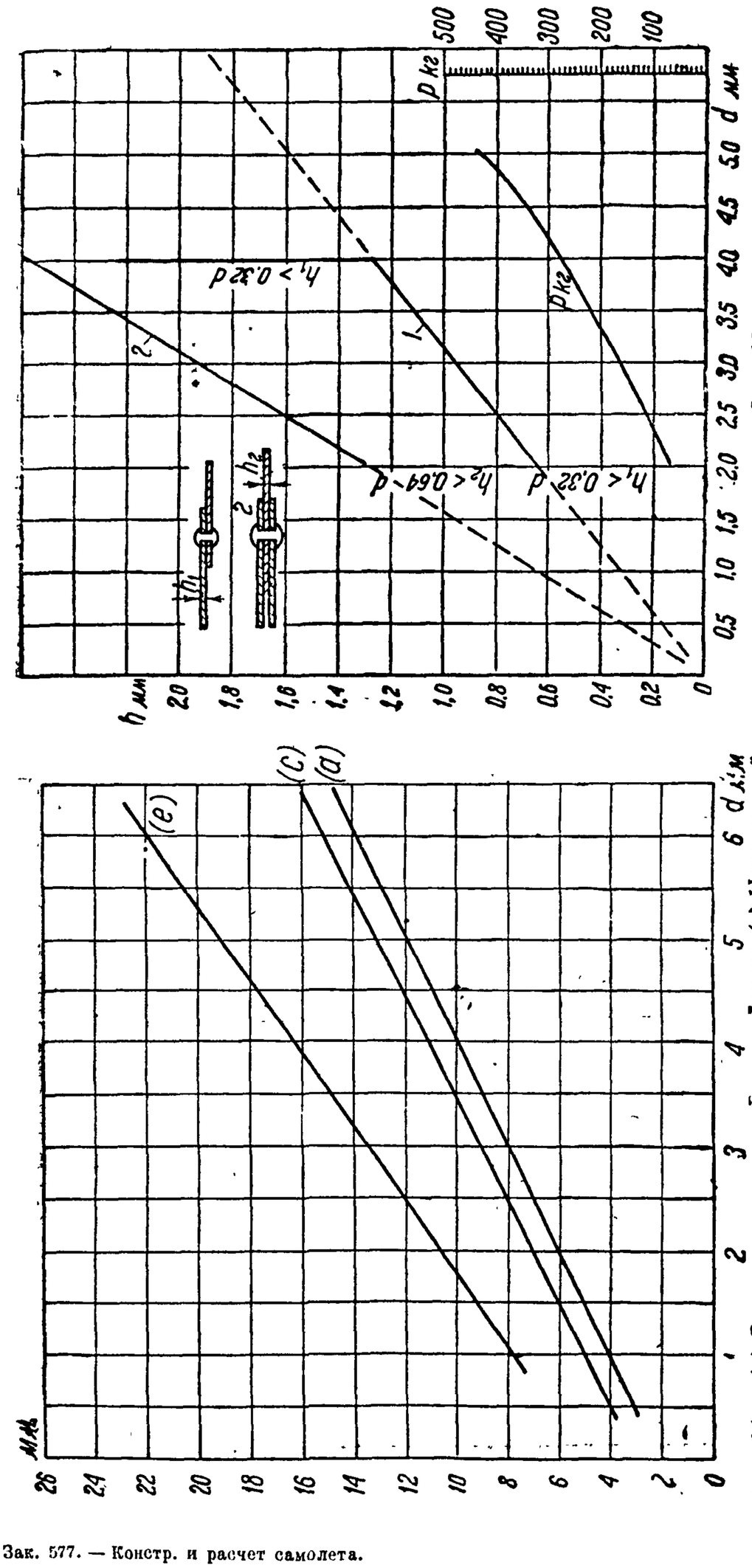


Фиг. 11_{VI}. Профиль A_V (верхняя кривая), A_{VI} (нижняя кривая).



Фиг. 12_{VI}. Профиль A_{15}

Диаграмма для подбора дуралюминовых заклепок



Фиг. 13_{VI}.

Фиг. 14_{VI}. (*a*) Расстояние заклепки от края листа; (*e*) Наименьший допустимый шаг; (*c*) Расстояние между центрами заклепок соседних рядов.

ТАБЛИЦА 2

Заклепки кольчугалюминиевые с полукруглой головкой ВСТ 16/138

Диаметр непоставленной заклепки	*d*	2	2,3	2,6	3	3,5	4	5	6
Размеры головок	*D*	3,63	4,17	4,8	5,5	6,4	7,4	9,2	11,0
	h	1,2	1,4	1,6	1,8	2,1	2,4	3,0	3,6
	R	2,0	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	5,0	6,0
Припуск на замыкающую головку	*l*	3,0	3,5	3,9	4,5	5,3	6,0	7,5	9,0
Диаметр отверстия под заклепку (рекомендуемый)		2,2	2,5	2,8	3,2	3,8	4,3	5,3	6,5
Допуски на	*d*	+0,07 −0,09	+0,07 −0,05	+0,08 −0,05	+0,08 −0,05	+0,10 −0,08	+0,10 −0,08	+0,10 −0,08	+0,10 −0,10
	D	±0,1	±0,1	±0,1	±0,1	±0,15	±0,15	±0,20	±0,20
Эксцентрические головки		±0,1	±0,1	±0,1	±0,15	±0,13	±0,15	±0,15	±0,20
Разрушающее усилие при односрезном шве, *кг*		90	100	140	80	250	320	490	710

Примечание. Пример обозначения заклепки кольчугалюминия с полукгруглой головкой $d=5$ *мм*; $l=20$ *мм*; 5×20 ВСТ 16/138.

ТАБЛИЦА 3

Сортамент кольчугалюминиевых труб
(ВСТ 122/16)

D	d	S	F	q	J	W	ρ	Допуски ΔS	Допуски ΔD
6	5	0,5	8,639	0,0246	0,0033	0,0110	0,195	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
8	7		11,781	0,0336	0,0083	0,0208	0,265	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
10	9		14,922	0,0425	0,0169	0,0338	0,336	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
14	13		21,206	0,0604	0,0484	0,069	0,4774	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	17		27,509	0,0784	0,1053	0,117	0,6187	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
22	21		33,772	0,0863	0,1952	0,177	0,7603	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
6	4		15,710	0,0448	0,00511	0,0170	0,180	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
8	6		21,99	0,0627	0,0138	0,0345	0,251	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
10	8		28,27	0,0805	0,02898	0,05796	0,320	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
12	10		34,56	0,0985	0,0527	0,0878	0,390	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
13	11		37,70	0,1064	0,0683	0,1051	0,425	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
14	12		40,84	0,1162	0,0868	0,1240	0,461	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
15	13		43,98	0,1253	0,1083	0,145	0,4963	— 0,1	$^{+0,15}_{-0,10}$
16	14		47,12	0,1342	0,13310	0,1664	0,531	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	16		53,41	0,1520	0,1936	0,2151	0,602	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
20	18		59,69	0,1700	0,2701	0,2701	0,673	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
22	20		65,97	0,1880	0,3645	0,3312	0,743	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
24	22		72,256	0,2059	0,4787	0,399	0,8139	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
25	23		75,40	0,2150	0,5438	0,4350	0,849	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
27	25		81,68	0,2330	0,6912	0,5120	0,919	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
28	26		84,83	0,2496	0,7740	0,553	0,9552	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
30	28		91,11	0,2600	0,9589	0,6390	1,026	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
32	30		97,39	0,2785	1,1711	0,7319	1,096	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
34	32		103,67	0,2955	1,4125	0,831	1,1673	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
35	33		106,81	0,3040	1,5450	0,8830	1,200	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$

D	d	S	F	q	J	W	ρ	Допуски ΔD	Допуски ΔS
40	38		122,53	0,3490	2,3310	1,1660	1,379	— 0,20	+ 0,15 — 0,10
42	40		128,80	0,3665	2,7081	1,2896	1,450	— 0,20	+ 0,15 — 0,15
45	43		138,23	0,3940	3,3470	1,4880	1,556	— 0,20	+ 0,10 — 0,15
50	48		153,94	0,4390	4,6220	1,8490	1,733	— 0,20	+ 0,10 — 0,10
30	27		134,30	0,3830	1,3670	0,9115	1,009	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
35	32		157,87	0,4500	2,2190	1,2680	1,186	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
40	37		181,43	0,5170	3,3670	1,6840	1,362	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
45	42		204,99	0,5850	4,8540	2,1570	1,539	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
50	47		228,56	0,652	6,742	2,691	1,716	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
53	50		242,68	0,692	8,0527	2,039	1,820	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
55	52	1,5	252,00	0,719	9,030	3,284	1,893	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
60	57		275,67	0,786	11,800	3,933	2,069	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
63	60		289,82	0,826	13,710	4,349	2,174	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
65	62		299,24	0,854	15,092	4,644	2,2458	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
70	67		322,80	0,920	18,942	5,411	2,4224	— 0,20	+ 0,20 — 0,15
73	70		336,94	0,960	21,541	5,916	2,5284	— 0,20	+ 0,20 — 0,15

ТАБЛИЦА 4

Сопротивление кручению труб кольчугалюминия

Размер	M, кг см	l, см	φ_{max} в градусах
$^{35}/_{33}$	4 380	76	120
$^{35}/_{32}$	4 380	79	107
$^{25}/_{22}$	2 710	40	178
$^{25}/_{22}$	2 750	40	190
$^{35}/_{32}$	400	76	1,5
$^{35}/_{32}$	800	76	3,0
$^{35}/_{32}$	1 200	76	4,2
	1 600	76	5,8
	2 000	76	7,0
	2 400	76	9,0

ТАБЛИЦА 5

Удельные веса, разрушающие напряжения, модули упругости главнейших авиаматериалов

Материалы	Удельный вес	Разрушающие напряжения				Модули упругости	
		на растяжение	на сжатие	на изгиб	на сдвиг и кручение	первого рода	второго рода
	γ г/м³	K_s кг/см²	K кг/см²	K_b кг/см²	$K_s K_d$ кг/см²	E кг/см²	G кг/см²
Углеродистые стали Ми ГМотожженные	7,85	4 000	4 000	4 000	3 000	2 070 000	800 000
Сталь нержавеющая ЭН-6 50% обж. при холодной прокатке	7,85	12 000	12 000	12 000	9 000 [1]	1 990 000	770 000 [2]
Сталь хромомолибденовая отожженная	7,85	6 500	6 500	6 500	4 900 [1]	2 040 000	880 000
Сталь хромомолибденовая термически обработанная . . .	7,85	14 000	14 000	14 000	10 500 [1]	2 040 000	880 000
Кольчугалюминий закаленный	2,85	3 000	3 800	3 800	2 200	692 000	273 000
Авиаль отожженный	2,70	200	1 200	1 200	—	633 000	—
Авиаль закаленный .	2,70	700	1 700	1 700	—	650 000	—
Электрон прессовой и термически обработанный	1,80	3 400	3 400	3 400	1 600	440 000	8 000 [3]
Сосна	0,50	700 [3]	400 [3]	600	50 [3]	100 000	2 000 [4]
					120 [4]		8 000 [3]
Ясень	0,67	700 [3]	450 [3]	700 [3]	70 [3]	100 000	2 000 [4]
		700 [3]	700 [3]		170 [4]		
Переклейка берез.	0,75	350 [4]	350 [4]	—	10 [3]	132 000 [3]	
					120 [4]	46 000 [4]	
					250 [5]	27 000 [5]	12 000

[1] K_s подсчитано по углеродистой стали $K_s = 0{,}75\,K_s$.

[2] G подсчитано по углеродистой стали $G = \frac{80}{207} \cdot E$.

[3] Вдоль волокон (наружных для переклейки).

[4] Поперек волокон (наружных для переклейки).

[5] По диагонали волокон (наружных для переклейки).

СКБ "Вулкан-Авиа"

Приложение VII

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ТАБЛИЦЫ ПО ПРИМЕНЕНИЮ ХРОМОМОЛИБДЕНОВОЙ И НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛЕЙ

Хромомолибденовая сталь

Хромомолибденовая сталь впервые начала широко применяться в авиастроении ам риканцами. Эта сталь по своим свойствам вполне удовлетворяет требованиям, пр дъявляемым в авиационным материалам.

Главнейшие из этих требований следующие: 1) способность свариваться; 2) высокие механические свойства при сравнительно большой вязкости как целого, та и сваренного материала; 3) высокая обрабатываемость режущим инструментом на крепостях до 150—160 *кг/мм*²; 4) дешевизна полуфабрикатов, полученных с заводо (лист трубы, ленты, профиль, заклепки и поковки).

Хромомолибденовая сталь удовлетворяет максимуму вышеприведенных требова ий по сравнению со сталями углеродистыми и хромоникелевыми, применявшими я до настоящего времени в самолетостроении.

Технические свойства хромомолибденовой стали

Несмотря на малые количества специальных примесей в стали, как-то: хрома и олибдена, механические свойства ее в зависимости от состояния колеблются в чень широких пределах.

Так например, первая партия труб и листов, прибывшая к нам из Америки в 930 г., в состоянии плавки имела следующие механические свойства.

Листы отожженные: крепость 45—52, удлинение 18—30%; трубы нормализованные: крепость 80—95, удлинение не менее 11%; трубы закаленные: крепость 145—164; удлинение 4—6%.

Данные наших заводов: труоы нормализованные: крепость 70, удлинение — не менее 11%; трубы закаленные: крепость 130—150, удлинение 5%; листы отожженные: крепость 50—65, удлинение 18%.

Из других свойств хромомолибденовой стали, имеющих большое значение в самолетостроении, необходимо указать на способность свариваться. Это свойство не менее ценно, чем большая крепость и вязкость, так как значительно упрощается конструкция отдельных узлов и весь основной каркас самолета в целом при монтаже их при помощи сварки.

Механические свойства хромомолибденовой стали после сварки следующие: сварка отожженного материала без последующей термообработки после сварки — крепость 46—49, удлинение 9—13%, сварка нормализованного материала без последующей термообработки после сварки труб 20 × 18,5, крепость 70—80.

Соответствующей термообработкой крепость сварного шва, наплавленного из низкоуглеродистой проволоки, может быть повышена до 100—110 *кг/мм*², а для шва, наплавленного из хромомолибденовой стали,—до 130—140 *кг/мм*².

Немаловажное значение в авиастроении имеет то обстоятельство, что эта сталь хорошо поддается холодной обработке давлением (штамповка, гибка, выколотка, наводка и другие медницкие работы). Наличие большой вязкости в хромомолибденовой стали в отожженном состоянии позволяет получить глубокие штамповки без больших усилий.

