МИНИСТЕРСТВО ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ СССР

УТВЕРЖДЕНО НАЧАЛЬНИКОМ
УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТНОЙ СЛУЖБЫ
МИНИСТЕРСТВА ГРАЖДАНСКОЙ
АВИАЦИИ СССР 28.05.1984 г.

Вводится в действие с 1 января 1985 г.

ИЛ-76Т (ТД)

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

КНИГА ПЕРВАЯ

ИЗДАНИЕ ВТОРОЕ

МОСКВА 1984 г.

Центр "СЕРТИФИКАЦИЯ" ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета соответствует.
Дата проверки 11.08.98 № проверки
АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 19.09.2002 Рег.№ 1025
Данный экземпляр РЛЭ самолета
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 29.06.06 Рег.№ 2220
АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 9.10.2003 Рег.№ 2677
АСЦ ГосНИИ ГА
Данный экземпляр РЛЭ самолета
Эталонному экземпляру АСЦ соответствует
Директор О.Ю. Страдомский
Дата проверки 16.02.04 Рег.№ 426

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76Т(ТД)

ОЛС ГС ГА МТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 22.07.2004 Рег.№ 586

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76Т(ТД)

УНЛД ФС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 17.02.05 Рег.№ 215

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76Т(ТД)

УНЛД ФС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 6.07.05 Рег.№ 367

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76Т(ТД)

УНЛД ФС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 3.02.2006г. Рег.№ 110

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76Т(ТД)

УНЛД ФС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 20.07.07 Рег.№ 571

Ввести в действие
Директор Департамента
государственной политики в области
гражданской авиации Министерства
транспорта РФ
К.К. Руппель
"31" 12 2004 г.

ИЗМЕНЕНИЕ № 11-А

РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА Ил-76Т (ТД)

По вопросу:

1. *Заход на посадку с предварительным выпуском механизации крыла в положение $\delta_{пр}=14^{\circ}/\delta_{з}=15^{\circ}$ перед выпуском шасси*
2. *Уточнение рекомендаций действий экипажа на пробеге при прекращении взлета и посадке с одним неработающим двигателем*

Основание:

1. *Протокол заседания рабочей группы ЛМС ЛЭ Ил-76 от 28 января 2003 г. и от21 сентября 2004 г.*
2. *Письмо ФГУАП МЧС исх.№ 728/Н-22 от 22.11.02г.*
3. *Служебная записка № 7601-438-114*

АСЦ ГосНИИ ГА

Данный экземпляр РЛЭ самолета Ил-76т (т.д.)

УНЛД ФС НСТ РФ

Эталонному экземпляру АСЦ соответствует.

Директор О.Ю. Страдомский

Дата проверки 19.03.2007 Рег.№ 432

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА ИЛ-76Т
РАЗРАБОТАНО АВТОРСКИМ КОЛЛЕКТИВОМ КОНСТРУКТОРСКОГО
БЮРО ПОД РУКОВОДСТВОМ ГЕНЕРАЛЬНОГО КОНСТРУКТОРА
Г.В.НОВОЖИЛОВА

Настоящее Руководство по летной эксплуатации предназначено для летного состава. Выполнение указаний и рекомендаций, изложенных в Руководстве, позволяет экипажу обеспечить безопасность полетов в пределах установленных ограничений.

Руководство состоит из двух книг. В первой книге приведены общие сведения о самолете, ограничения и летные характеристики, указаны действия экипажа при подготовке к полету, выполнении полета и в особых ситуациях. Во второй книге помещена информация о системах самолета и их эксплуатации, а также указаны действия экипажа при возникновении неисправностей.

Изменения в Руководство вносятся два раза в год. Для удобства внесения изменений каждый раздел (подраздел) Руководства имеет свою нумерацию страниц, начиная с первой. На вновь введенных или измененных страницах указывается новая дата выпуска, а место нового или измененного текста отмечается вертикальной линией на левом поле страницы. Наличие вертикальной линии перед обозначением страницы указывает на изменение номера страницы без изменения содержания.

Перечень действующих страниц устанавливает количество страниц в разделах (подразделах) и дату выпуска каждой страницы. Перечень уточняется каждый раз при внесении изменений и имеет дату последнего изменения.

Замена, изъятие и внесение листов в Руководство выполняется в соответствии с измененным перечнем, о чем делается запись в листе регистрации изменений.

Для внесения срочных изменений в период между регулярными уточнениями Руководства вводятся листы временных изменений, которые печатаются на желтой бумаге. Держатель Руководства несет ответственность за его сохранность и обязан обеспечить своевременное внесение изменений.

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Запись вносить
своевременно и четко

Л И С Т

регистрации изменений

№№ пп	Дата внесения	Раздел, пункт, страница	Основание для внесения изменений	Фамилия внесшего изменение
1		Раздел 4, пункт 2 страницы 12, 13, 14, 15, 16 изменения №3/8	Указание ДВТ РФ №80. 112-203	
2	7.03.95г	Внесено изменение №7 и временные изменения от 22.06.94г	Соответствует контрольному экземпляру Гос НИИ ГА на 1.03.95г	Пономарев (Пономарев А.Т. тел. 578-50-10)

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

№№ пп	Дата внесения	Раздел, пункт, страница	Основание для внесения изменений	Фамилия внесшего изменение

Ил-76ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 9

ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ
КНИГА ПЕРВАЯ

РАЗДЕЛ I — ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ
РАЗДЕЛ 2 — ОГРАНИЧЕНИЯ
РАЗДЕЛ 3 — ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ
РАЗДЕЛ 4 — ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА
РАЗДЕЛ 5 — ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ПРИЛОЖЕНИЯ:
I. Карта контрольных проверок
2. Аэродинамические особенности самолета
3. Инструкция по загрузке и центровке
4. Перечень допустимых неисправностей и отказов, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования
5. Перегон самолета с одним неработающим двигателем
6. Перегон самолета с выпущенным шасси
7. Взлет самолета на номинальном режиме работы двигателей
8. Перечни предполетных проверок самолета экипажем
9. Взлет и посадка с уменьшением шума на местности
I0. Взлет и посадка на ВПП, покрытую атмосферными осадками
II. Доставка грузов методом парашютного десантирования (на самолетах, оборудованных средствами доставки)
I2. Перегон самолета с неисправной системой уборки-выпуска предкрылков (предкрылки в убранном положении)

КНИГА ВТОРАЯ

РАЗДЕЛ 6 — ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМ ЭКИПАЖЕМ

6.I. Двигатели
6.2. Топливная система
6.3. Вспомогательная силовая установка
6.4. Противопожарное оборудование
6.5. Гидравлическая система
6.6. Шасси
6.7. Управление самолетом
6.8. Высотное оборудование
6.9. Противообледенительная система и стеклоочистители
6.I0. Кислородное оборудование
6.II. Электроснабжение
6.I2. Пилотажно-навигационное оборудование
6.I3. Радиосвязное оборудование
6.I4. Бытовое оборудование и рабочие места членов экипажа
6.I5. Аварийно-спасательное оборудование
6.I6. Система регистрации полетных данных и речевая информация
6.I7. Двери, грузовой люк и хвостовая опора
6.I8. Светотехническое оборудование
6.I9. Фильтровальная установка КЗI5-Д

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

изменение № II-А

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
Общее содержание	А	9	20 января 1998
Книга I и II			
Перечень	I	II-А	I0 ноября 2004
действующих	2	II-А	I0 ноября 2004
страниц	3	8	I ноября I995
	4	7	20 марта I993
	5	9	20 января I998
	6	I0	25 октября I999
	7	9	20 января I998
Справочные сведения			
Содержание	А		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
	8		28 марта I984
	9		28 марта I984
	I0		28 марта I984
Раздел I			
Общие сведения			
Содержание	А		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
Раздел 2			
Ограничения			
Содержание	А	3	5 января I987
	I	4	I0 октября I987
	2	9	20 января I998
	3	9	20 января I998
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7	5	5 января I989
	8		28 марта I984
	9	5	5 января I989
	I0	7	20 марта I993
2	II	5	5 января I989
	I2	3	5 января I987
Раздел 3			
Особые случаи в полете			
Содержание	А	7	20 марта I993
	Б	5	5 января I989
3	I	5	5 января I989
3.I	I	4	I0 октября I987
	2	7	20 марта I993
	2а	7	20 марта I993
	3	II-А	I0 ноября 2004
	3а	I	I августа I985
	3б	II-А	I0 ноября 2004
	4	II-А	I0 ноября 2004
	5	6	5 февраля I99I
	6	3	5 января I987
	7		28 марта I984
	8		28 марта I984
	9		28 марта I984
	I0		28 марта I984
3.2	I	3	5 января I987
	2	3	5 января I987
	3	I	I августа I985
	4	I	I августа I985
	4а	I	I августа I985
	4б	I	I августа I985
	4в	I	I августа I985
	5		28 марта I984
	6	7	20 марта I993
3.3	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
3.4	I		28 марта I984
3.5	I	2	5 мая I986
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		26 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № II-А

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
3.5	8		28 марта 1984
	9		28 марта 1984
	I0		28 марта 1984
3.6	I		28 марта 1984
	2	I	I августа 1985
	3		28 марта 1984
	4		28 марта 1984
	5		28 марта 1984
	6	5	5 января 1989
	7	5	5 января 1989
3.7	I		28 марта 1984
	2		28 марта 1984
	3		28 марта 1984
	4		28 марта 1984
	5		28 марта 1984
	6		28 марта 1984
	7		28 марта 1984
	8		28 марта 1984
	9		28 марта 1984
	I0		28 марта 1984
	II		28 марта 1984
	I2		28 марта 1984
	I3		28 марта 1984
3.8	I		28 марта 1984
	2		28 марта 1984
	3		28 марта 1984
3.9	I		28 марта 1984
Раздел 4 Подготовка к выполнению			
Содержание	А	3	5 января 1987
	Б	7	20 марта 1993
4.I	I	6	5 февраля 1991
	2		28 марта 1984
	3		28 марта 1984
	4		28 марта 1984
	5		28 марта 1984
	6		28 марта 1984
	7	6	5 февраля 1991
	8	2	5 мая 1986

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
4.I	9		28 марта 1984
	I0	7	20 марта 1993
	II	8	I ноября 1995
	I2		28 марта 1984
	I3		28 марта 1984
	I4		28 марта 1984
	I5		28 марта 1984
	I6	3	5 января 1987
	I7	6	5 февраля 1991
4.2	I		28 марта 1984
	2		28 марта 1984
	3	3	5 января 1987
	4		28 марта 1984
	5		28 марта 1984
	6		28 марта 1984
	7	6	5 февраля 1991
	8	7	20 марта 1993
	9		28 марта 1984
	I0		28 марта 1984
	II	6	5 февраля 1991
	I2	7	20 марта 1993
	I3	6	I ноября 1995
	I4	7	20 марта 1993
	I5	7	20 марта 1993
	I6	7	20 марта 1993
	I7	7	20 марта 1993
	I8	7	20 марта 1993
	I8а	II-А	I0 ноября 2004
	I9	II-А	I0 ноября 2004
	20	II-А	I0 ноября 2004
	20а	5	5 января 1989
	2I	5	5 января 1989
	22	2	5 мая 1986
	23	2	5 мая 1986
	24	7	20 марта 1993
	25	4	I0 сентября 1987
	26	6	5 февраля 1991
	27	7	20 марта 1993
	28		28 марта 1984
	29	2	5 мая 1986
	30	7	20 марта 1993