Что касается обрабатываемости ее режущим инструментом, то она чрезвычайно высока, даже в термически обработанном виде на крепость 130—160 *кг/мм*². Это

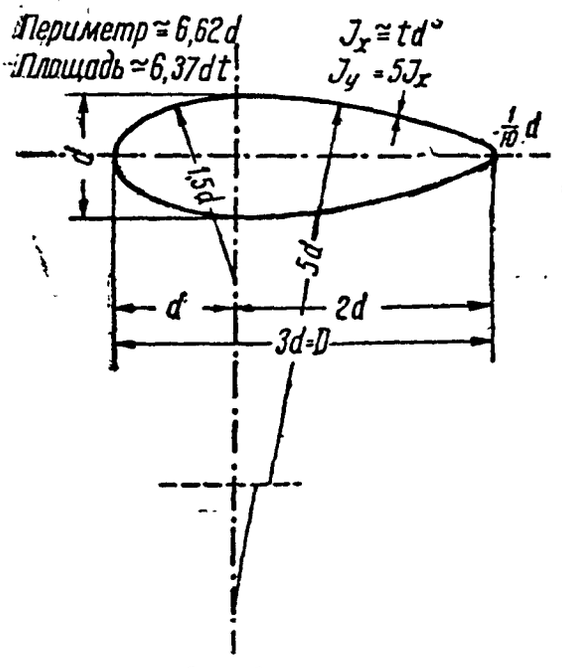
свойство не менее ценно, чем предыдущие, так как представляется полная возможность производить обработку отдельных деталей самолетов после окончательной их термообработки.

Закалка и отпуск стали

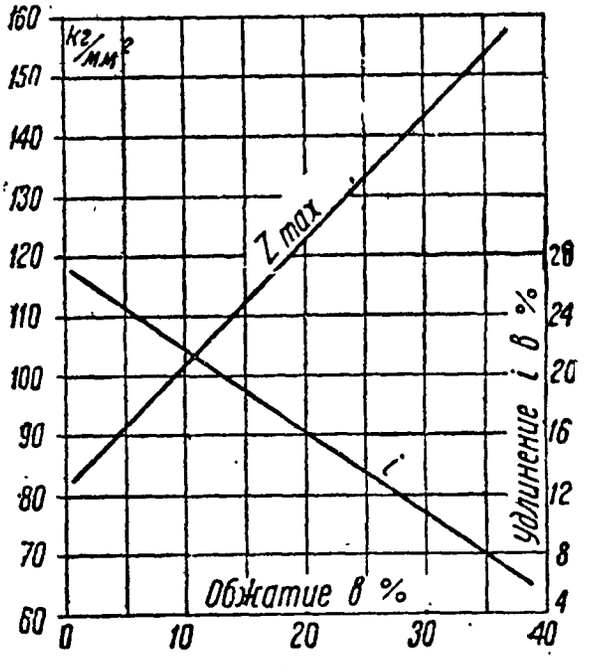
Хромомолибденовая сталь хорошо принимает закалку в сравнительно большом диапазоне закалочных температур.

Опыт закалки хромомолибденовой стали в интервале температур от 815 до 900° показал, что наивыгоднейшая температура закалки находится около 870°. При температурах закалки ниже указанной получается неполная закалка, при более высокой — крупнозернистый мартенсит.

Механические свойства образцов, отпущенных при вышеуказанной температуре, колеблются в пределах 137,5—139,5 *кг/мм²*, предел пропорциональности — 118—120 *кг/мм²* и удлинение 4—5%.



Фиг. 1_{VII}.



Фиг. 2_{VII}.

Время выдержки при температуре отпуска оказывает также некоторое влияние. Хороший прогрев узла при всей толщине практически обеспечивается выдержкой от 30 до 60 мин. Более продолжительное время отпуска ведет к удорожанию процесса, не изменяя существенным образом механических свойств.

При термической обработке хромомолибденовых труб и узлов охлаждающая жидкость должна иметь свободный доступ во все части обрабатываемой детали. Если возможно, для предотвращения коробления трубы должны охлаждаться в воде или масле в вертикальном положении. Необходимо стремиться к тому, чтобы как с поверхности, так и изнутри трубы не образовывалась воздушная или паровая рубашка, изолирующая изделие от охлаждающей жидкости.

При закалке в масле последнее перед пуском необходимо удалять с поверхности, особенно с тонкостенных деталей, так как при температуре отпуска масло загорается и местами перегревает изделие на значительно более высокую температуру, чем температура печи, в результате чего не будут получены желательные механические свойства.

Стандартный сортамент авиационных труб

Обозначения

D — наружный диаметр в *мм*
d — внутренний диаметр в *мм*
s — толщина стенок в *мм*
F — площадь сечения трубы в *мм*^{2}
g — вес 1 *пог. м* трубы в *кг*
J — момент инерции в *см*^{4}
W — момент сопротивления в *см*^{3}
ρ — радиус инерции в *см*
ΔD — допуск по диаметру в *мм*
$\Delta S'$ — допуск по толщине стенок в *мм*

ТАБЛИЦА 1

Трубы круглые стальные углеродистые
(ВСТ 121/16)

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски	
								ΔD	$\Delta S'$
5	4	0,5	7,07	0,056	0,00181	0,0725	0,160	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
6	5		8,64	0,068	0,00329	0,01096	0,195	— 0,10	$^{+0,10}_{-0,10}$
8	7		11,78	0,093	0,00832	0,0208	0,266	— 0,10	$^{+0,10}_{-0,15}$
10	9		14,92	0,118	0,01688	0,0338	0,336	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
12	11		18,06	0,142	0,02993	0,0498	0,407	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
14	13		21,21	0,167	0,0484	0,069	0,477	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
16	15		24,35	0,192	0,07320	0,0915	0,548	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	17		27,48	0,216	0,10530	0,1170	0,618	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
10	8,5	0,75	21,80	0,172	0,0234	0,0468	0,327	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
12	10,5		26,50	0,209	0,0425	0,0709	0,400	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
14	12,5		31,21	0,246	0,0686	0,0980	0,468	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
16	14,5		25,93	0,283	0,1045	0,133	0,548	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	16,5		40,65	0,320	0,1520	0,1690	0,611	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
20	18,5		45,30	0,357	0,2103	0,2103	0,682	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
25	23,5		57,13	0,450	0,4170	0,3340	0,854	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
30	28,5		68,91	0,543	0,7360	0,491	1,032	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски ΔD	Допуски ΔS′
5	3		12,57	0,099	0,00267	0,0107	0,146	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
6	4		15,71	0,124	0,00511	0,0170	0,180	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
8	6		21,99	0,173	0,01375	0,0435	0,251	— 0 10	$^{+0,15}_{-0,10}$
10	8		28,27	0,223	0,02898	0,0579	0,320	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
12	10		34,56	0,272	0,05271	0,0878	0,390	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
14	12		40,84	0,321	0,0868	0,124	0,461	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
16	14		47,12	0,371	0,1331	0,166	0,531	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	16		53,41	0,420	0,1933	0,215	0,602	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
20	18		59,69	0,470	0,2701	0,270	0,670	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
22	20		69,97	0,519	0,3645	0,331	0,743	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
25	23	1,0	75,40	0,593	0,5438	0,435	0,849	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
27	25		81,68	0,643	0,6912	0,511	0,919	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
28	26		84,83	0,589	0,7740	0,553	0,955	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
30	28		91,11	0,717	0,9589	0,639	1,025	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
32	30		97,39	0,767	1,171	0,733	1,10	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
35	33		106,81	0,841	1,545	0,833	1,20	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
37	35		113,10	0,889	1,834	0,992	1,27	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
40	38		122,53	0,965	2,331	0,166	1,38	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
42	40		128,80	0,015	2,708	1,2896	1,45	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
50	48		153,94	1,212	4,622	1,849	1,133	— 0,20	$^{+0,15}_{-0,10}$
8	5		30,63	0,241	0,0174	0,0434	0,24	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
10	7		40,06	0,315	0,0380	0,076	0,31	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
11	8		44,77	0,353	0,0537	0,096	0,35	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
14	11	1,5	58,91	0,464	0,1189	0,170	0,45	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
16	13		78,330	0,616	0,1849	0,231	0,49	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
20	17		87,18	0,686	0,3754	0,375	0,655	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
25	22		110,74	0,872	0,7676	0,614	0,832	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски	
								ΔD	ΔS′
28	25	1,5	124,88	0,983	1,099	0,786	0,939	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
30	27		134,30	1,066	1,367	0,912	1,01	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
33	30		148,44	1,168	1,845	1,117	1,11	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
35	32		157,87	1,242	2,219	1,210	1,19	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
38	35		172,00	1,353	2,863	1,510	1,29	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
40	37		181,43	1,428	3,367	1,684	1,36	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
43	40		195,6	1,537	4,216	1,960	1,47	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
45	42		204,99	1,613	4,854	2,157	1,54	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
48	45		219,1	1,724	5,929	2,470	1,64	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
50	47		228,56	1,797	6,727	2,691	1,71	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
55	52		258,0	1,989	9,030	3,284	1,89	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
60	57		275,7	2,169	11,800	3,933	2,07	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$

ТАБЛИЦА 2

Трубы стальные хромомолибденовые
(ВСТ 120/16)

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски	
								ΔD	ΔS′
5	4	0,5	7,07	0,056	0,00181	0,00725	0,160	— 0,0	$^{+0,15}_{-0,10}$
6	5		8,64	0,068	0,00329	0,01096	0,195	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
8	7		11,78	0,093	0,00832	0,0208	0,266	— 0,10	$^{+0,15}_{-0,10}$
10	9		14,92	0,118	0,01688	0,0338	0,336	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
12	11		18,06	0,142	0,02993	0,0498	0,407	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
16	15		24,35	0,193	0,07320	0,0915	0,548	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
18	17		27,48	0,217	0,10530	0,1170	0,618	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
20	19		30,63	0,242	0,1484	0,148	0,69	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
22	21		33,77	0,267	0,1989	0,181	0,65	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$
25	24		38,49	0,304	0,2992	0,239	0,87	— 0,15	$^{+0,15}_{-0,10}$

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски	
								ΔD	ΔS′
10	8,5	0,75	21,80	0,172	0,0234	0,0468	0,327	−0,15	+0,15 −0,10
12	10,5		26,50	0,210	0,0425	0,0709	0,400	−0,15	+0,15 −0,10
14	12,5		31,21	0,247	0,0686	0,0980	0,468	−0,15	+0,15 −0,10
16	14,5		35,93	0,284	0,1045	0,133	0,548	−0,15	+0,15 −0,10
18	16,5		40,65	0,321	0,1520	0,1690	0,611	−0,15	+0,15 −0,10
20	18,5		45,30	0,358	0,2103	0,2103	0,682	−0,15	+0,15 −0,10
22	20,5		50,07	0,398	0,2793	0,254	0,84	−0,15	+0,15 −0,10
25	25,5		57,13	0,451	0,4170	0,3340	0,854	−0,15	+0,15 −0,10
30	28,5		68,91	0,544	0,7360	0,491	1,032	−0,20	+0,15 −0,10
35	33,5		80,70	0,637	1,2087	0,691	1,22	−0,20	+0,15 −0,10
5	3	1,0	12,57	0,099	0,00267	0,0107	0,146	−0,10	+0,15 −0,10
6	4		15,71	0,124	0,00511	0,0170	0,180	−0,10	+0,15 −0,10
8	6		21,99	0,173	0,01375	0,0345	0,251	−0,10	+0,15 −0,10
10	8		28,27	0,224	0,02898	0,0579	0,320	−0,15	+0,15 −0,10
12	10		34,56	0,273	0,05271	0,0878	0,390	−0,15	+0,15 −0,10
14	12		40,84	0,322	0,0868	0,124	0,461	−0,15	+0,15 −0,10
16	14		47,12	0,372	0,1331	0,166	0,531	−0,15	+0,15 −0,10
18	16		53,41	0,421	0,1936	0,215	0,602	−0,15	+0,15 −0,10
20	18		59,69	0,471	0,2701	0,270	0,670	−0,15	+0,15 −0,10
22	20		69,97	0,520	0,3645	0,331	0,743	−0,15	+0,15 −0,10
25	23		75,40	0,595	0,5438	0,435	0,849	−0,15	+0,15 −0,10
27	25		81,68	0,645	0,6912	0,511	0,919	−0,15	+0,15 −0,10
30	28		91,11	0,719	0,9589	0,639	1,025	−0,20	+0,15 −0,10
32	30		97,39	0,769	1,171	0,733	1,10	−0,20	+0,15 −0,10
35	33		106,81	0,843	1,545	0,833	1,20	−0,20	+0,15 −0,10
37	35		113,10	0,891	1,834	0,992	1,27	−0,20	+0,15 −0,10
40	38		122,53	0,968	2,331	0,166	1,38	−0,20	+0,15 −0,10
45	43		138,23	1,089	3,4091	1,515	1,57	−0,20	+0,15 −0,10

D	d	s	F	g	J	W	ρ	Допуски ΔD	Допуски ΔS′
8	5		30,63	0,242	0,0174	0,0434	0,24	— 0,10	$^{+0,20}_{-0,15}$
10	7		40,06	0,316	0,0380	0,076	0,31	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
11	8		44,77	0,354	0,0537	0,096	0,35	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
14	11		58,91	0,465	0,1189	0,170	0,45	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
16	13		78,33	0,618	0,1849	0,231	0,49	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
20	17		87,18	0,688	0,3754	0,375	0,655	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
25	22	1,5	110,74	0,874	0,7676	0,614	0,832	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
28	25		124,88	0,985	1,099	0,786	0,939	— 0,15	$^{+0,20}_{-0,15}$
30	27		134,30	1,058	1,367	0,912	1,01	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
33	30		148,44	1,171	1,845	1,117	1,11	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
35	32		157,87	1,245	2,219	1,210	1,19	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
38	35		172,00	1,353	2,863	1,510	1,29	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
4	37		181,43	1,428	3,367	1,684	1,36	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
43	40		195,6	1,541	4,216	1,960	1,47	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
45	42		204,99	1,617	4,854	2,157	1,54	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
48	45		219,1	1,728	5,929	2,470	1,64	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
50	47	1,5	228,56	1,802	6,727	2,691	1,71	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
55	52		252,0	1,989	9,030	3,284	1,89	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
60	57		275,7	2,174	11,800	3,933	2,07	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$
65	62		299,24	2,359	15,3715	4,730	2,26	— 0,20	$^{+0,20}_{-0,15}$

ТАБЛИЦА 3

Сортамент осевых труб

D	d	δ	S, мм²	I, см⁴	W, см³	Вес 1 пог. м кг
40	37	1,5	181,43	3,367	1,684	1,415
45	42	1,5	204,99	4,854	2,157	1,599
45	41	2	270,18	6,258	2,781	2,116
55	51	2	332,80	11,710	4,258	2,595
55	50	2,5	412,00	14,240	5,178	3,210
65	60	2,5	491,0	24,0	7,385	3,83
65	58	3,5	676,27	35,08	9,865	5,275