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 8

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
	3I		28 марта I984
4.2	32	7	20 марта I993
	32а	8	I ноября I995
	32б	8	I ноября I995
	32в/г	8	I ноября I995
	33	7	20 марта I993
	34	5	5 января I989
	35		28 марта I984
	36		28 марта I984
	37		28 марта I984
	38		28 марта I984
	39	7	20 марта I993
	40	3	5 января I987
	4I	8	I ноября I995
	42	7	20 марта I993
	43	3	5 января I987
	44	3	5 января I987
	45	3	5 января I987
	46	3	5 января I987
	46а	3	5 января I987
	47	7	20 марта I993
	48	7	20 марта I993
	48а	7	20 марта I993
	49		28 марта I984
	50		28 марта I984
	5I	3	5 января I987
	52	7	20 марта I993
	53	7	20 марта I993
	54	7	20 марта I993
Раздел 5 Летные характеристики			
Общее содержание	A		28 марта I984
5.I Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
5.2 Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
5.2	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
5.3 Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2	6	5 февраля I99I
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6	3	5 января I987
	6а	3	5 января I987
	7/8		28 марта I984
	9/I0		28 марта I984
	II/I2		28 марта I984
	I3/I4		28 марта I984
	I5/I6		28 марта I984
	I7/I8	3	5 января I987
	I9/20	6	5 февраля I99I
	2I/22	3	5 января I987
	23/24	6	5 февраля I99I
	25/26		28 марта I984
	27/28	6	5 февраля I99I
	29/30	6	5 февраля I99I
	3I/32		28 марта I984
	33/34	6	5 февраля I99I
	35/36		28 марта I984
	37	3	5 января I987
	38	3	5 января I987
	39	3	5 января I987
	40	3	5 января I987
	4I	3	5 января I987
	42	3	5 января I987
	43	3	5 января I987

Ц.ТТ

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 7

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
5.3	44	3	5 января I987
	45	3	5 января I987
	46	3	5 января I987
5.4			
Содержание	A		28 марта I984
	I/2		28 марта I984
	3/4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6	7	20 марта I993
	6а	3	5 января I987
	7		28 марта I984
	8	3	5 января I987
	9/I0		28 марта I984
	II/I2		28 марта I984
	I3/I4		28 марта I984
	I5/I6		28 марта I984
	I7/I8	3	5 января I987
	I9/20		28 марта I984
	2I/22		I2 апреля I985
	23/24		28 марта I984
	25/26		28 марта I984
	27/28	3	5 января I987
	29/30	3	5 января I987
5.5	A	5	5 января I989
Содержание	I	5	5 января I989
	2		28 марта I984
	3/4	5	5 января I989
	5		28 марта I984
	6	4	I0 октября I987
	7	4	I0 октября I987
	8	4	I0 октября I987
	9	4	I0 октября I987
	I0	4	I0 октября I987
	II	4	I0 октября I987
	I2	4	I0 октября I987
	I3	4	I0 октября I987
	I4	4	I0 октября I987
	I4а	6	5 февраля I99I
	I4б	6	5 февраля I99I
	I4в	6	5 февраля I99I
	I4г	6	5 февраля I99I
	I4д	6	5 февраля I99I
	I4е	6	5 февраля I99I
	I5/I6		28 марта I984
	I7/I8		28 марта I984

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
5.5	I9		28 марта I984
	20		28 марта I984
	2I		28 марта I984
	22		28 марта I984
	23		28 марта I984
	24		28 марта I984
	25		28 марта I984
	26		28 марта I984
	27		28 марта I984
	28		28 марта I984
	29/30		28 марта I984
	3I		28 марта I984
	32		28 марта I984
	33/34		28 марта I984
	35/36		28 марта I984
	37/38		28 марта I984
	39		28 марта I984
	40		28 марта I984
	4I/42		28 марта I984
	43/44		28 марта I984
	45		28 марта I984
	46		28 марта I984
	47		28 марта I984
	48		28 марта I984
	49		28 марта I984
	50		28 марта I984
	5I		28 марта I984
	52		28 марта I984
	53/54		28 марта I984
	55/56		28 марта I984
	57/58		28 марта I984
	59/60		28 марта I984
	6I/62		28 марта I984
	63/64		28 марта I984
	65/66		28 марта I984
	67/68		28 марта I984
	69/70		28 марта I984
	7I/72		28 марта I984
	73/74		28 марта I984
	75	I	I августа I985
	76	I	I августа I985
	8I	I	I августа I985
	89	4	I0 октября I987
	89а	4	I0 октября I987
	89б	4	I0 октября I987
	89в	4	I0 октября I987

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 9

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
5.5	89г	4	I0 октября I987
	90	4	I0 октября I987
	90а	4	I0 октября I987
	90б	4	I0 октября I987
	90в	4	I0 октября I987
	90г	4	I0 октября I987
	9I	4	I0 октября I987
	92	4	I0 октября I987
	92а	4	I0 октября I987
	92б	4	I0 октября I987
	92в	4	I0 октября I987
	93/94		28 марта I984
	95		28 марта I984
	96		28 марта I984
	97		28 марта I984
	98		28 марта I984
	99/I00		28 марта I984
	I0I/I02		28 марта I984
	I03/I04		28 марта I984
	I05		28 марта I984
	I06		28 марта I984
	I07/I08		28 марта I984
	I09/II0		28 марта I984
	III/II2		28 марта I984
	II3/II4		28 марта I984
	II5/II6		28 марта I984
	II7/II8		28 марта I984
	II9		28 марта I984
	I20	4	I0 октября I987
	I2I		28 марта I984
	I22		28 марта I984
	I23		28 марта I984
	I24		28 марта I984
	I25/I26		28 марта I984
	I27/I28		28 марта I984
	I29/I30		28 марта I984
	I3I/I32		28 марта I984
	I33/I34		28 марта I984
	I35/I36		28 марта I984
	I37/I38		28 марта I984
	I39		28 марта I984
	I40		28 марта I984
	I4I		28 марта I984
	I42		28 марта I984
5.5	I43		28 марта I984
	I44		28 марта I984
	I45/I46		28 марта I984
5.6 Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2	I	I августа I985
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5	4	I0 октября I987
	6	4	I0 октября I987
	7	4	I0 октября I987
	8	4	I0 октября I987
	9/I0	4	I0 октября I987
	II/I2		28 марта I984
	I3/I4		28 марта I984
	I5/I6		28 марта I984
	I7/I8		28 марта I984
	I9/20		28 марта I984
	2I/22		28 марта I984
	23/24		28 марта I984
	25/26		28 марта I984
	27/28		28 марта I984
	29/30		28 марта I984
	3I/32		28 марта I984
	33/34		28 марта I984
Приложение I	I		28 марта I984
	2	8	I ноября I995
	3	9	20 января I998
	4	8	I ноября I995
	5	8	I ноября I995
	6	8	I ноября I995
	7	8	I ноября I995
Приложение 2	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
	8		28 марта I984

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение №I0

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
Приложение2	9		28 марта I984
	I0		28 марта I984
	II/I2		28 марта I984
	I3/I4		28 марта I984
	I5		28 марта I984
	I6		28 марта I984
	I7/I8		28 марта I984
	I9/20		28 марта I984
	2I		28 марта I984
Приложение3			
Содержание	A		28 марта I984
I	I		28 марта I984
2	I		28 марта I984
3	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
4	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
5	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
	8		28 марта I984
	9		28 марта I984
	I0		28 марта I984
	II/I2		28 марта I984
	I3		28 марта I984
	I4	7	20 марта I993
	I5	7	20 марта I993
	I6	7	20 марта I993
	I7	7	20 марта I993
	I8	7	20 марта I993
	I9	7	20 марта I993
	20	7	20 марта I993
	20а	7	20 марта I993
	2I/22		28 марта I984
	23		28 марта I984
Приложение4	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3	5	5 января I989
	4	5	5 января I989
Приложение 4	4а	5	5 января I989
	4б	5	5 января I989
	4в	5	5 января I989
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7	5	5 января I989
	8	I0	25 октября I999
	9	6	5 февраля I99I
	I0	I0	25 октября I999
	II	5	5 января I989
Приложение 5	I		28 марта I984
	2	6	5 февраля I99I
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7/8		28 марта I984
	9/I0		28 марта I984
	II/I2		28 марта I984
	I3/I4		28 марта I984
	I5/I6		28 марта I984
	I7/I8		28 марта I984
	I9		28 марта I984
	20		28 марта I984
Приложение 6	I	3	5 января I987
	2	3	5 января I987
	3/4		28 марта I984
	5/6		28 марта I984
	7/8		28 марта I984
	9/I0		28 марта I984
Приложение 7			
Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7/8		28 марта I984
	9/I0		28 марта I984
	II		28 марта I984

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 9

Перечень действующих страниц

Раздел Подраздел	Страница	№ изменения	Дата
Приложение8			
Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3	2	5 мая I986
	4	3	5 января I987
	5		28 марта I984
	6		28 марта I984
	7		28 марта I984
	8		28 марта I984
	9		28 марта I984
	I0		28 марта I984
	II		28 марта I984
	I2		28 марта I984
	I3		28 марта I984
	I4		28 марта I984
	I5		28 марта I984
Приложение9			
Содержание	A		28 марта I984
	I		28 марта I984
	2		28 марта I984
	3		28 марта I984
	4		28 марта I984
	5/6		28 марта I984
	7/8		28 марта I984
	9/I0		28 марта I984
	II		28 марта I984
	I2		28 марта I984
Приложение I0			
Содержание	A	I	I августа I985
	I	I	I августа I985
	2	4	I0 октября I987
	3	I	I августа I985
	4	I	I августа I985
	5	I	I августа I985
	6	I	I августа I985
	7	I	I августа I985
	8	I	I августа I985
Приложение I2	I	9	20 января I998
	2	9	20 января I998
	3	9	20 января I998
	4	9	20 января I998
	5	9	20 января I998
	6	9	20 января I998
	7	9	20 января I998
	8	9	20 января I998
	9	9	20 января I998

Ил-76 ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

К Н И Г А I

ЛИСТ УЧЕТА ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№ изменения	К разделу, странице	Дата издания	К-во стр.	Подпись	Дата изъятия	Подпись
27(2.I2)	2.I2. Стр.I2	25 декабря I992	I			
28(2)	2. Стр.I2	I9 мая I989	3			
33(3.I)	3.I. Стр.I,3а	25 декабря I992	5			
(6.I)	6.I. Стр.I9,22, 32					
44(4.2)	4.2. Стр.34,35	25 декабря I992	5			
(6.I)	6.I. Стр.2I,22 23					
48(4.2)	4.2. Стр.5I	25 мая I992	I			
82(4.2)	4.2. Стр.5I	20 января I993	I			
59(Пр.4	Пр.4. Стр.I0	20 января I993	I2			
(6.I2.25)	6.I2.25 Стр.I,4					
(6.I2.30)	6.I2.30 Стр.2					
(6.I2.34)	6.I2.34 Стр.I,2, 7					
(6.I2.35)	6.I2.35 Стр.I,8, I6,I7					
92(3.I)	3.I Стр.8	2 июня I994	4	3.I Стр.8 действ.с I9644		
(3.8)	3.8. Стр.2					
(6.II)	6.II. Стр.2,5					
99(2.	2. Стр.9	I3 июня I995	6			
(3.I)	3.I. Стр.I					
(6.I)	6.I. Стр.32					
I07(4.2)	4.2 Стр.I	25 июня I998	I			
II2(4.2)	4.2 Стр.38	8 октября I998	2			
(6.9)	6.9 Стр.37					
II5(3.5)	3.5 Стр.I	29 июля I999	I4			
(4.2)	4.2 Стр.II,I4 I8,28,49					
(Пр.4)	Пр.4 Стр.7					
(6.I)	6.I Стр.8,I9,35					
(6.2)	6.2 Стр.5,II					
(6.6)	6.6 Стр.I8					
(6.7)	6.7 Стр.27					
I6(4.2)	4.2 Стр.I8	20октября I999	2			
(Пр.I)	Пр.I Стр.7					

СПРАВОЧНЫЕ СВЕДЕНИЯ

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

СПРАВОЧНЫЕ СВЕДЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
ОПРЕДЕЛЕНИЯ	I
УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.	3
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ОТ МСА . . .	4
ПЕРЕВОД ФУТОВ В МЕТРЫ	5
ПЕРЕВОД ФУНТОВ В КИЛОГРАММЫ	6
ПЕРЕВОД АТМОСФЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ В БАРОМЕТРИЧЕСКУЮ ВЫСОТУ	7
ПЕРЕВОД ГРУДУСОВ ФАРЕНГЕЙТА В ГРАДУСЫ ЦЕЛЬСИЯ	8
ПЕРЕВОД ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ В ИНДИКАТОРНУЮ СКОРОСТЬ	9
ПЕРЕВОД ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ В ВОЗДУШНУЮ СКОРОСТЬ	IO

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

СПРАВОЧНЫЕ СВЕДЕНИЯ

ОБОЗНАЧЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

TAS (V) – воздушная скорость – скорость перемещения самолета относительно воздуха.

EAS (V_i) – индикаторная скорость, равная TAS $(\frac{\rho}{\rho_0})^{1/2}$

IAS ($V_{пр}$) – приборная скорость – показания указателя воздушной скорости приемника воздушного давления (ПВД) с поправкой только на погрешность показаний прибора.

ISA (МСА) – международная стандартная атмосфера

V_{MCG} ($V_{МЭР}$) – минимальная эволютивная приборная скорость (IAS) на разбеге – наименьшая скорость, при которой обеспечивается управляемость и выдерживается направление движения по ВПП при внезапном полном отказе критического двигателя на разбеге и взлетном положении закрылков; управляемость обеспечивается только отклонением рулей и элеронов

V_{MCA} ($V_{МЭВ}$) – минимальная эволютивная приборная скорость (IAS), при которой обеспечивается управляемость самолета и выдерживается направление движения при наборе высоты после взлета с полностью неработающим критическим двигателем и взлетном положении механизации крыла; управляемость обеспечивается только отклонением рулей и элеронов при угле крена не более 5^0

V_1 – приборная скорость (IAS) принятия решения – наибольшая скорость на разбеге, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение взлета в пределах располагаемой длины ВПП, так и продолжение взлета

V_R ($V_п$) – приборная скорость (IAS), при которой командир корабля отклоняет штурвал "на себя", чтобы оторвать колеса носовой ноги шасси от ВПП для вывода самолета на взлетный угол атаки

V_2 – безопасная приборная скорость (IAS) взлета – наименьшая скорость, при которой допускается начальный набор высоты в случае продолженного взлета с неработающим двигателем

V_S – приборная скорость срыва (IAS) – минимальная скорость, определяемая началом срыва (сваливания) при заданных конфигурации, полетном весе и режиме работы двигателей

V_{S_0} – приборная скорость срыва (IAS) при посадочном положении механизации крыла

V_{NO} ($V_{МЭ}$) – максимальная приборная скорость (IAS) в эксплуатации для длительных полетов

V_{NE} ($V_{МД}$) – максимальная приборная скорость (IAS) при экстренном снижении для кратковременных режимов полета

V_{MK} – скорость, соответствующая коэффициенту подъемной силы самолета, при котором отношение $\frac{\text{коэф.подъемной силы}}{\text{коэф.лобового сопротивл.}}$ является максимальным

$\frac{V_1}{V_R}$ – отношение скоростей при отказе двигателя на взлете; отношение $\frac{V_1}{V_R}$ должно соответствовать максимально допустимому весу

M_{MO} ($M_{МЭ}$) – максимальное число М в эксплуатации для длительных режимов полета

Д – параметр, зависящий от располагаемой взлетной дистанции и располагаемой дистанции прерванного взлета

R – параметр, зависящий от располагаемой дистанции разбега и располагаемой дистанции прерванного взлета

ПРИМЕЧАНИЕ. Определения, применяемые в настоящем Руководстве, соответствуют терминологии Международной организации гражданской авиации ИКАО. Обозначения, указанные в скобках, приведены в соответствии с Нормами летной годности гражданских самолетов СССР.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ρ – плотность воздуха

ρ_0 – плотность воздуха на уровне моря по МСА

G – вес

T – температура газов

t – температура воздуха

t^* – заторможенная температура газов

L – длина

H – высота

α – угол атаки

S – площадь крыла

ψ – угол курса

n – число оборотов в минуту

$n_ф$ – физические обороты

$n_{нд}$ – число оборотов ротора низкого давления (НД)

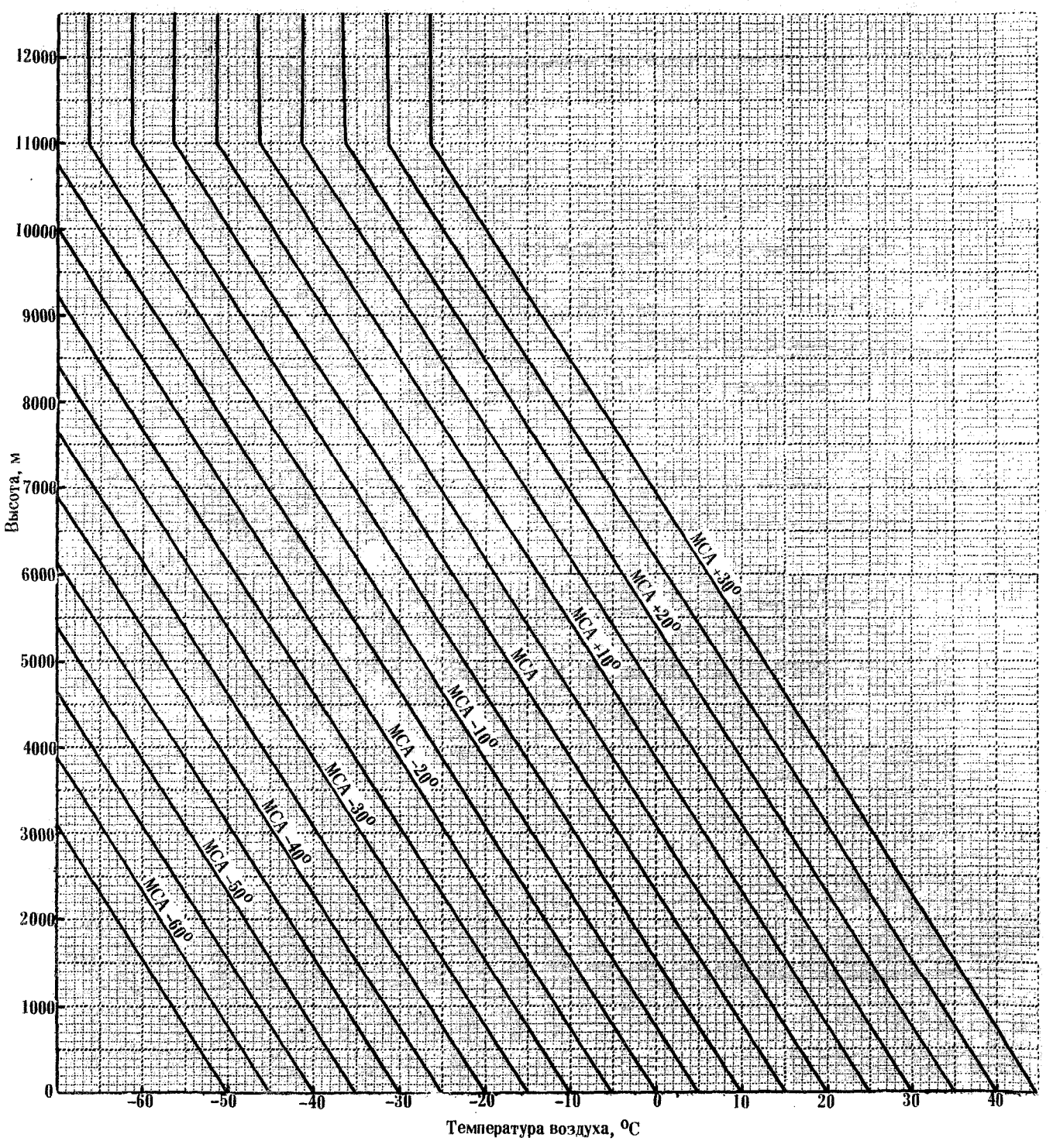
$n_{вд}$ – число оборотов ротора высокого давления (ВД)

$n_{пр}$ – приведенные обороты ротора ВД

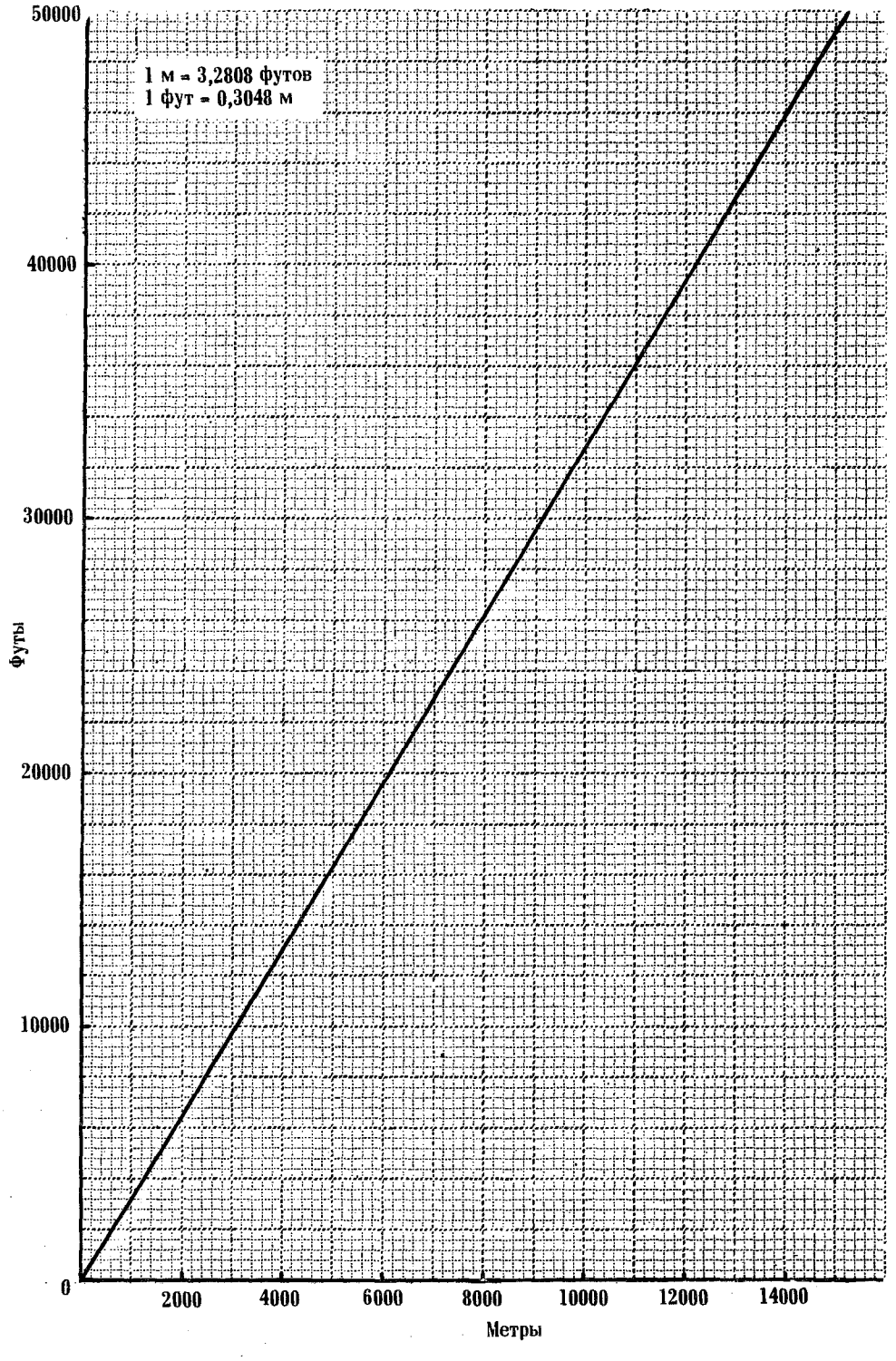
t^*_5 – температура газа перед турбиной НД

t^*_6 – температура газа за турбиной НД

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТКЛОНЕНИЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ОТ МСА (IAS)