ТАБЛИЦА 4

Моменты инерции овальных труб фиг. 1

Диаметр *мм*	Толщина *мм*	Периметр *мм*	Площадь *мм*	Вес *кг/м*	J_x $см^4$	W_x $см^3$
D — 30	0,560	66,2	35,65	0,282	0,0560	0,112
d — 10	0,890	66,2	56,70	0,448	0,0890	0,178
D — 45	0,710	99,3	67,8	0,538	0,240	0,343
d — 15	1,245	99,3	199,4	0,945	0,720	0,600
D — 60	0,890	132,4	106,5	0,845	0,712	0,712
d — 20	1,650	132,4	210,0	1,670	1,320	1,320
D — 75	1,245	163,5	198,0	1,570	1,945	1,555
d — 25	2,385	163,5	380,0	3,020	3,720	2,975
D — 90	1,650	198,6	315,0	2,49	4,45	2,97
d — 30	2,385	198,6	455,0	3,60	6,45	4,30
D — 105	2,110	231,7	470,0	3,73	9,00	5,15
d — 35	2,77	231,7	620,0	4,92	11,80	6,25
D — 120	2,385	264,9	608,0	4,82	15,25	7,62
d — 40	3,17	264,9	805,0	6,38	20,30	10,15

ТАБЛИЦА 5

Стандартный сортамент лент-расчалок, муфт и валиков к ним

(ВСТ 16/144, 16/145, 16/172)

ленты расчалки

Номинальный диаметр нарезки *d*, *мм*	*B*	δ	*R*	*r*	*T*	*l* наименьшая	*l* наибольшая	Допуски *B*	Допуски δ	Разрушающее усилие *кг*
3	3,5	1,0	6	0,2	26	12	15	+0,2	+0,1	260
4	5,0	1,2	8	0,3	30	16	20	+0,2	+0,1	480
5	6,0	1,6	10	0,4	36	20	25	+0,3	+0,1	800
6	8	2,0	12	0,5	40	24	30	+0,3	+0,1	1 230
7	10	2,5	14	0,6	45	28	35	+0,4	+0,2	1 820
8	11	2,8	16	0,7	50	32	40	+0,4	+0,2	2 300
9	13	3,0	20	0,8	56	36	45	+0,4	+0,2	3 100
10	14	3,5	20	0,9	60	40	50	+0,4	+0,2	3 650
11	15	4,0	20	1,0	68	44	55	+0,5	+0,3	4 600
12	16	4,5	24	1,1	75	48	60	+0,5	+0,3	5 300
14	20	5	30	1,2	85	56	70	+0,5	+0,3	7 300
16	22	6	30	—	95	64	80	+0,5	+0,3	10 100

Длина расчалки *l*:
- для *d* = 3, 4, 5 и 6 *мм* берется кратной 10 *мм*
- „ *d* = 7, 8, 9 и 10 „ „ „ 20 „
- „ *d* = 11, 12, 14 и 16 „ „ „ 30 „

Материал — сталь марки СТ. Резьба по ВСТ2-27.

Пример обозначения ленточной овальной расчалки размерами *d* = 8 *мм* и *l* = 3500 *мм*: 8 × 3500 ВСТ 16/144.

Нержавеющая сталь

В стальном самолетостроении СССР получила большое распространение сталь, ыпускаемая заводом „Электросталь" под маркой Энерж-6, имеющая следующий имический состав основных элементов: 0,10—0,15% C, 18—22% Cr и 8—10% Ni.

Особенно ценными для самолетостроения свойствами этой стали являются:

1. Сопротивляемость ржавлению и даже кислотоупорность.

2. Высокие механические качества. Эта сталь не воспринимает закалки, а получает высокую крепость путем нагартовки при холодной прокатке.

С увеличением обжатия растет коэфициент крепости на растяжение и падает длинение и число загибов.

На фиг. 2_{VII} дан график изменения механических качеств стали Энерж-6 с содержанием углерода 0,17% в зависимости от обжатия, выведенный из большого исла опытов.

Как видно из диаграмм испытаний, коэфициент крепости на растяжение при риемлемом для производства удлинении 10% достигает 140 *кг/мм*², а этого уже остаточно, чтобы конкурировать с дуралюмином.

Если сравнить материал по элементам, подверженным растяжению, то качественные числа, т. е. отношения разрушающих напряжений к удельным весам, будут ля дюраля:

$$\frac{K_s}{\gamma} = \frac{38}{2{,}9} = 13{,}1;$$

ля Энерж-6

$$\frac{K_s}{\gamma} = \frac{140}{7{,}8} = 18.$$

Равноценный с дуралюмином Энерж-6 при разрушающем напряжении:

$$K_s = 38 \cdot \frac{7{,}8}{2{,}9} = 102 \text{ кг/мм}^2.$$

Исходным материалом для холодной прокатки является листовой материал орячей прокатки, для которой главной трудностью является получение тонких меньше 1 *мм*) толщин. Отсюда ясно, что для того, чтобы получить реальную в самолетостроении толщину нагартованного листа 0,1 *мм*, необходимо ввести ромежуточные отжиги и тем больше, чем больше углеродистая сталь[1].

Наибольшего эффекта отжиг достигает при температуре 1150°, сталь становится мягкой и приобретает начальные данные, т. е. $K_s = 60—70$ *кг/мм*² и $i = 60—50\%$ — в этом виде сталь является находкой для целого ряда самолетных деталей, где требуется большая вытяжка или усадка материала.

3. Свариваемость. Сталь Энерж-6 хорошо сваривается контактной электросваркой и в этом отношении не имеет конкурентов.

Все последние работы по применению электросварки в самолетостроении связаны именно с нержавеющей сталью этого типа.

Полуфабрикаты

Простое сравнение удельных весов стали и дюралюминия уже дает указания на выбор стандарта толщин. Например: наименьшая толщина листового дюралюминия, употребляемого в самолетостроении, равна 0,3 *мм*, а одинаковая с ним по весу сталь Энерж-6 приблизительно в три раза тоньше, т. е. около 0,1 *мм*. Кроме

---

[1] Для данного материала отжиг и закалка совпадают.

того производство не может пока дать более тонкие листы при достаточной ширине. Поэтому временный стандарт наш начинается с толщины листа 0,1 *мм* и идет до 1 *мм*; применения листов большей толщины в самолете ожидать трудно.

Таблица стандарта толщин листовой стали, *мм*

0,1	0,15	0,2	0,25	0,3	0,35	0,4	0,45	0,5	0,6	0,7	0,8	1

Большое значение для выработки профилей имеет ширина листов, которая определяется возможностями нашего производства. В настоящее время мы не можем получить листов шире 250 *мм*; для малых самолетов это вполне достаточно. Длина листов может достигать очень больших размеров и обычно дается в размерах, значительно превышающих требования конструкции.

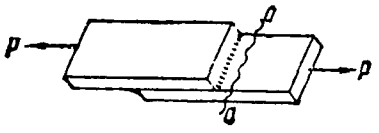
Лучшим подходом к выбору сортамента профилей является подбор их для конкретных случаев конструкций. Общими являются два положения: продольная гофрировка и замкнутость контуров сечения. Оба фактора ведут к повышению устойчивости стенки и, следовательно, к повышению сопротивляемости на продольное сжатие, сдвиг и изгиб.

Основные приемы сварки стальных деталей самолета

Качество сварки трудно контролировать, — поэтому сварочные швы следует располагать так, чтобы обезопасить конструкцию от недоброкачественного выполнения сварки, пережогов и т. д.

При конструировании сварных узлов следует соблюдать излагаемые ниже правила.

1. Сваривать можно далеко не все сорта стали. Если сорт стали неизвестен с точки зрения свариваемости, то каждый раз следует производить опыт с целью убедиться, как ведет себя данный материал после сварки. Следует сварить две полоски стали толщиной 2 *мм* внакладку, как указано на фиг. 3 VII. Сварочный шов и чешуйки окалины должны быть сине-серого цвета с металлическим блеском. Сам шов должен быть плотным. Рыжеватость, ноздристость шва и сильное вспучивание окалины указывают на пережог.



Фиг. 3 VII.

Пригодный образец должен: а) сохранять пластичность в отожженной зоне рядом со сваркой при загибе пластинки на 180°; б) при этом сам сварочный шов не должен отскакивать; в) при разрыве на испытательном станке образец лопнет по сечению *аа* около места сварки. Понижение прочности материала не должно быть ниже 25—30% по сравнению с неотожженным сечением.

Недопустима сварка для стальных пружин и рессор, хромоникелевой стали, тросов, лент и рояльной проволоки. Листы толщиной меньше 0,8 *мм* при автогенной сварке применять не следует, так как они очень легко прогорают.

2. Сварочные швы в листовом материале нельзя располагать поперек действующего усилия, так как в случае пережога конструкция теряет до 60% своей прочности на разрыв. Точно так же следует избегать заставлять листы работать на отрыв в месте сварки.

Однако в некоторых случаях такие конструкции бывают очень заманчивы благодаря своей простоте.

На фиг. 4_{VII} представлен узел разъема лонжерона с привар
тинкой *а*, служащей для крепления нервюры. Критерием того, можно ли в данном случае применять такую пластинку, должны служить напряжения, получающиеся в материале данного узла от действия расчетных нагрузок, разрушающих самолет.



Фиг. 4_{VII}.

Если, вне зависимости от сварки, щеки этого узла должны быть сильно развиты для охвата лонжеронов из условий, например склепки большим числом заклепок, и поэтому на разрыв они работают с большим запасом, то пластинку *а* можно приваривать, располагая сварочный шов поперек действия разрывающего усилия *P*. Если же напряжения в щеках получаются слишком большими, то пластинку приваривать нельзя,— следует либо увеличивать толщину щек, либо искать иное конструктивное оформление данного крепления.

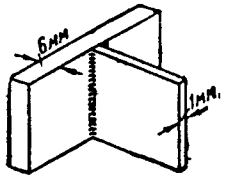
3. Сварка хорошо работает на сжатие и очень хорошо на срез фиг. 5_{VII}. Каждый погонный сантиметр сварочного шва при сварке 2-*мм* листов дает на срез 480 *кг*. Такие швы предпочтительнее всего. Прочность листов, подвергающихся разрыву, здесь почти не нарушается.



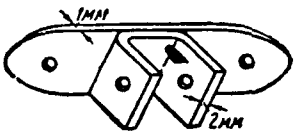
Фиг. 5_{VII}.

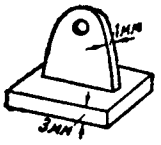
4. Сварочную конструкцию нужно делать по возможности из материалов одной толщины. Это определяется из условий одинаковой быстроты нагревания свариваемых частей.

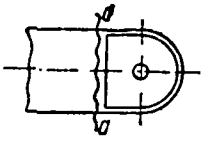
Конструкцию, указанную на фиг. 6_{VII}, будет очень трудно сварить. Сварщик должен будет сначала хорошо прогреть лист толщиной 6 *мм* и затем сварить с 1-*мм* листом. Но все же в этом случае, почти наверное, будет пережог 1-*мм* листа и сильное понижение его прочности рядом со сваркой.



Фиг. 6_{VII}.



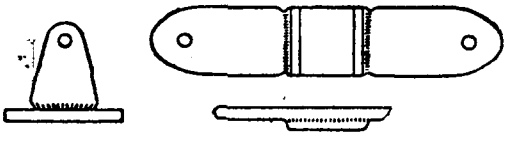




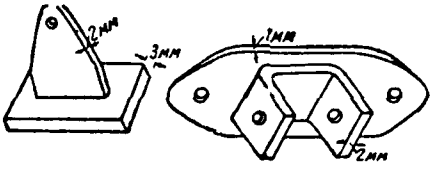
Фиг. 7_{VII}.

5. При сварке всегда происходит заплавление тонких кромок листов, и такие конструкции после сварки приобретают неряшливый вид.

На фиг. 7_{VII} показан ряд плохо сделанных конструкций до сварки. На фиг. 8_{VII} даны те же конструкции после сварки.



Фиг. 8_{VII}.



Фиг. 9_{VII}.

В этом случае более рациональными будут конструкции, показанные на фиг. 9_{VII}

На фиг. 10_{VII} показана очень плохая конструкция наварной шайбы, так как здесь неминуем разрыв листа по сечению *аа*.

Хорошая конструкция в случае тонкой шайбы указана на фиг. 10_{VII} и в случае толстой шайбы—на фиг. 11_{VII}.

6. Следует избегать соединений при помощи сварки высоких и длинных ребер

жесткости и жестких деталей из твердого материала к листу такой же толщины. На фиг. 12VII представлена плохая конструкция соединений такого рода.

При сварке происходит сильный местный нагрев свариваемых ребер по линиям *a*, отчего, естественно, они коробятся.

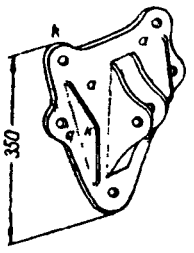
На фиг. 13VII представлено в покоробленном виде ребро *H*. Наибольшее наложение сварочного материала будет в точках *c*.



Фиг. 10VII.

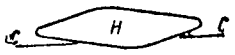


Фиг. 11VII.



Фиг. 12VII.

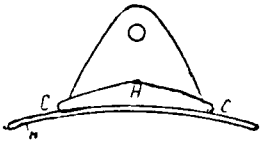
После остывания все ребра вернутся в первоначальное положение, благодаря чему произойдет сильное коробление листа *K* (фиг. 14VII).



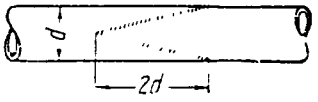
Фиг. 13VII.

Вид узла после сварки представлен на фиг. 14. Выправить такой узел даже в горячем виде представляется весьма затруднительным, так как для преодоления жесткости приваренных ребер нужны сильные удары в местах сварки, что и неминуемо ведет к появлению трещин в сварочном шве.

Вторичное подваривание швов и вторичная выправка уже не дают уверенности в прочности сварки, так как не все трещины могут быть замечены и подварены, и возможен пережог материала. В этом случае более простой и рациональной будет клепаная конструкция.



Фиг. 14VII.



Фиг. 15VII.

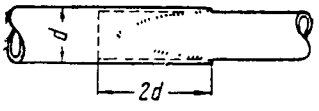


Фиг. 16VII.

Мелкие же соединения такого рода и тонкие листы правятся довольно хорошо на специально сделанных для этой цели оправках.

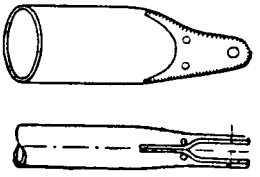
7. Сварку труб одинакового диаметра, как показывает опыт, лучше всего производить по способу, указанному на фиг. 15VII.

При этом ни в коем случае не следует делать в каждой трубе больше двух хвостов, так как при этом сварочные швы будут расположены ближе друг к другу и зона нагревания охватит всю трубу, что поведет к понижению прочности соединения.



Фиг. 17VII.

Прочность стыка, указанного на фиг. 15VII, равна от 85 до 95% прочности цельной трубы на разрыв.



Фиг. 18VII.

В менее ответственных частях самолета, или при сжимающих усилиях, трубы следует сваривать просто встык, как указано на фиг. 16VII.

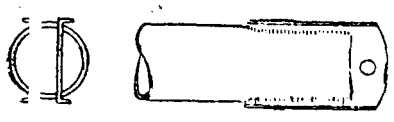
Прочность такого стыка на разрыв равна от 80 до 90% прочности цельной трубы.

При телескопическом соединении труб следует трубу большего диаметра срезать в виде двух хвостов, как указано на фиг. 17VII. При этом прочность стыка равна от 85 до 95% прочности цельной трубы на разрыв.

На фиг. 18VII показана хорошо обтекаемая вильчатая заделка трубы системы Фоккер.

На фиг. 19_{VII} показана худшая обтекаемая заделка, но простая и применяемая дл разъемных креплений внутри обтекаемых тел.

На фиг. $20—23_{VII}$ дан пример ответственного соединения двух труб под углом, приме няющегося в сильно нагруженных элементах конструкции, подвергающихся де

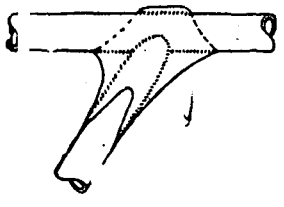


Фиг. 19_{VII}.

ствию вибраций, как например, в стержнях моторных рам.

Кница имеет толщину большую, чем толщина стенок трубы. Она прорезает обе трубы и сваривается с ними в местах прорезов.

8. Для возможности выполнения сварки совершенно необходимо иметь доступ к сварочным швам. Это условие определяется возможностью удобного подхода сварочной горелки к местам сварки.



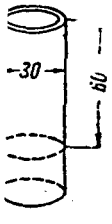
Фиг. 20_{VII}.

Как правило, глубоко расположенные швы получаются хуже и пережигаются чаще, чем швы открытые. На фиг. 22_{VII} представлен вид шва, соединяющего трубку со вставленным в нее стальным кружком. Относительные размеры диаметра трубки и глубины шва совсем не позволяют произвести сварку в этом случае.



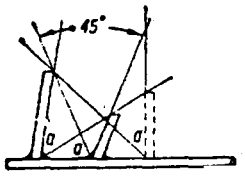
Фиг. 21_{VII}.

Минимальными предельными размерами, определяющими расстояние между двумя внутренними швами в зависимости от высоты и положения привариваемых ребер или других деталей, следует считать



иг. 22_{VII}.

углы в 45°, проведенные через точку *a*, как указано на фиг. 23_{VII}, конечно в том случае, если нет более удобного подхода горелкой сбоку, например, в случае пластинок небольшой глубины.



Фиг. 23_{VII}

Контактная электросварка

Контактная электросварка дает два типа соединений: точечной и роликовой.

Точечная сварка в конструкции является полной аналогией заклепочному соединению. В любом месте, где нужно поставить заклепку, можно ставить точку и по тому же принципу, как с заклепкой, расставлять и рассчитывать точки. Точечная сварка дает наиболее сильное соединение.

Роликовая сварка, как более быстрое соединение (приблизительно 3 *м* в минуту), не требующее частых перестановок, употребляется главным образом в продольных швах и во всех случаях герметических соединений. В сплошном *роликовом шве возможны неожиданные прожоги или пропуски и довольно сильное* коробление, которое, вообще говоря, присуще всем видам сварки.

Большинство прожогов относится за счет неплотного соединения, и естественно, что в роликовой сварке они встречаются гораздо чаще, чем в точечной, где можно или обойти место неплотного соединения свариваемых листов, или во-время принять меры к его уничтожению.

Если в роликовые электроды подавать ток с перерывами, то получается пунктирная сварка. Очень частый перерыв дает полную герметичность и значительно улучшает сварку с непрерывной подачей тока.

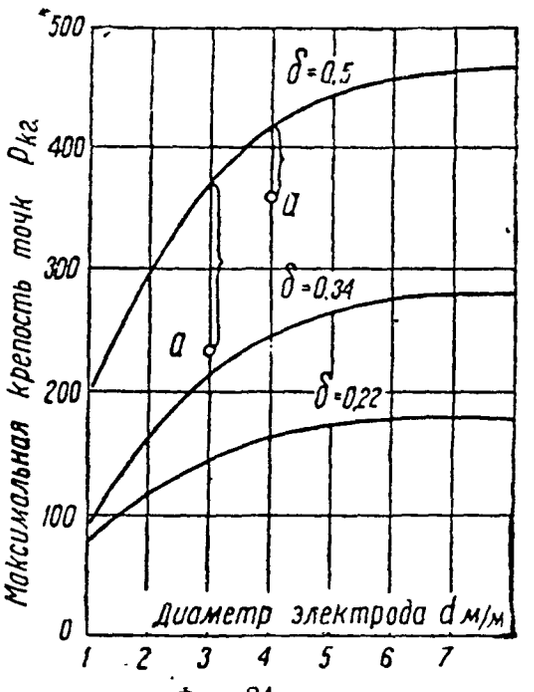
Контактная электросварка основана не на принципе расплавления материала, подобно другим видам сварок, а на принципе кузнечной сварки, где материал, нагретый до так называемого сварочного жара, подвергается давлению.

Благодаря быстроте прогрева при электросварке, материал не успевает прогреться на большое расстояние, и, следовательно, не получается большого ослабления материала.

Испытания сварных швов нержавеющей стали показали, что тонкие листы толщиной стенки от от 0,1 до 0,2 *мм* имеют почти 100% прочность, а более толстые (0,5—0,6 *мм*) теряют в прочности только на 15%. При сравнении с другими крепкими сталями выяснилось, что это свойство присуще главным образом, нержавеющей стали аустенитной структуры. По сравнению с клепаным швом шов, полученный точечной контактной электросваркой, дает даже большую прочность за счет отсутствия отверстий, связанных с заклепкой.

Для расчета точечной сварки было проведено исследование, результаты которого сведены в график. По оси абсцисс отложены диаметры электродов, а по оси ординат—усилия, выдерживаемые одной точкой (фиг. 24_{VII}).

Нужно заметить, что вследствие недостаточной мощности сварочной машины все кривые на участке от $d > 4$ *мм* являются несколько сниженными. Для сравнения с электросваркой на диаграмме нанесены точки *a* разрушающих нагрузок на одну заклепку по диаметрам, соответствующим диаметрам электродов.



Фиг. 24_{VII}.

При подсчете точек *a* напряжение смятия взято 189 *кг/мм*^{2} (полученное из исследования работы пистонных соединений). Сравнение не в пользу заклепки не является чем-нибудь неожиданным, так как прочность заклепки в тонкостенных элементах зависит от диаметра, а прочность электроточек связана либо с кольцевым сечением, либо с площадью сечения.

Приложение VIII

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ДИАГРАММЫ К РАСЧЕТУ СТЕРЖНЕЙ НА ПРОДОЛЬНЫЙ ИЗГИБ

Формула Джонсона

Формула Тетмайера выражает закон изменения критического напряжения лишь весьма приблизительно.

Ввиду недостаточной точности формулы Тетмайера были попытки заменить ее другими формулами, выражающими явление более точно.

Такова приводимая ниже формула Джонсона;

$$k_{дж} = k_{сж}\left(1 - \frac{\beta}{c^2 x^2}\right),$$

где $k_{дж}$ — разрушающее напряжение от продольной силы;

$k_{сж}$ — разрушающее напряжение сжатия;

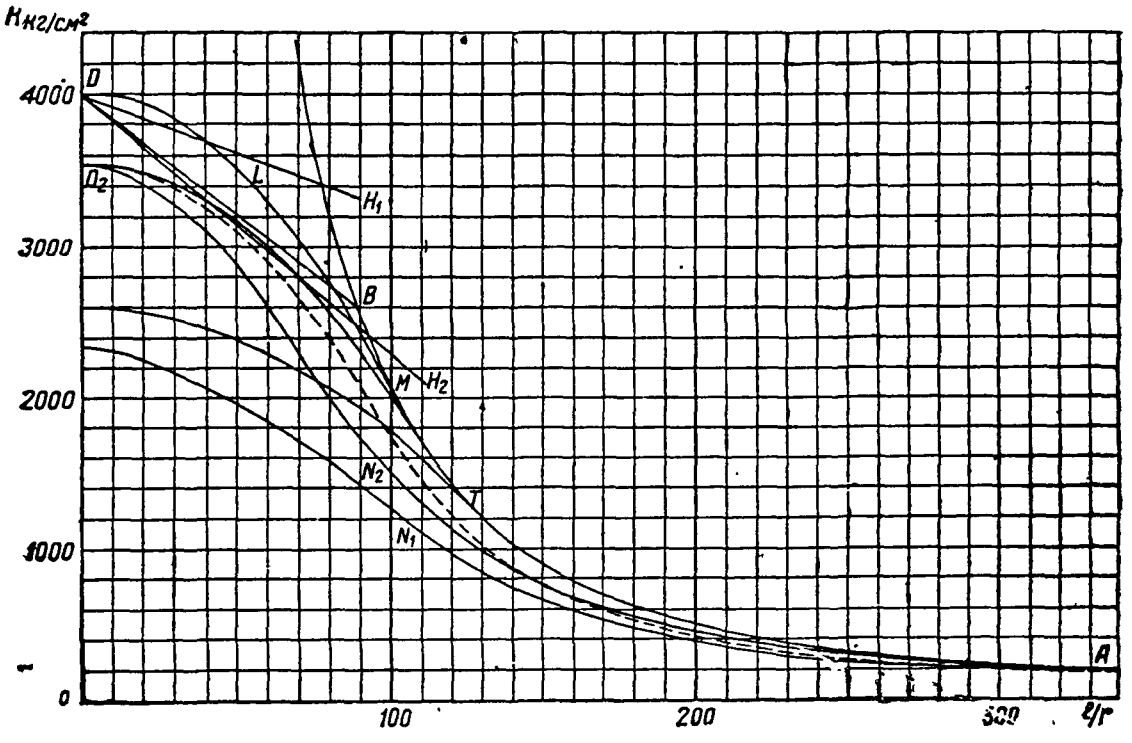
$x = \frac{l}{\rho}$ — отношение длины к радиусу, равное $\pi_c = \sqrt{\frac{2E}{k_{сж}}}$;

c — коэфициент защемления, меняющийся от 1 до 2;

$\beta = \frac{k_{сж}}{4\pi^2 E}$.

После подстановки формула Джонсона принимает вид

$$k_{дж} = k_{сж}\left(1 - \frac{k_{сж}}{4\pi^2 c^2 E}\right).$$



Фиг. 1_{VIII}.

На фиг. 1_{VIII} нанесены кривые Джонсона *DLM*, вычисленные по этой формуле. Они исходят из точки *D*, соответствующей разрушающему напряжению сжатия $k_{сж}$, и касаются кривой Эйлера *AB* в точке *M*, лежащей на всех трех диаграммах ниже критической точки *B* кривой Эйлера. Величину отношения x для этой точки можно вычислить, соответствующее напряжению $k_{дж}$, по одной из формул Эйлера или Джонсона. Для наших кривых получаем для дерева:

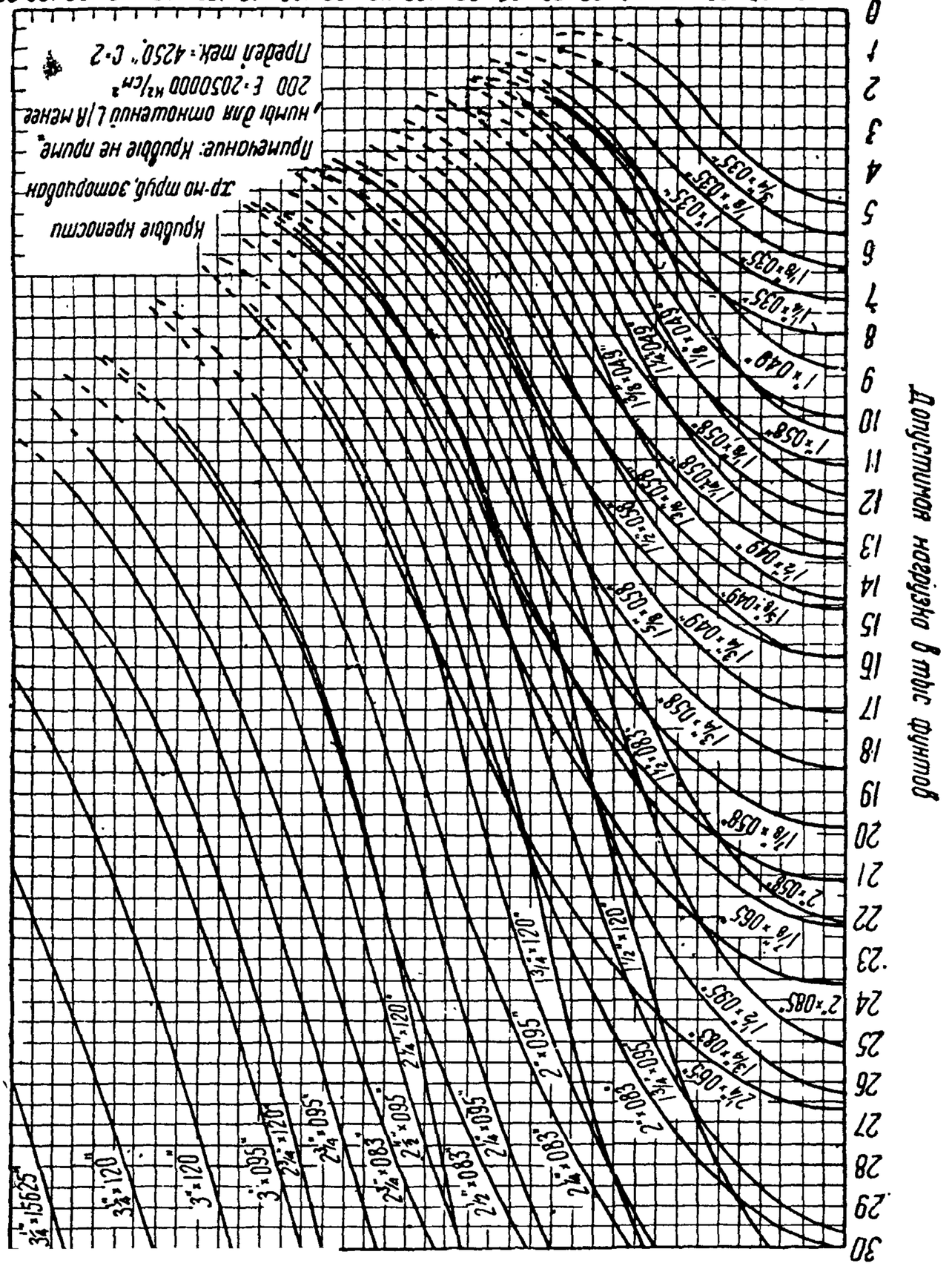
$$x_{кр} = 49{,}6;\ x_{дж} = 70{,}2;\ \varepsilon = k_{сж} = 400\ кг/см^2;$$

$$k_{дж} = 200\ кг/см^2 = 0{,}5\,\varepsilon.$$

Для стали:

$x_{кр} = 89{,}2;\ x_{дж} = 102;\ \varepsilon = 2600$ кг/см² — напряжение в пределе пропорциональности

$$k_{дж} = 2000\ кг/см^2 = 0{,}778\,\varepsilon.$$


Допустимая нагрузка в тыс фунтов
0 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 26 27 28 29 30
10 20 30 40 50 60 70 80 90 100 110 120 130 140 150 160 170 180 190 200
Длина пружин в дюймах
Крайние кривые
Кр-ки пруж. замороженн
Примечание: Кривые не прим
шибы для отношений L/A менее
200 E·20500000 кг/см²
Предел прак.=4250 кг·с·2
3¼"×1562⅝"
3½"×120"
3"×120"
3"×095"
2¾"×120"
2¾"×095"
2½"×083"
2¼"×120"
2¼"×095"
2"×083"
1¾"×120"
2"×095"
1¾"×095"
2"×083"
1¾"×083"
1½"×120"
1½"×095"
1½"×083"
1¼"×095"
1¼"×083"
1"×083"
1"×058"
⅞"×058"
¾"×058"
⅝"×058"
½"×058"
⅜"×058"
¼"×058"
⅛"×058"
2"×058"
⅛"×065"
2"×085"
⅛"×085"
¼"×065"
⅜"×065"
½"×065"
⅝"×065"
¾"×065"
⅞"×065"
1"×049"
⅞"×049"
¾"×049"
⅝"×049"
½"×049"
⅜"×049"
¼"×049"
⅛"×049"
1"×058"
⅞"×058"
¾"×058"
⅝"×058"
½"×058"
⅜"×058"
¼"×058"
⅛"×058"
1"×049"
⅞"×049"
¾"×049"
⅝"×049"
½"×049"
⅜"×049"
¼"×049"
⅛"×049"
1"×035"
⅞"×035"
¾"×035"
⅝"×035"
½"×035"
⅜"×035"
¼"×035"
⅛"×035"
1"×035"
⅞"×035"
¾"×035"
⅝"×035"
½"×035"
⅜"×035"
¼"×035"

Фиг. 2VIII.