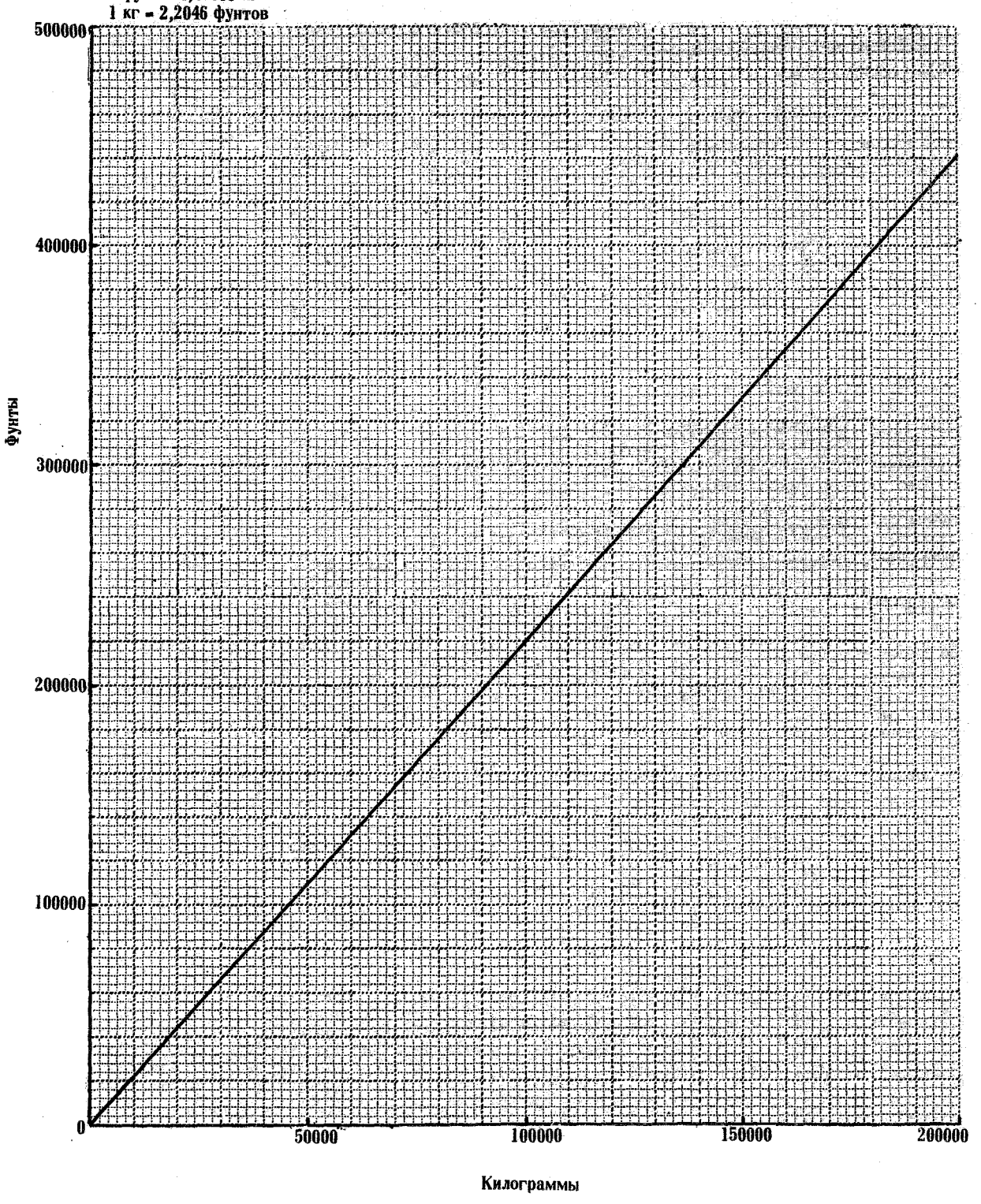


ПЕРЕВОД ФУТОВ В МЕТРЫ

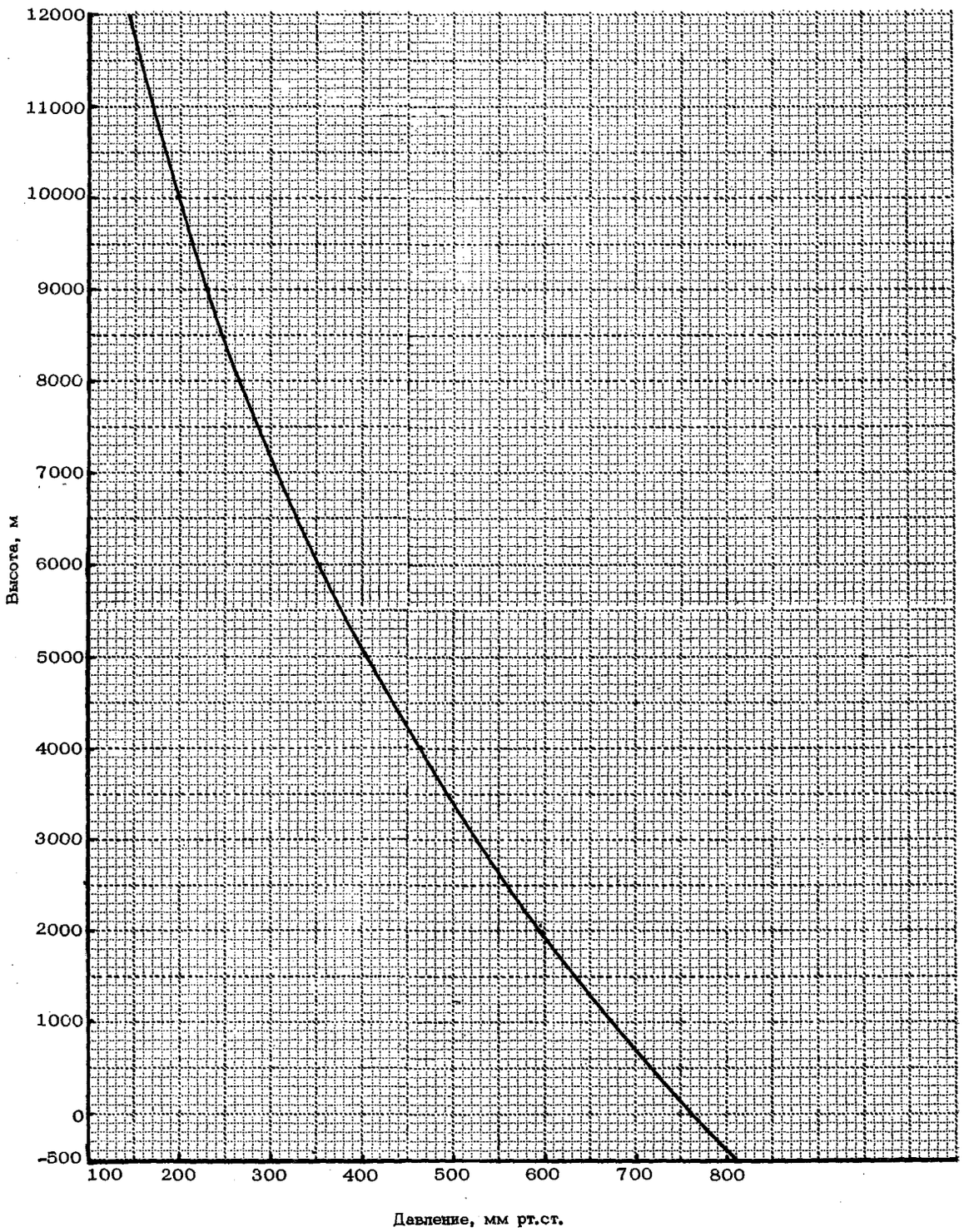


ПЕРЕВОД ФУНТОВ В КИЛОГРАММЫ

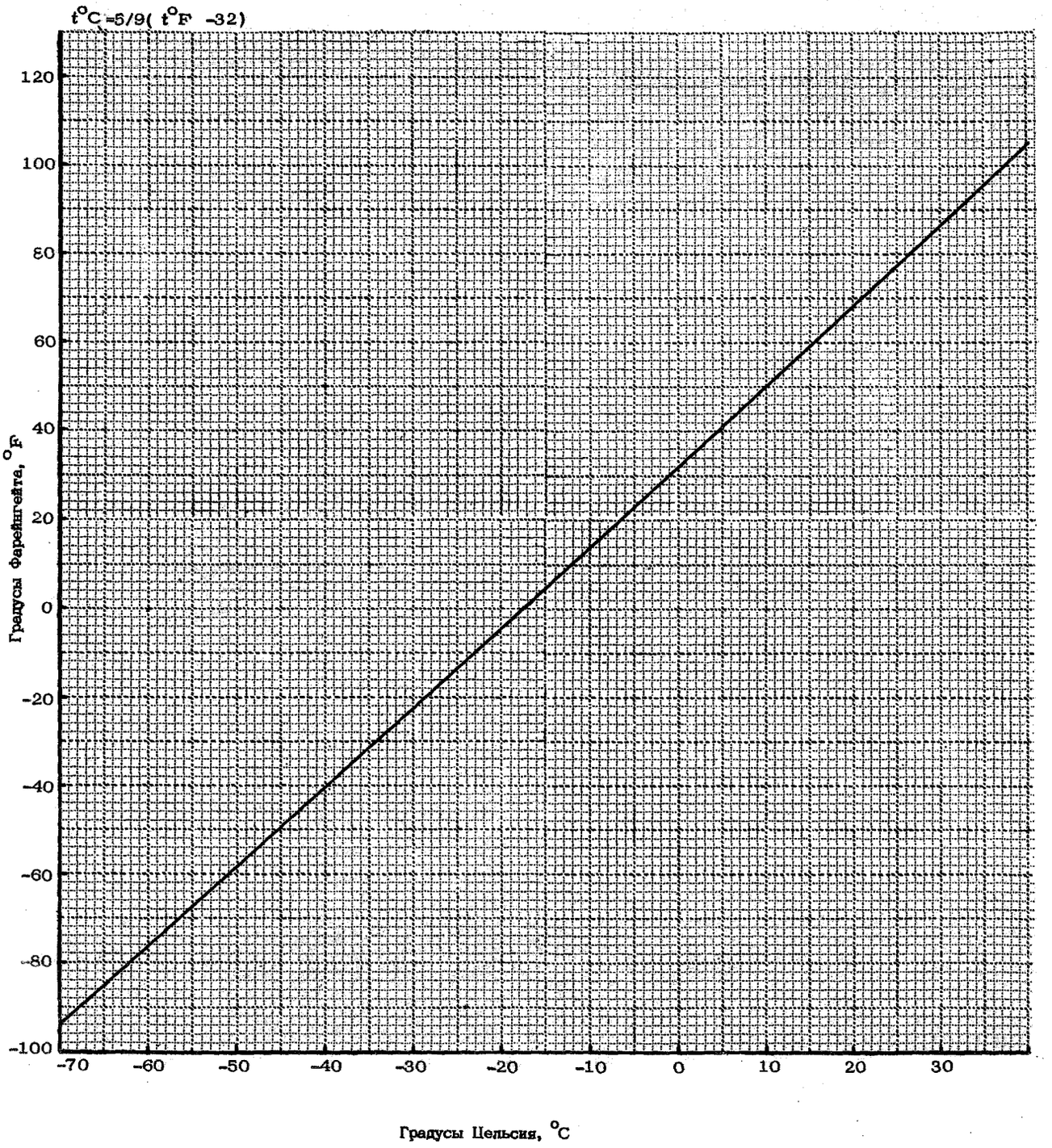
1 фунт = 0,45359 кг
1 кг = 2,2046 фунтов

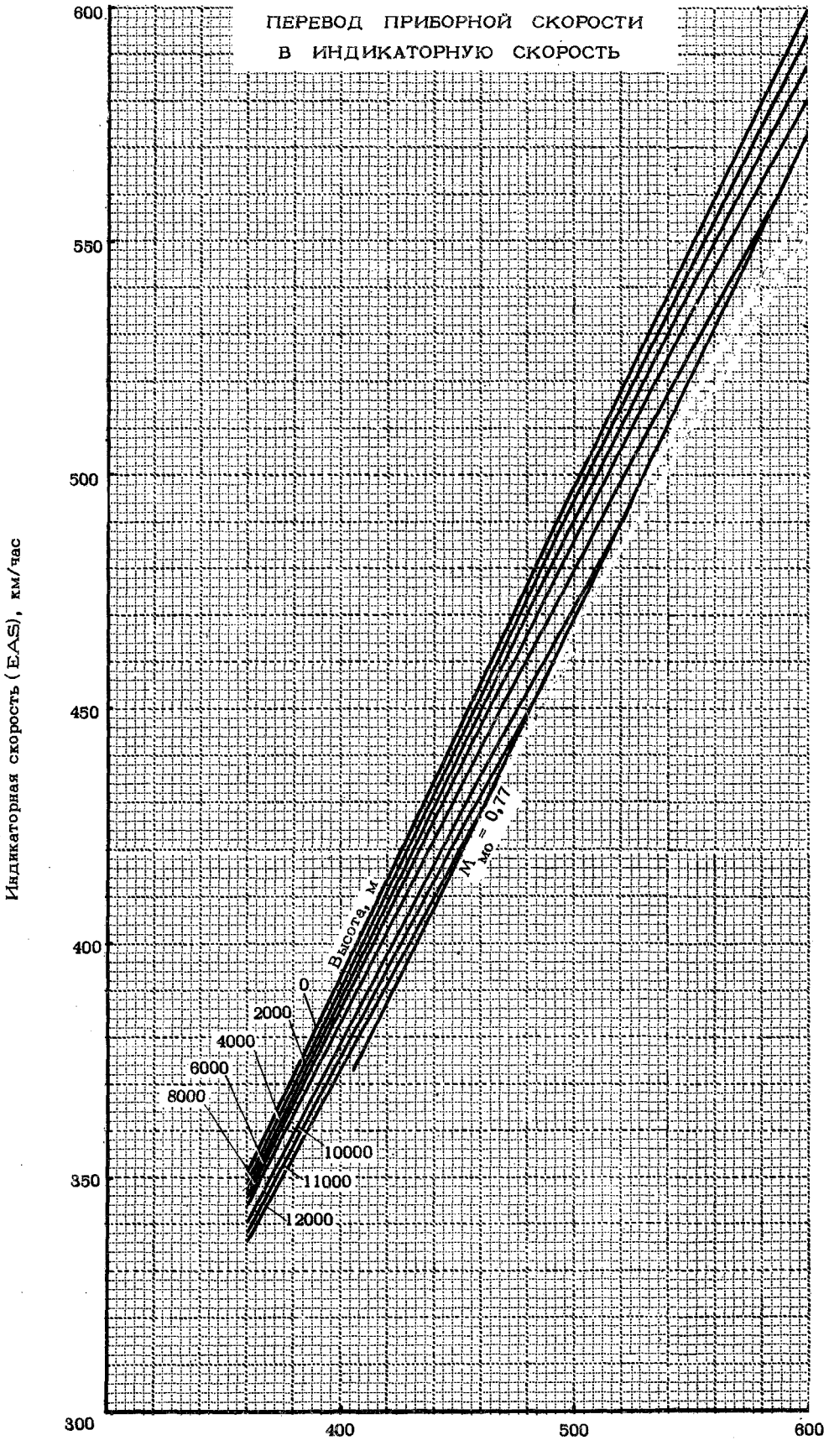


ПЕРЕВОД АТМОСФЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ В БАРОМЕТРИЧЕСКУЮ ВЫСОТУ

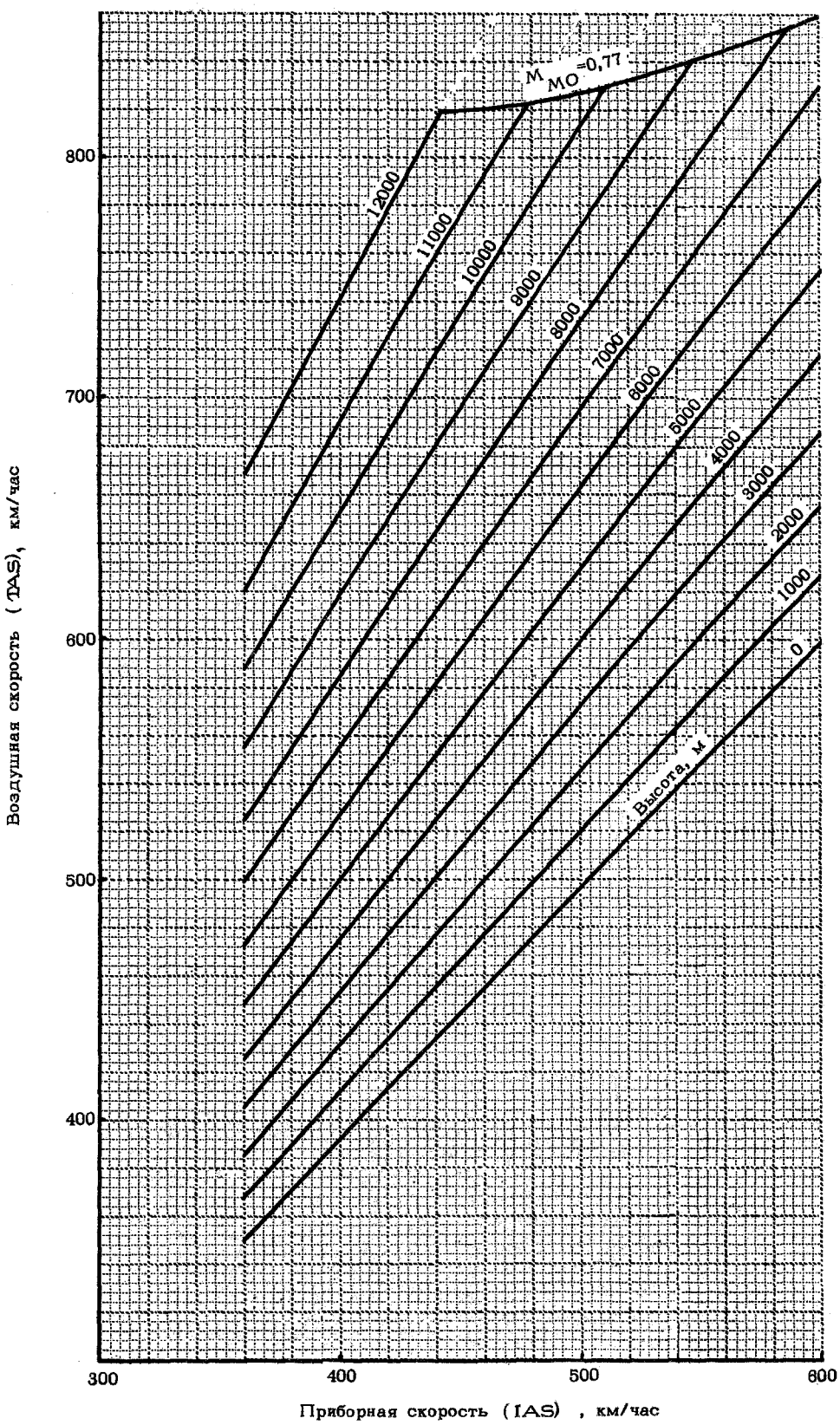


ПЕРЕВОД ГРАДУСОВ ФАРЕНГЕЙТА В ГРАДУСЫ ЦЕЛЬСИЯ




ПЕРЕВОД ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ
В ИНДИКАТОРНУЮ СКОРОСТЬ
Индикаторная скорость (EAS), км/час
Приборная скорость (IAS), км/час
600
550
500
450
400
350
300
400
500
600
Высота, м
0
2000
4000
6000
8000
10000
11000
12000
M мо = 0,77

ПЕРЕВОД ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ В ВОЗДУШНУЮ СКОРОСТЬ



Раздел 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РАЗДЕЛ I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

I.I. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

I.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

I.I. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

Самолет Ил-76Т (Ил-76ТД) предназначен для перевозки крупногабаритной техники и грузов на магистральных воздушных трассах.

Экипаж самолета состоит из семи человек: командира корабля, второго пилота, штурмана, бортинженера, бортрадиста, старшего бортоператора и бортоператора.

Самолет представляет собой свободнонесущий моноплан с высокорасположенным стреловидным крылом и стреловидным хвостовым оперением. Крыло снабжено мощной механизацией в виде предкрылков, раздвижных трехщелевых закрылков, спойлеров и тормозных щитков.

Герметичная часть фюзеляжа разделена на кабину экипажа и грузовую кабину. Кабина экипажа представляет собой двухпалубный отсек: на верхней палубе расположена кабина пилотов, на нижней - кабина штурмана. В передней части фюзеляжа на левом и правом бортах расположены две входные двери. Грузовой люк занимает заднюю часть пола грузовой кабины и нижнюю хвостовую часть фюзеляжа. В нижней части фюзеляжа расположены три багажных люка. В грузовой кабине имеются аварийные выходы.

Под крылом на пилонах установлено четыре турбореактивных двигателя Д-30КП. Двигатели двухконтурные, двухкаскадные, с устройством для реверсирования тяги при пробеге.

В обтекателе левых главных ног шасси размещена вспомогательная силовая установка, используемая для воздушного запуска двигателей, питания системы кондиционирования самолета на земле и питания бортсети электроэнергией переменного и постоянного тока.

Гидросистема самолета делится на две независимые одна от другой системы. Гидросистема обеспечивает управление уборкой и выпуском шасси, торможением колес главных ног, поворотом колес носовой ноги, предкрылками, закрылками, спойлерами, тормозными щитками, входными дверями, грузолюком, хвостовой опорой и стеклоочистителями.

Шасси самолета имеет пятиопорную схему, оно состоит из четырех главных ног (с четырьмя тормозными колесами на каждой ноге) и носовой ноги. На амортизационной стойке носовой ноги установлено четыре колеса, поворот которых осуществляется системой управления.

Система управления рулями, элеронами и спойлерами бустерная, выполнена по необратимой схеме. Управление рулями и элеронами осуществляется с помощью автоном-

ных рулевых машин. Спойлеры отклоняются в тормозном и элеронном режимах. Управление предкрылками, закрылками и тормозными щитками электрогидравлическое, управление стабилизатором - электромеханическое.

Пилотажно-навигационное оборудование самолета обеспечивает:

автоматическое счисление навигационных параметров полета по данным автономных средств навигации и выработку управляющих сигналов для выполнения полета по запрограммированному маршруту и для захода на посадку;

требуемые характеристики устойчивости с помощью демпферов крена и рыскания;

автоматическое и директорное управление самолетом в полете;

измерение и индикацию пилотажно-навигационных параметров полета.

Топливная система осуществляет питание топливом основных двигателей и двигателя ВСУ. Система имеет устройство для заправки топливных баков снизу под давлением.

Воздушно-тепловая противообледенительная система предохраняет от обледенения предкрылки, носовые части воздухозаборников двигателей, входные направляющие аппараты и коки двигателей. Стекла фонаря кабины экипажа, носовая часть хвостового оперения, приемники полного давления и датчики углов атаки оборудованы системой электрообогрева.

Основным средством электроснабжения является система переменного трехфазного тока напряжением 200/II5в и частотой 400 гц. Система постоянного тока напряжением 27 в и система переменного трехфазного тока напряжением 36в, частотой 400 гц являются вторичными.

Кислородное оборудование самолета обеспечивает питание кислородом членов экипажа и сопровождающих в терапевтических целях и в аварийных ситуациях.