Для дюралюминия:

$$x_{кр} = 50{,}5;\ x_{дж} = 61{,}9;\ \varepsilon = 2700\ кг/см^2;$$

$$k_{дж} = 1800\ кг/см^2 = 0{,}667\,\varepsilon.$$

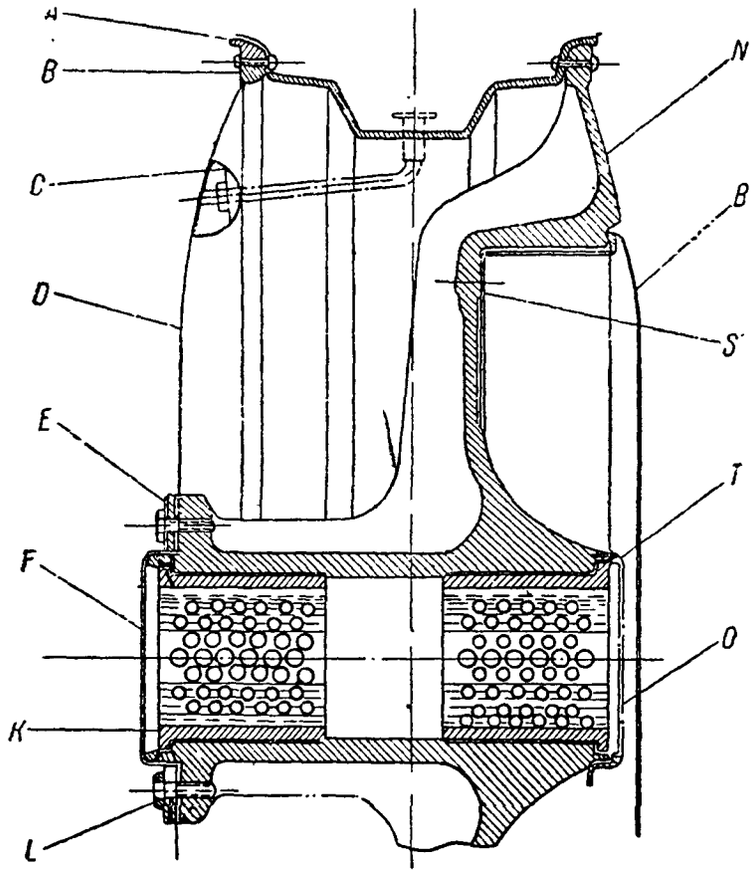
На графике фиг. 2_{VIII} приведена диаграмма Джонсона для расчета хромомолибденовых труб.

Приложение IX

ТОРМОЗНЫЕ КОЛЕСА

Краткое описание тормозных колес с колодочными тормозами[1]

Тормозное колесо (фиг. 1_{IX}) состоит из: обода A, кольца на обод B, колпачка, люка вентиля G, наружного диска D, кольца на втулке E, сепараторов F для предотвращения попаданий пыли и песка, вкладышей или подшипников K, болтов крепления диска L, барабана со втулкой N, рубашки барабана S.



Фиг. 1_{IX}.

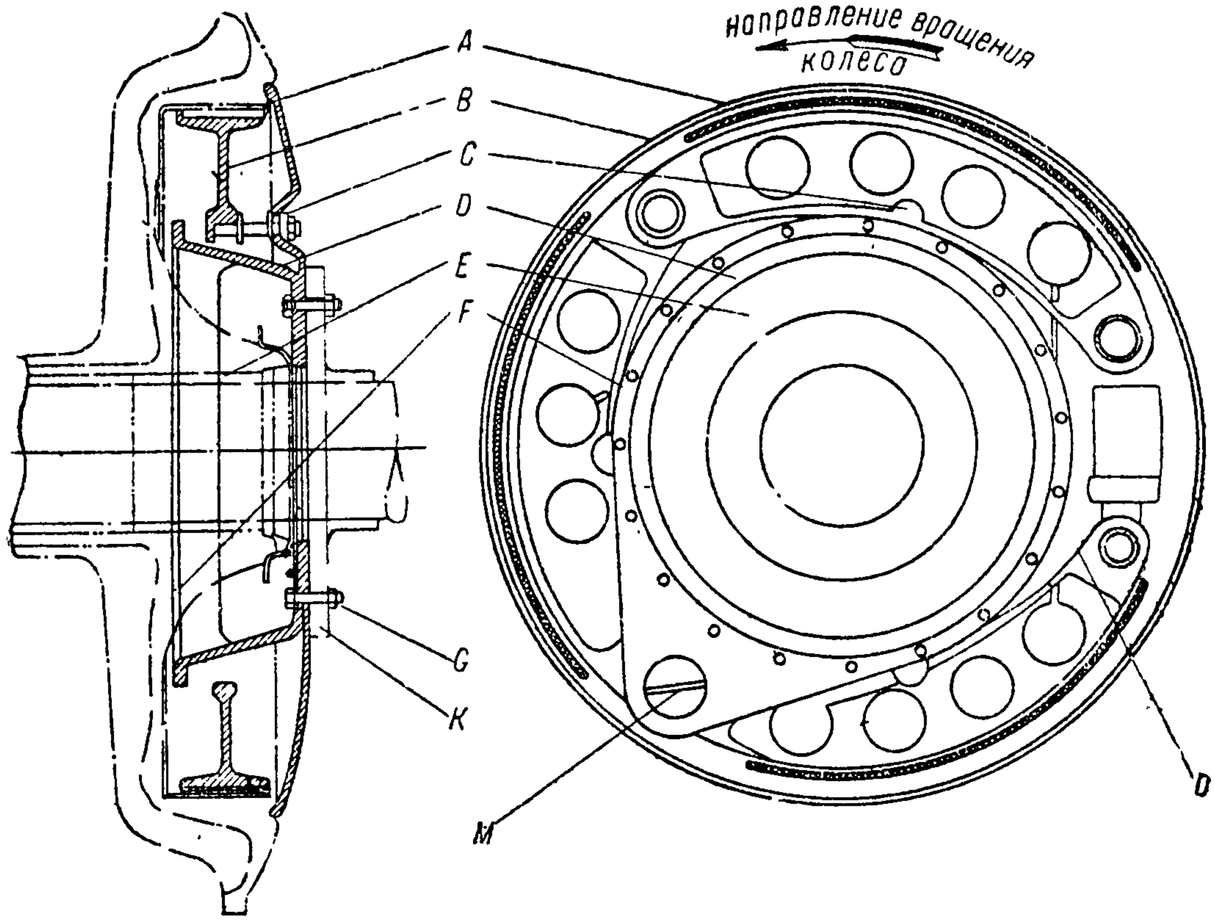
Данная конструкция дискового колеса позволяет поместить тормоз внутри колеса, не увеличивая тем вредного сопротивления.

Колодочный тормоз (фиг. 2_{IX}) состоит из неподвижного диска F, укрепленного на шасси самолета, колодок тормоза B, облицованных тормозной лентой A (ферродо-асбест или ферродо-фибра), анкерного болта M, укрепленного на кронштейне (или на диске), тормозного цилиндра N, включенного в цепь колодок для гидравлического тормоза, или кронштейна K с кулачком M и валиком, N, укрепленного на неподвижном диске для механического тормоза, как показано на фиг. 3_{IX} для ленточного тормоза.

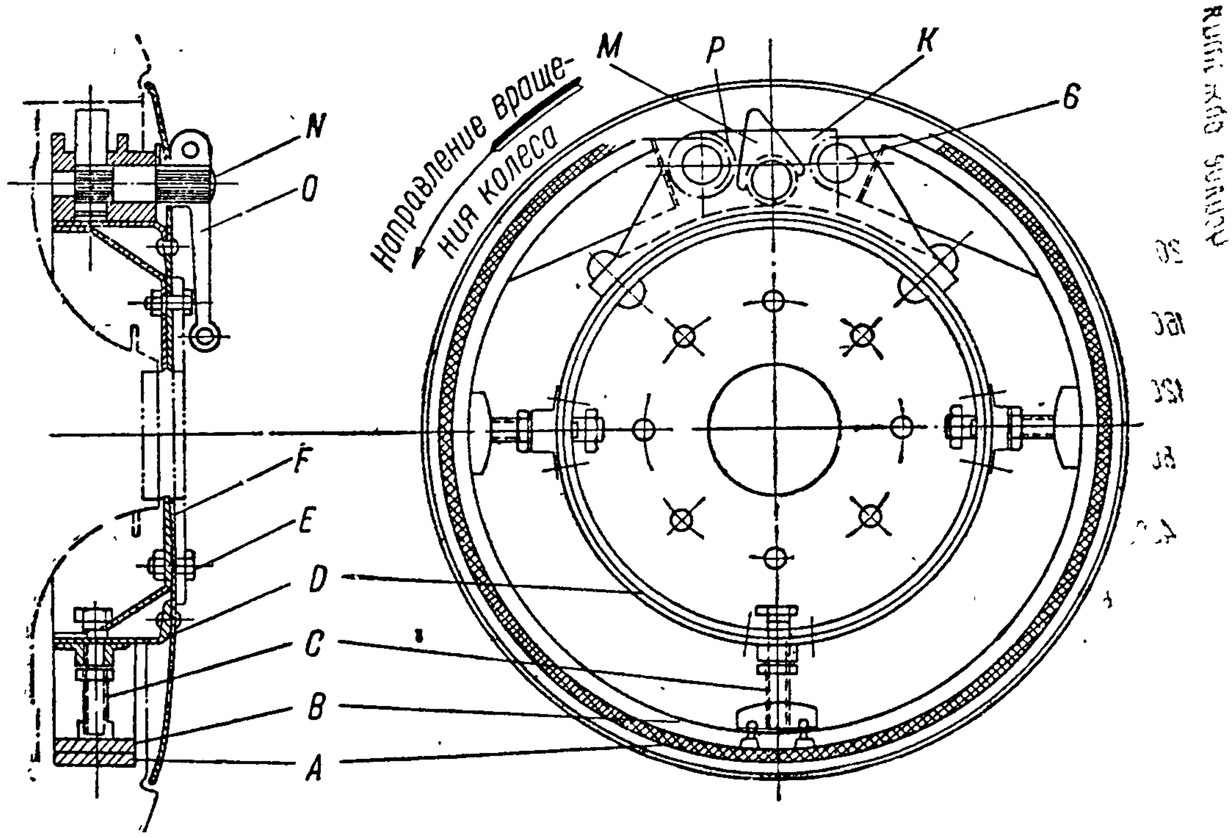
Эксцентрики и регулировочные болты для регулировки колодок укреплены также на неподвижной части тормоза. Поворачивая кулачок с помощью рычага O (фиг. 3_{IX}), насаженного на вал N кулачка, приводимого в движение тросом (тягой)

---

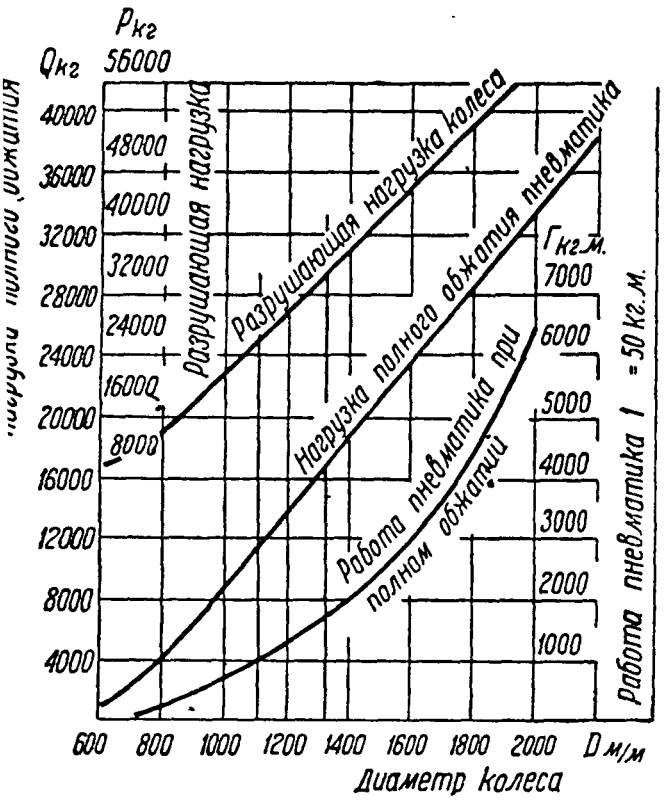
[1] „Технический бюллютень ЦАГИ", декабрь 1933 г., статья инж. А. О. Машкевича.