Самолет Ил-76ТД является модификацией самолета Ил-76Т и в сравнении с ним имеет следующие основные отличия:

усилена конструкция планера;

увеличена коммерческая нагрузка;

увеличен максимальный взлетный вес самолета до I90 т;

увеличено количество заправляемого топлива;

установленные на самолете двигатели Д-30КП 2 серии сохраняют максимальную взлетную тягу до температуры наружного воздуха +23°С (вместо I5°С у двигателя I серии).

Геометрические характеристики системы и оборудование самолета остались без изменений.

I.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ (фиг.I-I)

Общие геометрические данные

Длина самолета,	46,6
Высота самолета,	I4,76
Колея шасси (по внешним колесам), м	8,I6
База шасси, м	I4,I7

Фюзеляж

Длина, м	43,25
Диаметр миделевого сечения, м	4,8
Длина грузовой кабины без рампы, м	20
Длина грузовой кабины с рампой (до гермоперегородки), м	24,5
Длина рампы, м	5
Ширина рампы (эксплуатационная), м	3,45
Ширина грузовой кабины, м	3,45
Высота грузовой кабины, м	3,4
Стояночный угол наклона рампы, град	I4
Расстояние от земли до пола грузовой кабины, м	2,2

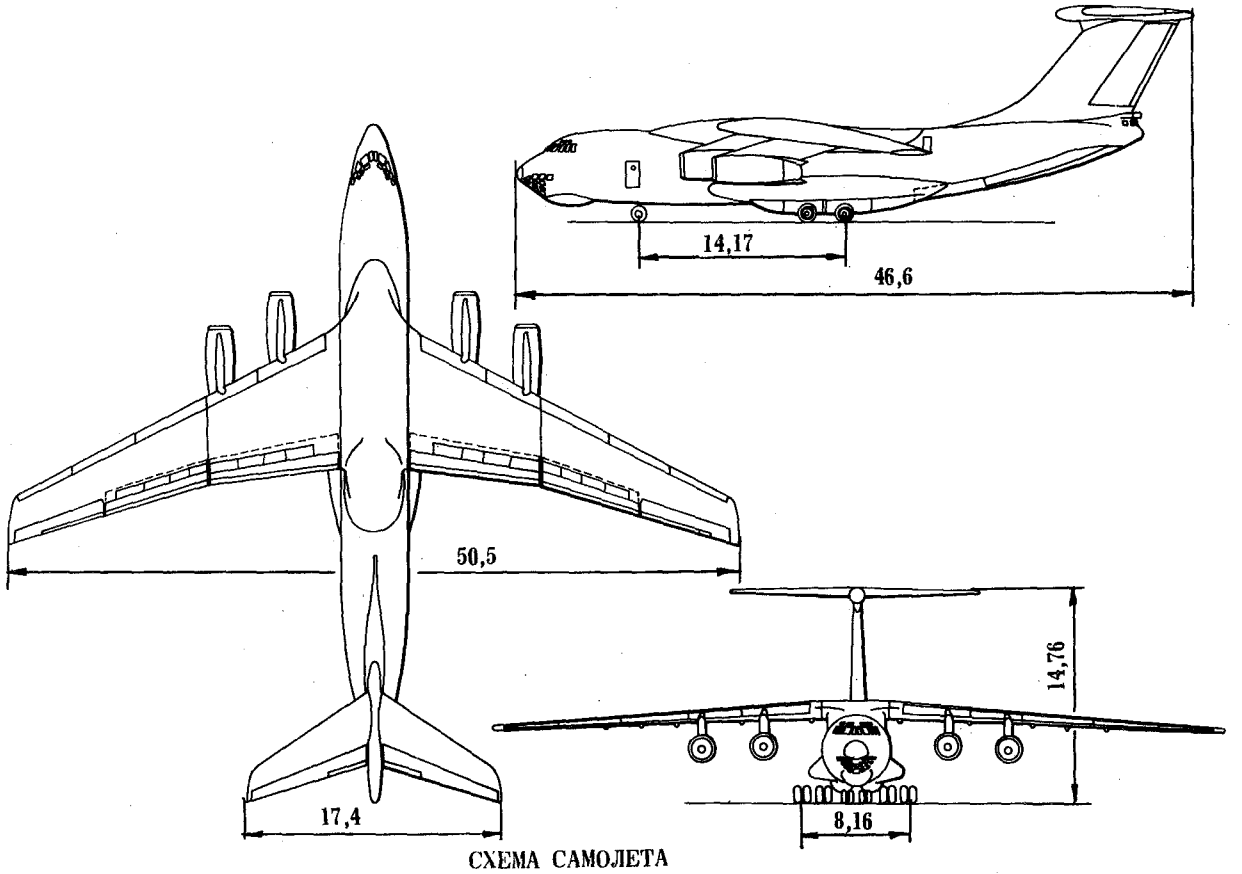


СХЕМА САМОЛЕТА

фиг.1-1

Размеры входных дверей, мм	1900 x 860
Размеры аварийных выходов, мм	1000 x 600
Размеры верхнего аварийного люка, мм	600 x 600
Размеры багажного отсека, мм	9000 x 1400 x 650
Размеры бокового и нижнего багажных люков, мм	1135 x 1050
Размеры заднего багажного люка, мм	550 x 500

Крыло

Размах, м	50,5
Площадь трапеции, $м^2$	300
Средняя аэродинамическая хорда (САХ), м	6,436
Удлинение	8,5
Сужение	3
Угол стреловидности (по линии 1/4 хорд), град	25
Угол поперечного v , град	-3
Установочный угол атаки, град:	
по борту фюзеляжа	3
на конце крыла	0

Оперение

Размах горизонтального оперения, м	17,4
Угол стреловидности горизонтального оперения (по линии 1/4 хорд), град	30
Угол стреловидности вертикального оперения (по линии 1/4 хорд), град	38

Гондолы двигателей

Расстояние от плоскости симметрии самолета до оси двигателя, м:	
внутреннего	6,35
внешнего	10,6
Расстояние от земли до нижней точки гондолы двигателя, м	2,55

Раздел 2

ОГРАНИЧЕНИЯ

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 3

РАЗДЕЛ 2

ОГРАНИЧЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСУ

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ

2.3. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

2.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

2.5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПРИБОРНЫМ СКОРОСТЯМ И ЧИСЛУ М

2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И УГЛОВ АТАКИ

2.7. КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА

2.8. МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЭКИПАЖА

2.9. МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ПАССАЖИРОВ

2.10. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

2.11. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВСУ

2.12. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО САУ

2.13. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

ВНИМАНИЕ ! ПРИВЕДЕННЫЕ В РАЗДЕЛЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫ ДЛЯ САМОЛЕТОВ Ил-76Т И Ил-76ТД.

ОГРАНИЧЕНИЯ, ОТНОСЯЩИЕСЯ К САМОЛЕТУ Ил-76ТД ОГОВОРЕНЫ ОСОБО.

2.I. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСУ

	Ил-76Т		Ил-76ТД	
	ИВПП	ГВПП	ИВПП	ГВПП
Максимальный рулежный вес, кг	I7I000	I53000	I9I000	I53000
Максимальный взлетный вес, кг*	I70000	I52000	I90000	I52000
Максимальный вес самолета без топлива, кг	I28000	II8000	I38000	I2I400
Максимальный посадочный вес, кг	I5I500	I35500	I5I500	I35500
Максимально допустимое количество топлива на исполнительном старте (при этом вес самолета не должен превышать максимальный взлетный вес), кг	84600	66600	90000	64000
Максимально допустимый вес топлива при посадке, кг :				
для самолетов № 0902-0904	30000	24000	-	-
для самолетов с № 0905	50000	30000	50000	30000
Максимальный вес коммерческой нагрузки (включая вес контейнеров, поддонов и служебной нагрузки), кг	43400	33400	50000	33400
Служебная нагрузка, кг	Разд. 5.5.5, приложение 3, см. табл. I.			

ПРИМЕЧАНИЯ:

I. Значения максимальных взлетного и посадочного весов могут быть дополнительно ограничены располагаемой взлетной или посадочной дистанциями, высотой аэродрома, температурой воздуха и потребным запасом высоты над препятствиями, которые в этом случае становятся лимитирующими (см. разд. 5).

2. В исключительных случаях разрешается выполнять посадку с любым весом до максимального взлетного включительно, а также с весом топлива, превышающим максимально-допустимый, при повышенном внимании экипажа.

3. Емкость топливной системы около I09500 л.

Максимально допустимый вес груза на рампе (включая вес контейнера), кг 5000

ПРИМЕЧАНИЯ:

I. Транспортировка груза на рампе весом 5000 кг допускается только в контейнерах УАК-5 или УАК-5А на самолетах, рампы которых оборудованы швартовочными узлами для крепления этих контейнеров.

2. При установке на рампу груза весом от 2000 до 5000 кг избыточное давление в грузовой кабине должно быть уменьшено до значений, указанных в табл.п.6.8.3М.

3. Размещение и швартовка груза на рампе должны отвечать требованиям "Инструкции по погрузке, выгрузке, швартовке грузов на самолетах ИЛ-76 Гражданской авиации".

* Максимальный взлетный вес самолета на аэродромах класса "Б" с покрытием класса "В" - I55000 кг.

Изменение № I0

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ

Предельно передняя допустимая центровка, % САХ 20
Предельно задняя допустимая центровка, % САХ 40

2.3. УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

Разрешается эксплуатация самолета днем и ночью, в условиях визуального полета и полета по приборам, в условиях обледенения и при полете над большими водными пространствами.

Самолеты ИЛ-76Т(ТД), оборудованные навигационным комплексом "Купол" и инерциальными системами (И-II-76) или И-2I), допускаются к полетам в системе зональной навигации BRNAV в Европейском регионе при действии нормативов RNP-5.

Полеты в условиях обледенения разрешаются :

при температуре наружного воздуха не ниже – I5°С;

при интенсивности обледенения не выше 2 мм/мин (по указателю "ЛЕД" сигнализатора-интенсиметра обледенения).

Допустимое время полета в условиях обледенения не более I5 мин.

При температуре наружного воздуха ниже –I5°С и при интенсивности обледенения более 2 мм/мин необходимо принять меры для выхода из зоны обледенения.

Условия эксплуатации самолета в зависимости от температуры воздуха, высоты полета и высоты аэродрома приведены в таблице :

Режим полета	Температура воздуха, °С	Высота по атмосферному давлению, м
Взлет	от –55 до +45	от – 300 до I800
Посадка	от –55 до +45	от – 300 до I800
Полет по маршруту	от –70 до +45	от 400 до I2000

Самолет можно эксплуатировать в диапазоне температур (фиг.2-I), ограниченных линиями "Максимальная для арктических условий" и "Максимальная межконтинентальная ИКАО".

При отрицательных температурах, выходящих за пределы крайних значений указанного диапазона, эксплуатировать самолет разрешается, но характеристики его должны приниматься не лучшими, чем для наименьшей приведенной температуры.

Запрещается летная эксплуатация самолета на черноземных грунтовых ВПП без дернового покрова при размокшем верхнем слое грунта.

Минимум для взлета и посадки

По скоростной классификации воздушных судов ИКАО самолет ИЛ-76Т(ТД) относится к категории "С".

А. Минимум для взлета

С огнями осевой линии (днем и ночью)	Видимость (дальность видимости) на ВПП, М			
	Без огней осевой линии (с маркировкой осевой линии)			
	При наличии ОВИ		Без ОВИ	
	Днем	Ночью	Днем	Ночью
200	400	500	500	700

ПРИМЕЧАНИЯ: I. Минимумы применяются при наличии запасного аэродрома, время полета до которого от аэродрома вылета не превышает двух часов. В качестве запасного аэродрома в этом случае принимается аэродром, на котором фактические и прогнозируемые метеоусловия не ниже минимума для посадки на нем. При отсутствии запасного аэродрома решение на вылет принимается, если метеоусловия на аэродроме вылета не хуже минимума для посадки на нем.

2. Минимум 200 м применяется при коэффициенте сцепления на ВПП не менее 0,5 и боковой составляющей скорости ветра не более половины предельно допустимого значения для взлета.

Изменение № 9

Б. Минимум для посадки

	Высота принятия решения, м	Видимость, м
Автоматический заход*	60	550
Директорный заход	60	550
По радиомаячной системе посадки (ПСП)	100	1200
По радиолокационной системе посадки и приводным радиостанциям (РСП+ОСП)	100	1200
По радиолокационной системе посадки (РСП)	120	1500
По двум приводным радиостанциям (ОСП)	120	1800
По одной приводной радиостанции (ОПРС)	250	4000

Минимум визуального захода на посадку:
минимальная высота снижения ($H_{мс}$) - 180 м
Видимость - 3000 м.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Минимум для посадки 60 х 550 м устанавливается на аэродромах, оборудованных светотехническим оборудованием II категории.

2. На аэродромах со светотехническим оборудованием I категории - - минимум для посадки 60 х 800 м.

2.4. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

Допустимый диапазон маневренных перегрузок в полете :

с убранной механизацией крыла	от минус 0,3 до плюс 2
с выпущенной механизацией крыла	от плюс 0,2 до плюс 1,7

Для самолета ИЛ-76ТД допустимый диапазон маневренных перегрузок в полете с весом 170 - 190 т :

с убранной механизацией крыла	от минус 0,3 до плюс 1,8
с выпущенной механизацией крыла	от плюс 0,2 до плюс 1,5

Допустимые маневренные перегрузки в эксплуатации для различного веса в зависимости от скорости полета (числа М) при различных конфигурациях самолета приведены на фиг. 2-2 и фиг. 2-3.

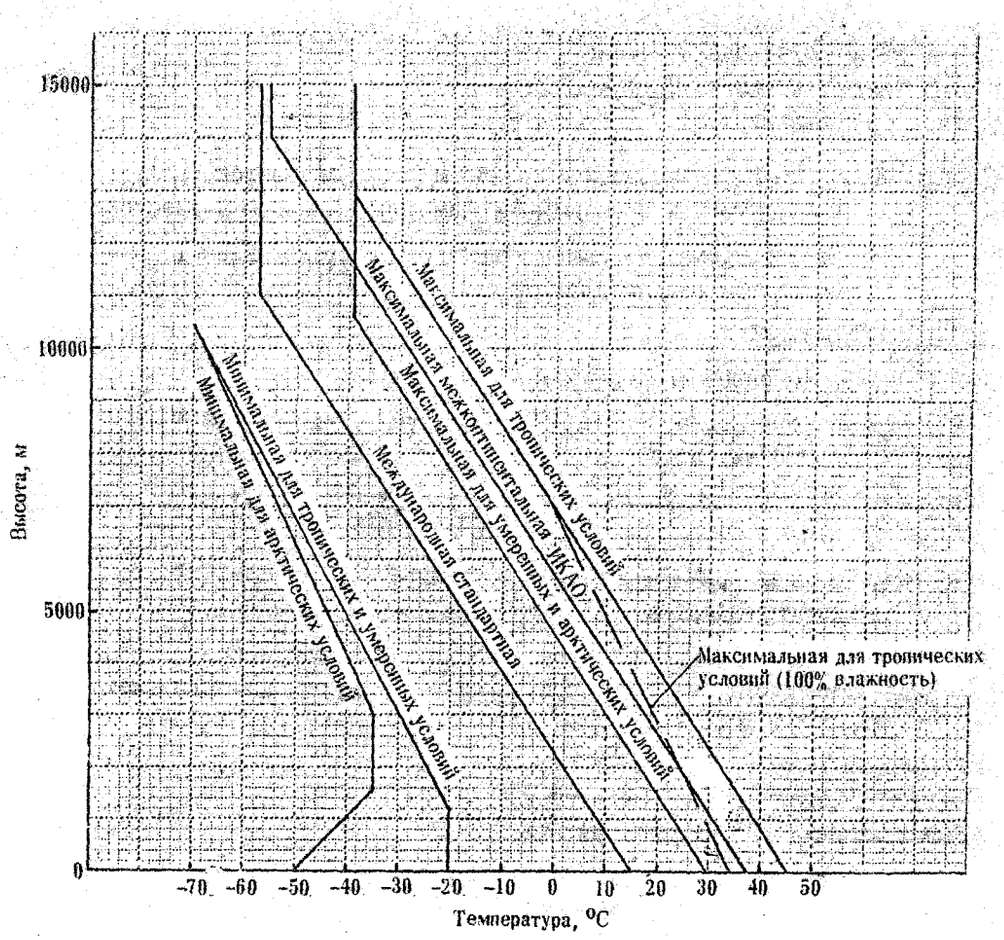
Выполнение маневра ограничивается :
максимальной эксплуатационной перегрузкой;
срабатыванием системы сигнализации АУАСП;
началом предупредительной тряски при возникновении срыва потока (при выходе на большие или малые углы атаки с полностью отклоненными предкрылками);
углом крена 30°.
при визуальном заходе на посадку

на высотах более 100 м	- не более 30°,
на высотах 100 м и менее	- не более 15°.

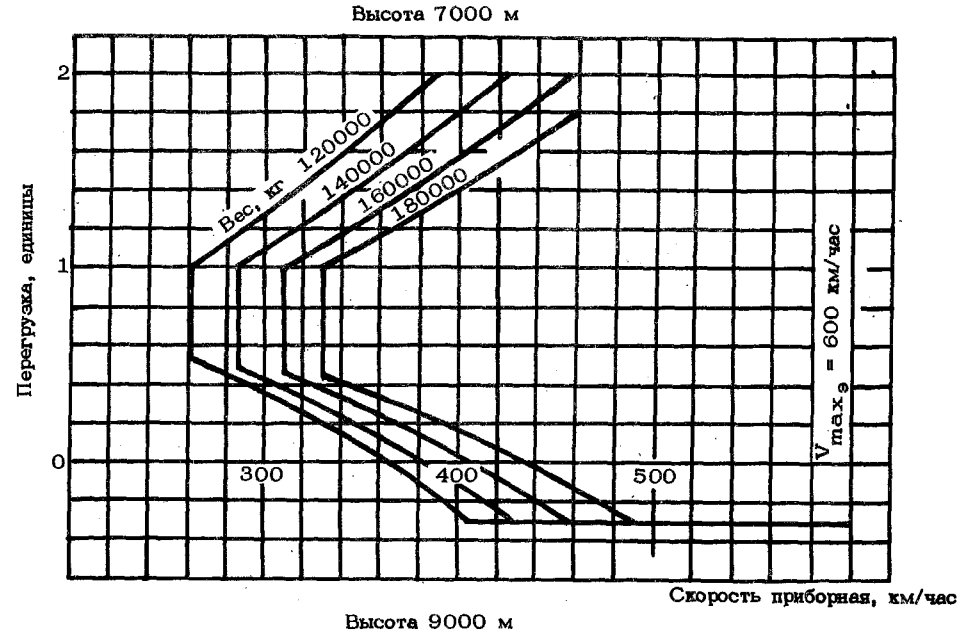
Ограничения по маневру самолета при выполнении полета в турбулентной атмосфере см. разд.4.

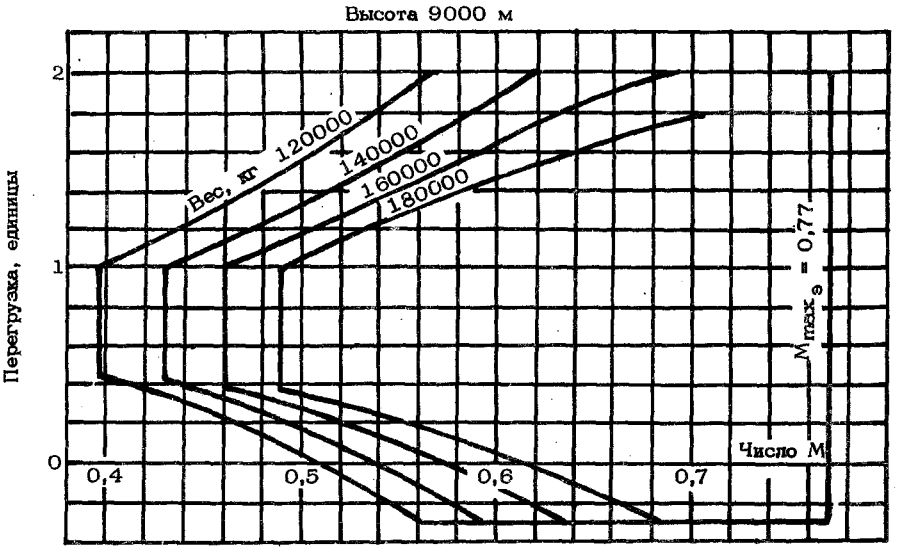
*) Для самолетов с доработанной САУ-1Т-2БТ, обеспечивающей заход на посадку в автоматическом и директорном режимах до высоты 60 м.

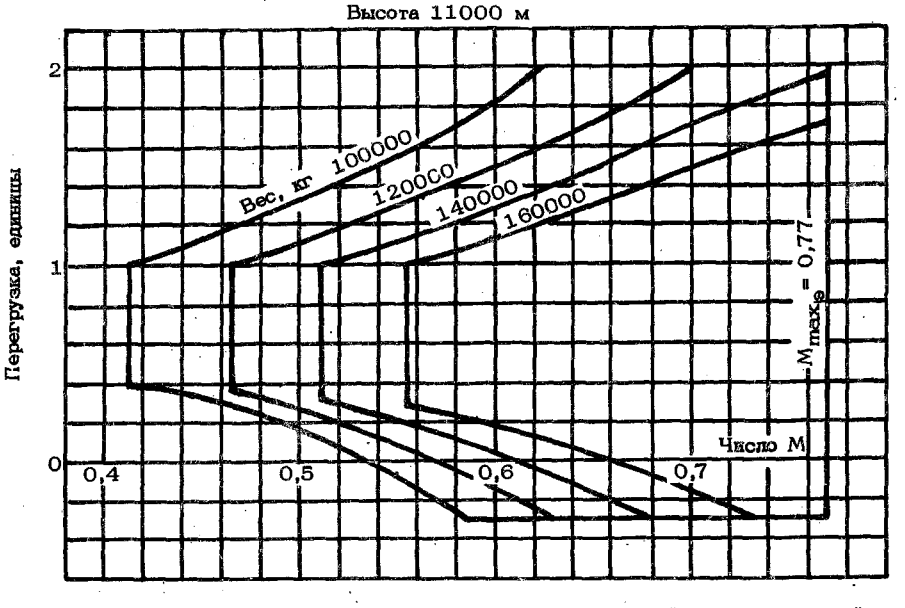
КЛИМАТИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПО ВЫСОТЕ И ТЕМПЕРАТУРЕ