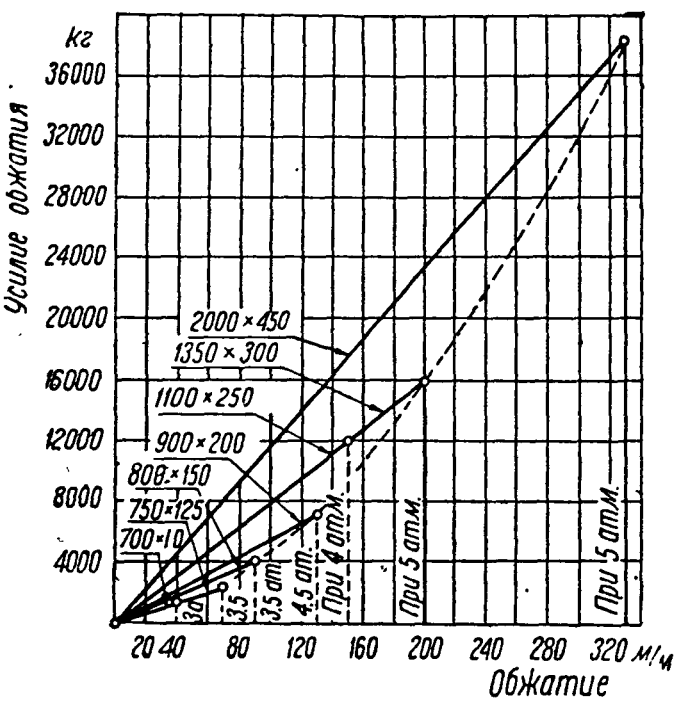
Фиг. 2_{IX}.



Фиг. 3_{IX}.



Фиг. 4_{IX}.



Фиг. 5_{IX}.

от педали для рукоятки усилием летчика, колодки раздвигаются и прижимаются к поверхности барабана.

Возникающее между ферродо и барабаном колеса трение задерживает его вращение. В гидравлическом тормозе вместо кулачка колодки раздвигают шток поршня цилиндра, в который нагнетается незамерзающая жидкостная смесь с необходимым добавлением для распора колодок.

При проектировании шасси самолета является необходимым иметь силовые характеристики колес и пневматиков. Поэтому далее приводятся данные статических испытаний, произведенных в ОПАК ЦАГИ, тормозных колес с пневматиками высокого давления (фиг. 4, 5_{IX}).

Требования к шасси под тормозные колеса

Установка тормозных колес выдвигает специальные требования к шасси самолета, заключающиеся в следующем:

1. Шасси должны иметь достаточный вынос, предотвращающий капотаж самолета при резком торможении. Для этого необходимо, чтобы восстанавливающий момент самолета был больше опрокидывающего. Если G — полный вес самолета, s — расстояние между точкой касания колеса с землей и вертикалью, опущенной из центра тяжести, H — высота центра тяжести над землей и M — коэфициент трения пневматика о землю (в данном случае принимается 0,4 — 0,5), то вышеуказанное условие выразится следующей формулой:

$$Gs = G\mu H.$$

Невыполнение этого условия ведет к необходимости ограничивать степень торможения, и таким образом тормозной эффект, который могут дать колеса, не будет использован.

2. Шасси по прочности должны быть рассчитаны на восприятие тормозного момента:

$$M_т = \mu \frac{G}{2} R,$$

где μ — коэфициент трения пневматика по земле, $\frac{G}{2}$ — нагрузка на колесо (считая костыль не нагруженным), R — радиус пневматика.

3. Оси шасси должны удовлетворять по допускам и обработке (шлифовка или лучше полировка), указанным в приложении к таблицам осей.

4. Плоскость фланца крепления тормоза на шасси должна быть строго перпендикулярна к оси самолета. Фланец не должен допускать каких-либо деформаций от нагрузок тормоза в поперечном направлении.

Расчетные данные тормозных колес

Потребные тормозные моменты колес определены по формуле:

$$M_т = G_к R_к \mu,$$

где $G_к$ — статическая нагрузка, приходящаяся на колесо;

$R_к$ — радиус колеса с учетом обжатия пневматика при статической нагрузке

μ — коэфициент трения пневматика по поверхности аэродрома, который принят равным 0,3.

Подсчеты моментов

№ по пор.	Размер колеса	G кг	R см	M кгсм
1	600 × 75	450	29	3 900
2	700 × 100	700	33	7 000
3	750 × 125	800	34,5	8 200
4	800 × 150	1 050	36	11 500
5	900 × 200	1 500	40	18 000
6	1 100 × 250	3 100	50	47 000
7	1 350 × 300	4 600	62,5	86 500
8	2 000 × 450	9 000	94,5	255 000
9	2 × 2 000 × 450	18 000	94,5	510 000

Примечания. 1. Величины моментов даны с округлением в большую сторону.

2. Статическая нагрузка приближена к весовым данным существующих самолетов.

Размеры тормозных барабанов определены из расчета получения данного момента, удельного давления лент-ферродо на тормозной барабан, определяемого из условий износа (срока службы ферродо), а также и конструктивных соображений в смысле размещения тормозов внутри колеса.

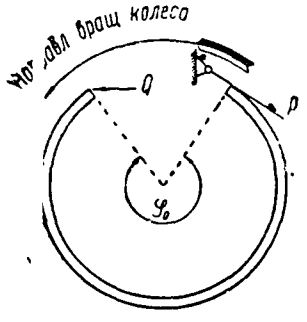
Расчетные формулы ленточного тормоза

Q — усилие распора; (фиг. 6IX)
r — радиус барабана;
φ_0 — угол охвата;
μ — коэфициент трения ферродо по поверхности барабана;
l — 2,718 (основание натуральных логарифмов);
b — ширина ферродо.

Интересующие нас величины тогда определяются по формулам:

1. Сжатие ленты тормоза и усилие на анкерный болт

$$P = Ql^{\mu\varphi_0} \quad \text{и} \quad P' = \frac{Q}{l^{\mu\varphi_0}}.$$



Фиг. 6IX.

2. Тормозной момент

$$M = Qr\,(l^{\mu\varphi} - 1); \quad M' = \left(1 - \frac{1}{l^{\mu\varphi_0}}\right)$$

3. Погонное давление на ленту

$$p = p' = \frac{P}{r}.$$

4. Удельное давление ленты

$$q = q' = \frac{P}{b \cdot r}.$$

Величины P', M', p' и q' относятся к тормозу с отрицательным серводействием, а без значка — с положительным.

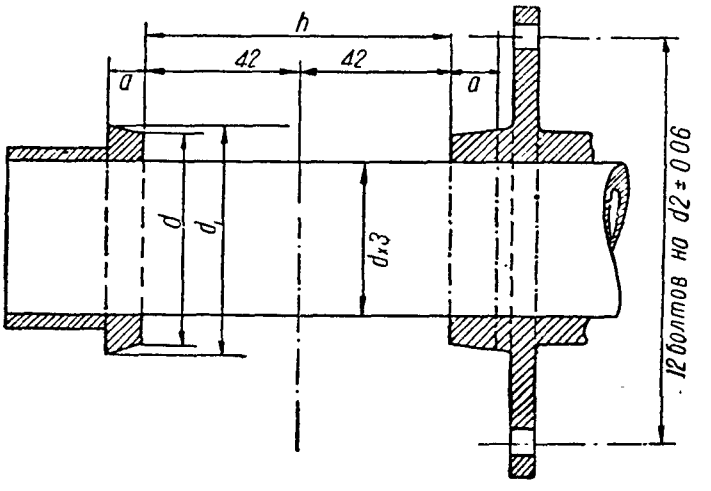
Весовые характеристики в *кг*

№ по пор.	Размер пневматиков	Вес колеса	Вес тормозов			Вес колеса с тормозом	Вес пневматика	Полный вес снаряженных колес
			механического	гидравлического	пневматического			
1	600 × 75	4,8	1,7	—	—	6,5	2,5	9,0
2	700 × 100	7,8	2,8	3,2	—	11,0	5,0	16,0
3	750 × 125	8,4	2,8	3,2	—	11,6	6,8	18,4
4	800 × 150	9,2	2,8	3,2	—	12,4	10,2	22,6
5	900 × 200	13,1	3,3	3,6	3,2	16,7	18,0	34,7
6	1 100 × 250	23,2	6,5	6,5	6,2	29,7	25,5	55,2
7	1 350 × 300	33,7	—	11,3	8,9	45,0	82,0	97,0
8	2 000 × 450	105	—	—	20	125	110	235,0
9	2 × 2 000 × 450	188	—	—	40	228	220	448,0

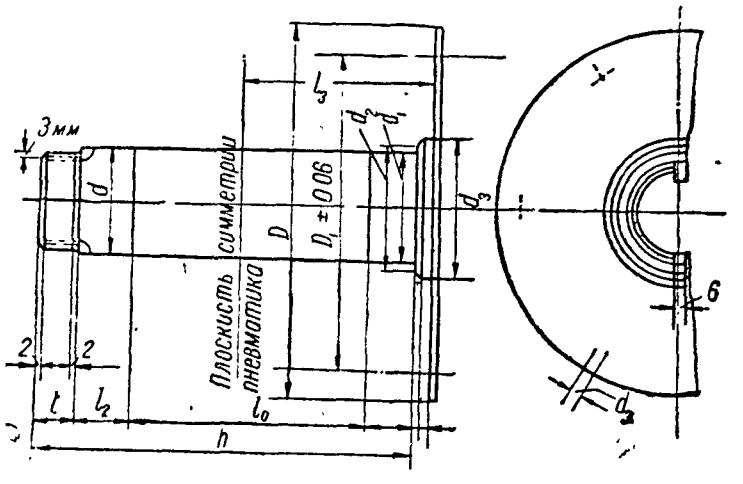
Примечание. Формула $\frac{D \cdot d}{20} = P_{\text{разр}}$ эмпирическая, где D — диаметр покрышки в *мм*, d — диаметр поперечного сечения в *мм*.

Основные данные размеров тормозных колес

Покрышка $D \times d$ мм	Диаметр обода мм	Втулка, мм: диаметр вкладыша или подшипника	Втулка, мм: длина опорной части	Втулка, мм: децентрация	Диаметр барабана мм	Ширина тормозных лент мм	Нормальное рабочее давление в камере ат	Минимальная разрушающая нагрузка кг	Разрушающая нагрузка по формуле $\frac{D \cdot d}{20} = P_{разр}$
600 × 75	450	40	135	5,5	250	30	2,5—3	2 500	2 250
700 × 100	500	45	144	4	350	30	3—3,5	3 500	3 500
750 × 125	500	55	174	6	350	30	3—3,5	4 500	4 700
800 × 150	500	55	174	6	350	30	3—3,5	6 000	6 000
900 × 200	500	65	192	11	350	45	3,5—4	9 000	9 000
1100 × 250	600	65/80	216,5	2,25	500	50	4—4,5	15 000	13 700
1350 × 300	750	80/100	264	4,5	600	60	4—4,5	20 000	20 200
2000 × 450	1100	120/150	406	1,0	800	70	4,5—5	36 000	45 000



Фиг. 7_{IX}.



Фиг. 8_{IX}.

Для колес на вкладышах

Колесо *мм*	d	d_1	d_2	h	h_1	h_2	a	b	d
600 × 75	55	57	100	135	62	73	6	5	39,7
700 × 100	60	62	120	144	68	76	8	5	44,7
750 × 125	70	72	120	174	81	93	8	6	54,7
800 × 150	70	72	120	174	81	93	8	6	54,7
900 × 280	80	83	150	192	85	107	8	7	64,7

Колесо *мм*			d_1	d_2	d_3	l_0	l_1	l_2	l_3	h	D	D_1	D_2	D_3		h	h_1	v
1110 × 250	2	64	80	65	10	152	30	34,5	135	240	235	200	85	90	23	12	13	2,5
1350 × 300	2	76	100	80	12	187	40	37	161,5	287	290	250	110	114	23	12	13	3
1600 × 350	2	95	130	100	14	210	45	47	183	325	290	250	138	140	23	12	13	3,5
2000 × 450	2	115	150	120	16	300	50	56	234	437	390	350	160	160	31	12	18	3,5

Допуски для d и d_2

d_1 и d_2	Допуски для $D_3 - C_3$
65	—0,035—0,012
80—120	—0,040—0,614
130—150	—0,050—0,018

Характеристика влияния тормозов на длину пробега

Самолеты	Посадочная скорость *км/час*	Длина пробега без тормозов *м*	Длина пробега с тормозами *м*	Уменьшение длины пробега %
SES *a*	86,8	137	83	39,6
Кер ицс IN6-H	82	175	76	56,6
Спа -VII	93,3	148	91	38,2
ДН -В	90,9	221	90	59,5
Фок ер С-IV	90,1	290	89	69,5
Спэ и Месенжер	70,8	122	59	52,0
Т-М ОРЗ-М В-3	91,7	267	90	66,4
Мар тин-Бомбер MB_2	93,3	282	99	65,0

Веса отдельных частей тормозного механизма Дэнлоп

Колесный тормоз

Для пневматиков высокого давления

	Вес *кг*
$11^1/_2$ фунт. на кв. дюйм	1,13
12 „ „ „ „	1,56
$13^3/_4$ „ „ „ „	1,50
16 „ „ „ „	2,42
20 „ „ „ „	4,16
24 „ „ „ „	7,35

Нестандартные (для типов низкого давления)

5,875 фунт. на кв. дюйм	0,62
7,0 „ „ „ „	0,68
7,0 „ „ „ „	0,68
8,0 „ „ „ „	0,85
10,0 „ „ „ „	1,48

Двойное клапанное реле

С двумя универсальными соединениями 4 фута 6 дюймов — трос и нипель	0,255

Баллон для сжатого воздуха

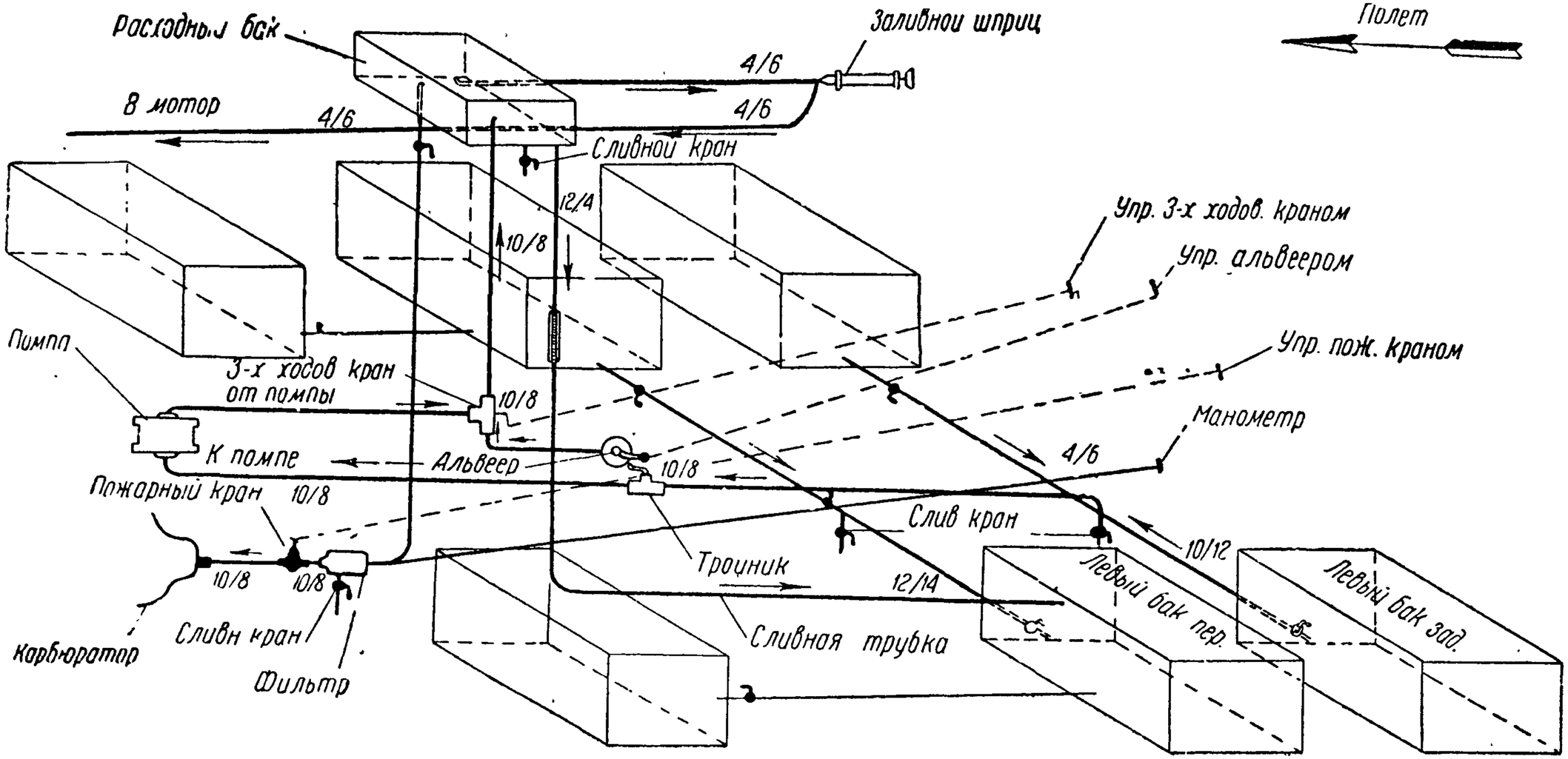
Малый	5,10
Большой	5,90

Воздушный фильтр

Манометр	0,65
Резиновый шланг	0,176
Соединения	0,004
Латунные трубы (в *м*)	0,092
IS соединения (каждое)	0,014
Тройники (каждый)	0,041
Кресты	0,057
Ручной рычаг	0,255
Рычаг у дросселя	0,60
Рычаг	0,34

СХЕМА БЕНЗИНОПРОВОДА САМОЛЕТА АТ-1

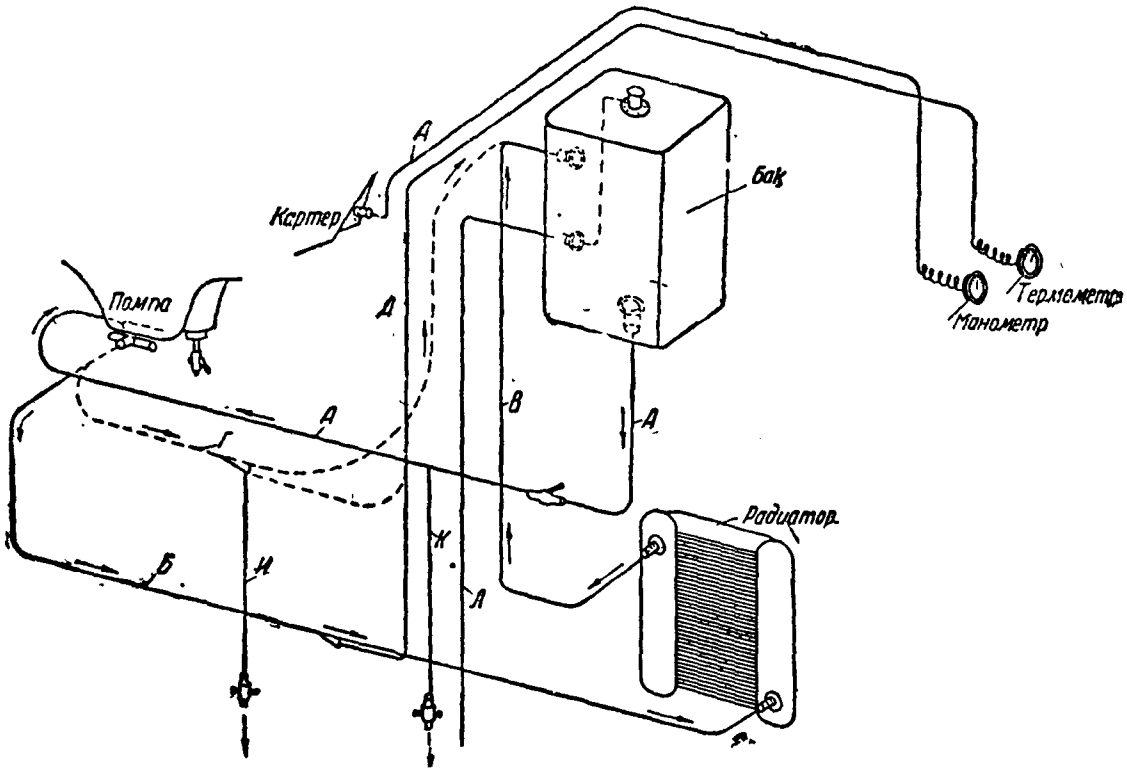
Приложение X



Примечание Длину трубок определить при монтаже

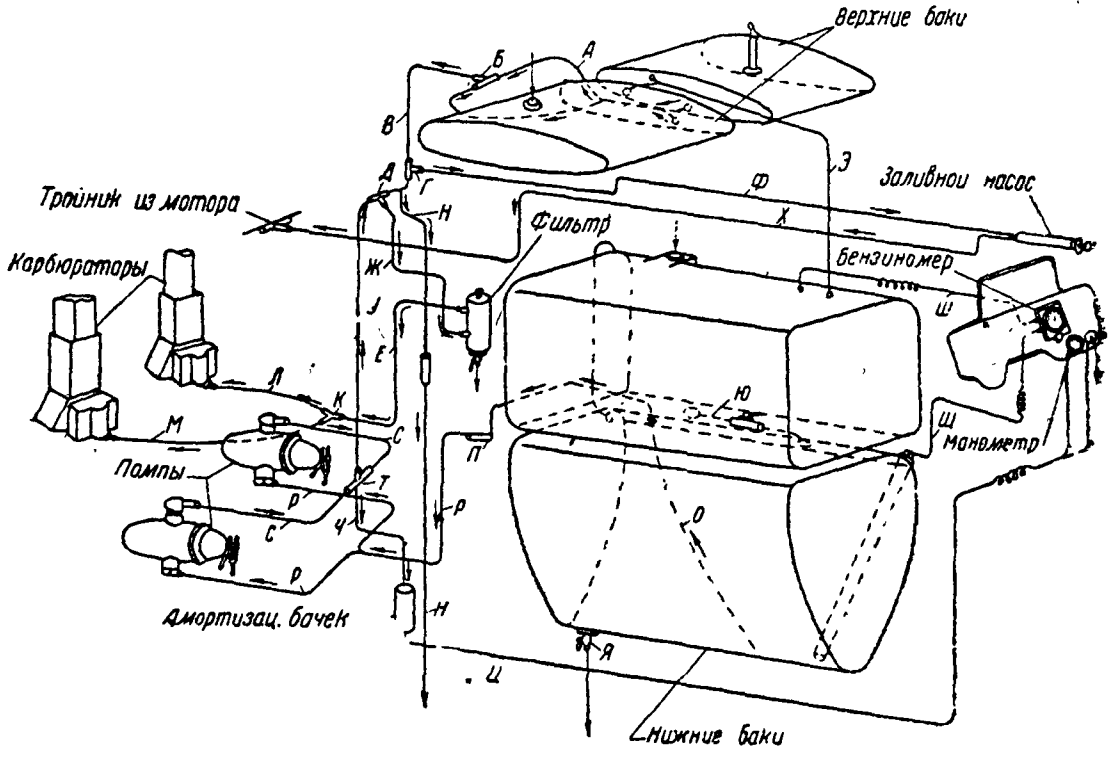
Приложение XI

СХЕМА МАСЛОПРОВОДА САМОЛЕТА АНТ-3



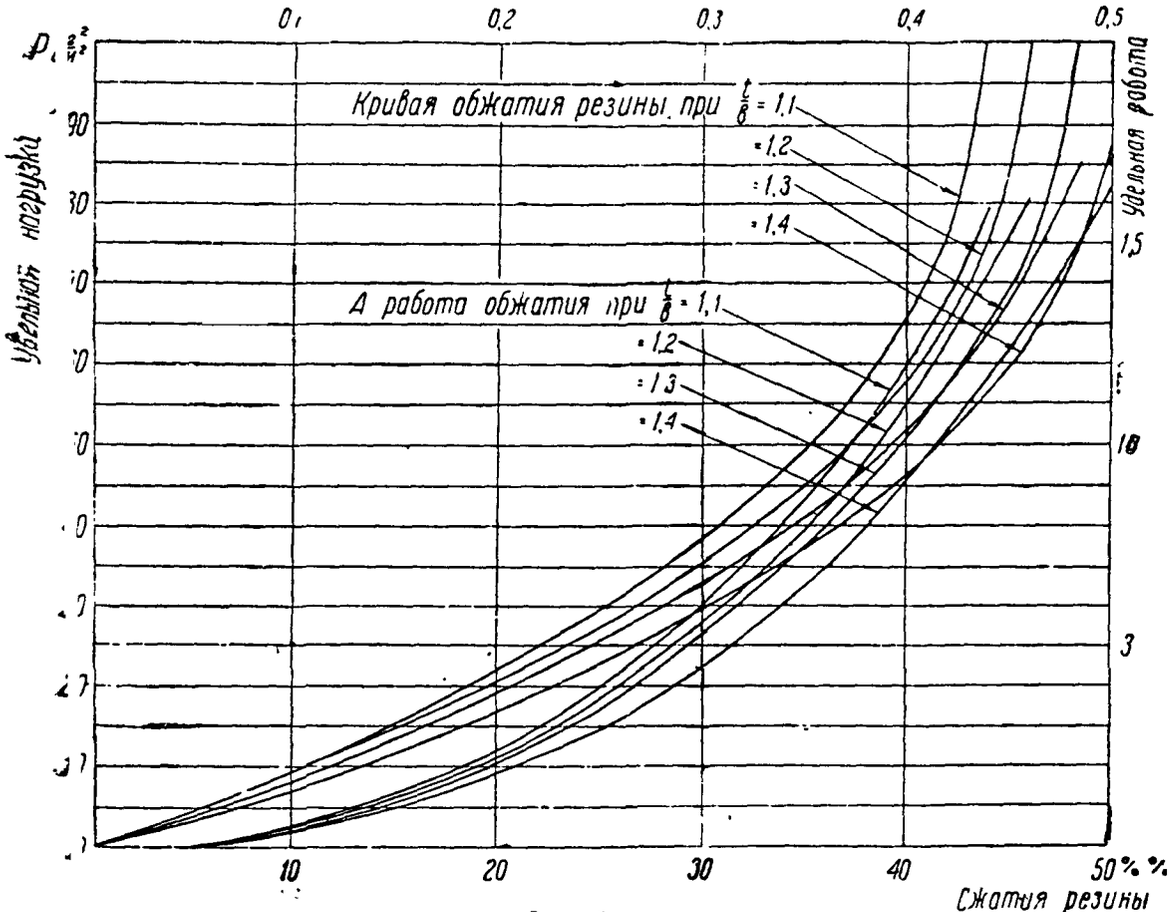
Приложение XII

СХЕМА БЕНЗИНОПРОВОДА САМОЛЕТА АНТ-3

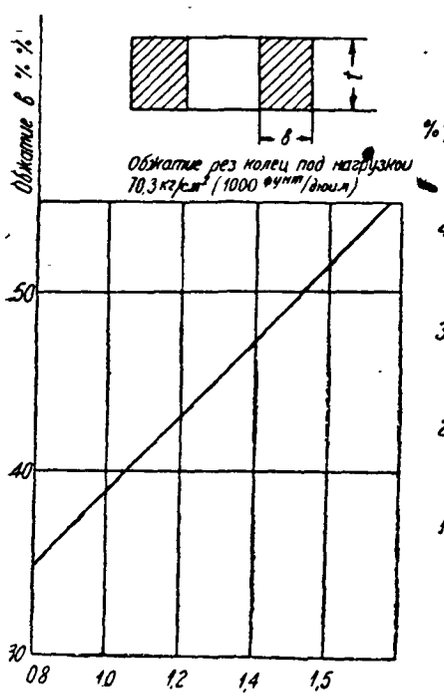


Приложение XIII

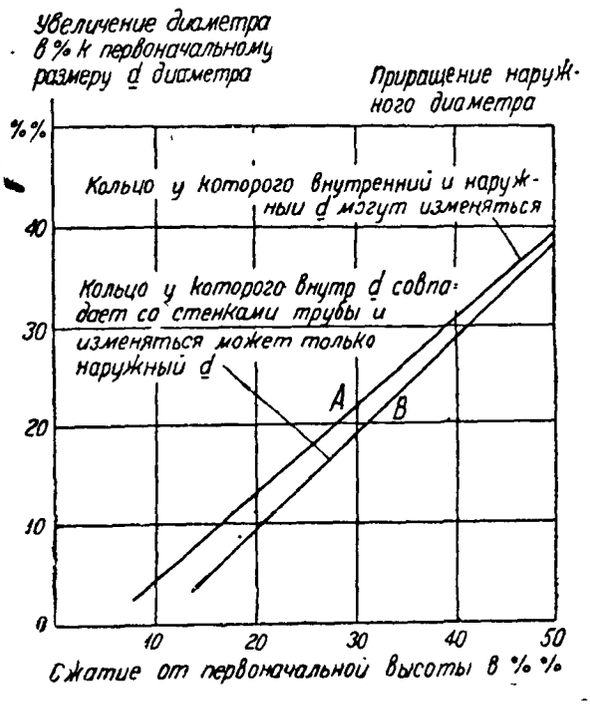
ДИАГРАММА ИСПЫТАНИЯ ПЛАСТИНЧАТОГО АМОРТИЗАТОРА



Фиг. 1_{XIII}.



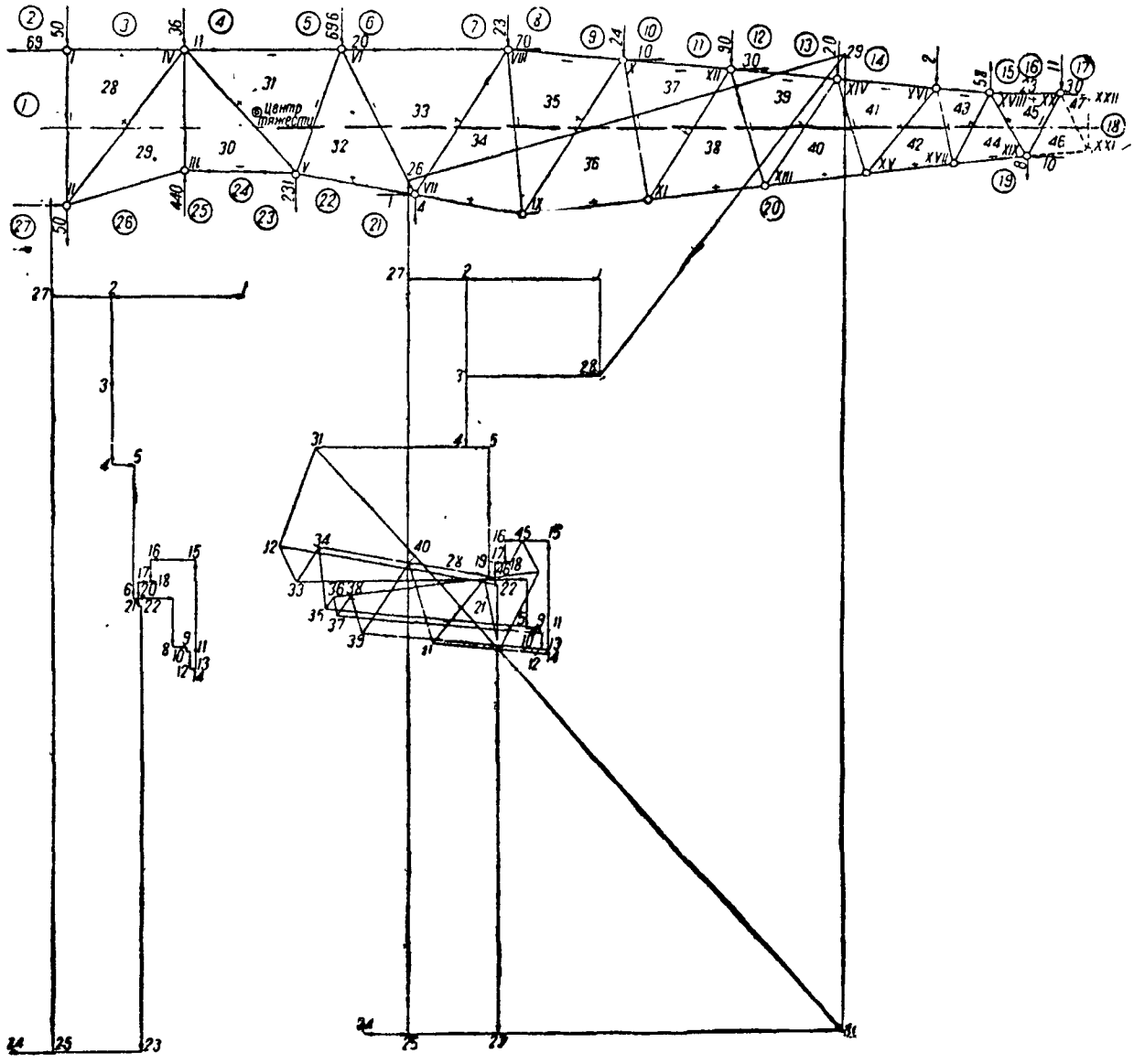
Фиг. 2_{XIII}. Обжатие кольца



Фиг. 3_{XIII}. Характеристика обжатия колец в зависимости от внутреннего зазора с трубой

Приложение XIV

ДИАГРАММА КРЕМОНЫ ФЕРМЕННОГО ФЮЗЕЛЯЖА НА СЛУЧАЙ *E*



СКБ "Вулкан-Авиа"

МАТЕРИАЛЫ И ИСТОЧНИКИ, ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ АВТОРОМ ПРИ СОСТАВЛЕНИИ ТРУДА

Ветчинкин В. П., Динамика самолёта, изд. 1933 г.

Ветчинкин В. П., Теория гребных винтов, изд. ВВА, 1926.

Виноградов, И. Н. „Расчет и конструкция маломощного самолета". ГНТИ — 1932 г.

Гибсон, Гидравлика, изд. 1933 г.

Кузьмин Г. И., Диаграммы для проектирования воздушных винтов, Труды ЦАГИ, вып. 38, 1929.

Байков В. Т., Расчет самолета на прочность.

Майоранов И., Конспект лекций по расчету самолета на прочность.

Грегор, Металлические конструкции.

Тимошенко, Сопротивление материалов.

Клейнфогель, Формулы расчета рамных конструкций.

O. Pomilio, Airplane design and construction.

A. Judge, The design of aeroplanes.

Schwengler, Statik im Flugzeugbau.

Jane's. All the World, Aircraft, 1933.

The air Annual Brittisch Empire, 1933—1934.

Langlay, Metall Aircraft construction, 1934.

„Z. F. M." № 15 за 1931 г.

Серенсен, Основы технической упругости, ОНТИ, 1934.

Александров В. Л., Аэропланы, М—Л, ГНТИ, 3 изд. 1931—1933 гг.

Блейх Ф., Теория и расчет железных мостов, М., Гострансиздат, 1931.

Ветчинкин В. П. и др., Динамика полетов, Труды ЦАГИ, вып. 26, М., 1927.

Горощенко В. Т. и Осокин П., Пространственные фермы, Теория расчета, примеры и задачи, М.—Л., ГИЗ, 1931.

Подольский И. С., Пространственные фермы, Теория расчета, примеры и задачи, М.—Л., ГИЗ, 1931.

Ростовцев, Строительная механика самолета, Л. Н. П., 1930.

Тимошенко С. П., Курс сопротивления материалов, М.—Л., ГНТИ, 1932.

Журнальные статьи

Беляев В. Н., Расчет свободнонесущих крыльев, „Т. В. Ф." № 7, стр. 609—648 и № 8—9, стр. 737—773.

Ганулич К. Н. и Геронимус А. И., Конструкция металлических лодок английских гидросамолетов, „Т. В. Ф." № 12, стр. 802—807, 1928.

Горянинов А. А., Нормы прочности для самолетов, „Т. В. Ф." № стр. 285—294, 1931.

Дубровин А. А., Применение колесных тормозов на самолете, „Т. В. Ф" № 10, стр. 656—668, 1928.

Из практики конструирования металлических самолетов, „Т. В. Ф." № 8, стр. 557—563, 1930.

Журбина З., „Т. В. Ф." № 9, стр. 576—580, 1929.

Козлов С. Г., Определение площади, центра тяжести и моментов инерции тонкостенных сечений, „Т. В. Ф." № 2, стр. 81—90, 1930.

Кочеригин С. А., Металлические лонжероны крыльев, „Т. В. Ф.

Красильников П. Н., Практическое применение разрезных крыльев, „Т. В. Ф." № 5—6, стр. 449—469, 1932.

Крейсон П. М., К вопросу поднятия весовой культуры в самолетостроении, „Т. В. Ф." № 44, стр. 401—412, 1932.

Крейсон П. и Ермолаев М., Металлические винты, „Т. В. Ф." № 5, стр. 325—332, 1928.

Крейсон П. М., Номенклатура весов самолета, „Т. В. Ф." № 7, стр. 457—459, 1929.

Кричевский С. С., Скоростные самолеты, „Самолеты" № 8, стр. 14—20, 1932.

Лурье М. Л., К расчету на кручение свободонесущего крыла моноплана, „Т. В. Ф." № 4, стр. 229—241, 1928.

Макаров С. Я., Опыты с тормозами для самолетов, „Т. В. Ф." № 12, стр. 843—854, 1931.

Макаров С. Я., О расчете однолонжеронных конструкций типа „Моноспар" „Т. В. Ф." № 8, стр. 290—297, 1932.

Макаров С. Я., „Современные аппараты", „Т. В. Ф." № 5—6, стр. 489—500, 1932.

Мартынов, А. К., Применение обтекателей на моторах воздушного охлаждения для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжей, „Т. В. Ф." № 4. стр. 337—350, 1932.

Металлические лонжероны, „Т. В. Ф." № 8, стр. 221—223, 1930.

Моисеенко В. Л., Систематическое экспериментальное исследование влияния формы стальных ушков на их прочность, „Т. В. Ф." № 3, стр. 165—173, 1931.

Начала экономики в конструкции самолета, „Самолет" № 2, стр. 36—41, 1932.

Некоторые детали конструкции английских металлических самолетов № 17, „Т. В. Ф." № 12, стр. 862—866, 1929.

Нормы прочности самолетов при статических испытаниях, „Т. В. Ф." № 17, стр. 413—428, 1931.

Об усовершенствовании моторных капотов (ВМ № I) „Т. В. Ф" № 7, стр. 497—499, 1930.

Однолонжеронное крыло Стига „Моноспар", „Т. В. Ф." № 5, стр. 367—369, 1930.

Пастушенко Н. В., Современные металлические лонжероны, „Т. В. Ф." № 3, стр. 195—200, 1928.

Погосский И. Производство самолетов Бреге-19, „Т. В. Ф." № 7, стр. 461—468, 1928.

Погосский И. и Голубков А. П., Техническая подготовка самолетов к большим перелетам, „Т. В. Ф." № 1, стр. 715—728, 1928.

Подсевалов Н. Н., О давлении на днище лодок и гидросамолетов, „Т. В. Ф." № 8—9, стр. 532—543, 1931.

Посадочные приспособления Виккерса: 1. Масляно-пневматический амортизатор; 2. Колесные тормоза, № 125, 129; „Т. В. Ф." № 3, стр 224—226, 1930.

Путилов А. И., Новое направление в конструкции стальных самолетов „Т. В. Ф." № 7, стр. 648—666, 1932.

Рациональный капотаж моторов с воздушным охлаждением (№ 121, 1929), „Т. В. Ф." № 2, стр. 150—152, 1930.

Рентель В. Ф. Приближение формулы для определения высоты потолка и скороподъемности аэроплана (для предварительного аэродинамического расчета), „Т. В. Ф." № 4, стр. 201—211.

Сильман А. И. и Раиц М. А., Работа пластинчатой амортизации, „Реферат" 193) г., 6, „Т. В. Ф.", стр. 623—628, 1930.

Скоростные металлические винты, „Т. В. Ф." № 2, стр. 120. Заметка.

Скрижинский Н. К., Применение автогенной сварки в стальных деталях самолета, „Т. В. Ф." № 6, стр. 422—425, 1930.

Сорокин, Наивыгоднейшее расположение лонжеронов, „Т. В. Ф." № 8, стр 523—529, 1928.

Смолин А. П., Проблема конструкции установок моторов воздушного охлаждения, „Т. В. Ф." № 1, стр. 45—49, 1929.

Тавастшерна И. А., Наивыгоднейшее сечение деревянных коробчатых лонжеронов, работающих на изгиб, „Т. В. Ф". № 6, стр. 357—366, 1928.

Тулупов Н. М., Обзор доклада инж. Дорнье в Английском королевском Воздухоплавательном обществе, „Т. В. Ф." № 4, стр. 243—251, № 5 стр 316—323.

Шереметьев Л. Г., Охлаждение мотора с капотом Вентури, „Реферат" АЕ, 19 ? г., февраль, „Т. В. Ф." № 5—6, стр. 566—577, 1932.

Шишмарев М. М., Расчет деталей самолета, Машметиздат, 1933.

Справочная книга по расчету самолетов на прочность, составленная коллективом инженеров, М.—Л., Госмашметиздат, 1933.

„Самолетостроение", Сборник под ред. С. В. Ильюшина, М.—Л., ГНТИ, 1931.

Технические бюллетени ЦАГИ.

Гиймен Ж., Конструкция, расчет и испытание самолетов и гидросамолетов под ред. С. Берхена, М., Авиаиздат, 1932.

Джонсон, Сварка в самолетостроении, изд. ОНТИ, 1934.

Безухов, Внутренние силы и деформации ферм, изд. ГНТИ, 1933.

Крейсон П. М., Весовые характеристики самолетов, изд. МАИ и ОНТИ, 1935.

СКБ "Вулкан-Авиа"

По недосмотру автора и редакции в книге допущены опечатки.

Важнейшие исправления вклеены в соответствующих листах книги — прочие исправления даются ниже.

Страница	*Строка*	*Напечатано*	*Следует*	*Чья вина*
60	24 сверху	полезный	полетный	автор
73	4 снизу	штамповальных	штампованных	автор
196	Таблица 2 столбец 4	$= \frac{l_n}{}$	$= \frac{l_n}{l}$	тип.
218	4 снизу	$кг/м^2$	$кг$	автор
247	Фиг. 31_{10}	$кг/см$	$кг \cdot см$	автор
271	Фиг. 10_{13} 2 снизу	3525	3,225	автор
322	Фиг. 25_{15}	570, 1039, 890	705, 1139, 990	автор
467	8 сверху	опору	эпюру	автор
468	6 снизу	расчалки	рычажка	автор
469	1 »	1710	1703	автор

Зак. 577. Виноградов

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
131	1 снизу	$\overline{F_{ст} \cdot F_{ст}}$	$\overline{G_{ст} \cdot F_{ст}}$	корр.

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
195	9 снизу	$= M_n M = \sqrt{}$	$= M_n =$	корр.

Стра-ница		Напечатано	Следует	Чья вина
217	Формула 6_{10}	$X =$	$X = -$	автор
	Формула 7_{10}	$S = S'_0 \cdot S_1 X$	$S_p = S_0 + S'_p \cdot X$	автор
	Строка 16 сверху	$S'_0 = 1{,}25 S_0$ и $S'_0 = -0{,}75 S_0$	$S'_0 = 1{,}25 S_1$ или $S'_p = -0{,}75 S_1$	автор

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
327	10 и 11 сверху	$\frac{l}{} < 90$	$\frac{l}{\rho} < 90$	тип.
	Формула 12_{15}	$\left(\frac{l}{\rho}\right)$	$\left(\frac{l}{\rho}\right)^2$	автор

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
129	10 сверху	ab	al	1 корр.

СКБ "Вулкан-Авиа"

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
301	8 снизу	r	ρ	автор
	9 »	$\omega_к$	$\rho\omega_к$	»

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
360	4 снизу	$= \frac{\sqrt{j_x \cdot q}}{G}$	$= \sqrt{\frac{j_x \cdot g}{G}}$	автор

Зак. 577.

Страница		Напечатано	Следует	Чья вина
330	Формула 17_{15}	$= \frac{Q \cdot R^2}{}$	$= \frac{Q \cdot R^2}{J}$	тип.

Страница	Строка	Напечатано	Следует	Чья вина
133	12 снизу	$= \frac{M_{x_1}}{}$: $= \frac{M_{x_2}}{}$	$= \frac{M \cdot x_2}{}$; $= \frac{M \cdot x_2}{}$	корр.

Страница		Напечатано	Следует	Чья вина
324	Таблица 9_{15}	S^1_2	S^2_1	автор

Страница		Напечатано	Следует	Чья вина
325	Таблица 9_{15}	S^2_0	S^2_1	автор
	Таблица 9_{15}	$S_0 + S_1 + S_2$	$S_0 + S_1 X + S_2 Y$	автор