фиг.2-1



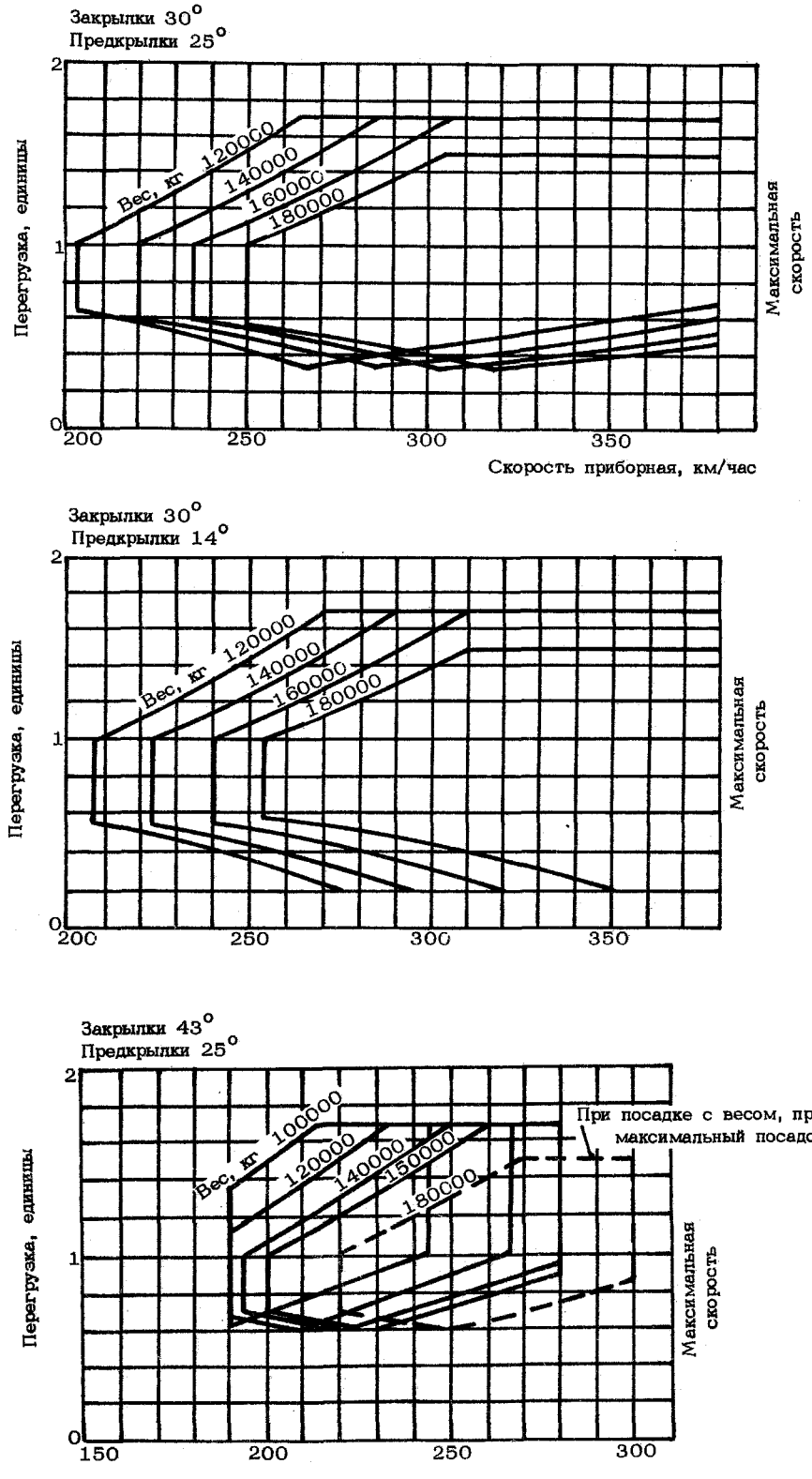




ДИАПАЗОН МАНЕВРЕННЫХ ПЕРЕГРУЗОК С УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

фиг.2-2

Высота 3000 м



ДИАПАЗОН МАНЕВРЕННЫХ ПЕРЕГРУЗОК С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

фиг.2-3

2.5. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПРИБОРНЫМ СКОРОСТЯМ И ЧИСЛУ М (фиг.2-4)

Максимально допустимая скорость в условиях нормальной эксплуатации ($V_{max\ э}$), км/час	600
То же при остатке топлива менее 5000 кг	550
Максимально допустимая скорость полета с выпущенными шасси (в том числе при экстренном снижении), км/час	600
Максимально допустимое число М	0,77
Максимально допустимые скорости с выпущенной механизацией крыла, км/час :	
предкрылки отклонены на 14^0	400
" " " 25^0	370 (380*)
закрылки отклонены на 15^0	400
" " 30^0	370
" " 43^0	280

Для самолета Ил-76ТД максимально допустимая скорость с выпущенной механизацией при заходе на посадку с весом, превышающим максимальный посадочный, км/час :

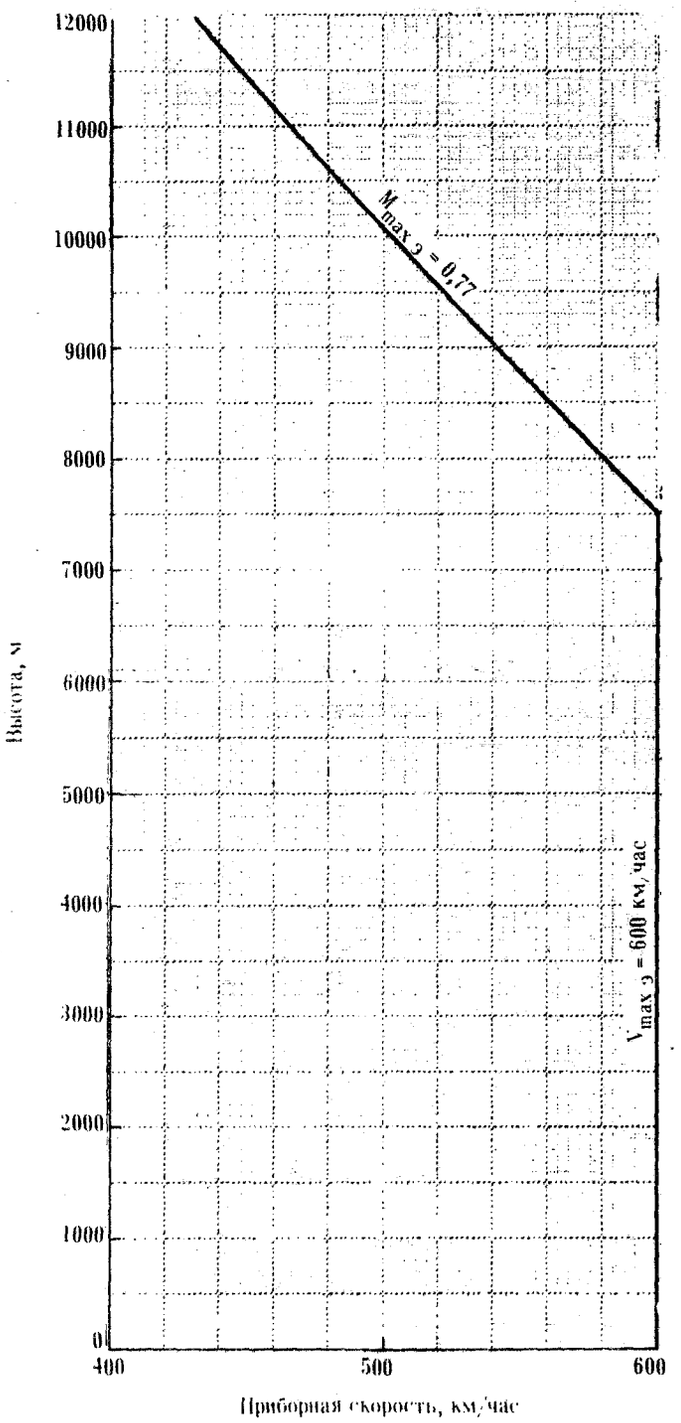
закрылки отклонены на 30^0	380
" " 43^0	300

Максимальная скорость при выпуске и уборке шасси в условиях нормальной эксплуатации, км/час	370
Для самолета Ил-76ТД максимально допустимая скорость выпуска шасси при посадке с весом, превышающим максимальный посадочный, км/час	390
Максимально допустимая скорость при выпуске шасси для экстренного снижения, км/час	500
Максимальная скорость при аварийном выпуске шасси, км/час	350
Максимально допустимая скорость при неработающих демпферах рыскания и крена, км/час	500
Максимально допустимый поворот штурвала при приборной скорости более 450 км/час	I/2 хода штурвала
Максимально допустимое отклонение педалей путевого управления при убранных закрылках и приборных скоростях более 410 км/час	I/3 хода педалей
Максимально допустимая скорость ветра при взлете и посадке, м/сек :	
боковая составляющая ветра (под углом 90^0 к ВПП)	
на сухих бетонных ВПП, при отсутствии попутной составляющей	I5
на сухих бетонных ВПП, при наличии попутной составляющей до 5 м/с	I2
на грунтовых ВПП	I2
попутная составляющая ветра	5

Максимально допустимые путевые скорости по условиям прочности пневматиков колес шасси, км/час :	Для ИВПП
при взлете	330
при посадке	280
Максимально допустимая путевая скорость начала торможения, км/ч	240
Максимально допустимая скорость при выпущенных тормозных щитках, км/час	250
Максимально допустимая скорость ветра любого направления при буксировке и рулении самолета с застопоренными рулями, м/сек	25

* Для самолета Ил-76ТД

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЕ СКОРОСТИ И ЧИСЛА М



фиг. 2—4

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 99(2)
РЛЭ-76Т(ТД) на 6 листах

ПО ВОПРОСУ: Уточнение рекомендаций РЛЭ-76Т(ТД) при загорании сигнальной лампы повышенной вибрации двигателя для самолетов, аппаратура ИВ-200 которых перерегулирована на пониженные пороги срабатывания.

ОСНОВАНИЕ: I. Решение № 207/006-043/94
2. Бюллетень № 6I8-БЭГ

Разместить: В разделе 2, к стр.9

В разделе 2, стр.9, вместо текста I и 2 строк снизу (в 2.I0 "Ограничения по силовой установке) внести новый текст :

"I. Параметры системы контроля и сигнализации уровня виброперегрузок двигателя :

- опасный уровень вибраций на задней и передней опорах двигателя 65 мм/сек.
- повышенный уровень вибраций на задней и передней опорах двигателя 50 мм/сек.

2. Параметры работы двигателя на земле и применяемые сорта топлива (таблицы I и 2).

ВНИМАНИЕ! I. Временное изменение № 89(2; 3.I; 6.I) По вопросу: Перерегулирование аппаратуры ИВ-200 по порогу срабатывания на пониженные значения от 26 мая I994 г. аннулировано.

2. Временное изменение № 33 (3.I; 6.I) от 25 декабря I992 г. остается действующим для самолетов, аппаратура ИВ-200 которых еще не перерегулирована на новые пониженные пороги срабатывания.

2.6. ОГРАНИЧЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА И УГЛОВ АТАКИ

Максимальная высота полета в зависимости от полетного веса :

Высота, м	9100	9600	10100	10600	11100	11600	12100
Вес, т	183	173	163	153	143	133	123 и менее

Максимально допустимые углы атаки на указателе АУАСП в зависимости от числа М:

Число М	0,54 и менее	0,6	0,7	0,74	0,77
Угол атаки, град	15	13,5	11	10	9

2.7. КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА

Положение закрылков и предкрылков при взлете и на посадке :

Этап полета	Положение предкрылков (град.)	Положение закрылков (град.)
1. Взлет с бетонной ВПП 2. Взлет с грунтовой ВПП при весе менее 120 т 3. Взлет с уменьшением шума на местности	14^0	30^0
4. Взлет с грунтовой ВПП при весе 120 т и более	25^0	43^0
5. Посадка при нормальной эксплуатации на бетонную и грунтовую ВПП		
6. Посадка с уменьшением шума на местности	25^0	30^0

ПРИМЕЧАНИЕ. Для определения ожидаемого уровня шума и условий, обеспечивающих взлет и посадку с уменьшением шума на местности, использовать Приложение № 9.

2.8. МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЭКИПАЖА

Минимальный состав экипажа - пять человек (командир корабля, второй пилот, штурман, бортинженер и бортрадист).

2.9. МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ПАССАЖИРОВ

Максимальное количество сопровождающих в грузовой кабине шесть человек.

2.10. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Параметры работы двигателя на земле и применяемые сорта топлива приведены в табл. 1 и 2.

Ш.76.Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 7

Параметры работы двигателя Д-30КП (Д-30КП-2)
на земле в стандартных условиях.

Таблица I

	Режим			
	взлетный	Номинал	Мал.газ	Максим.обр. тяга
Обороты ротора первого каскада при $t_н$ = + I5°C	90,0-93,0	82,0-85,0	30,0	
Обороты ротора второго каскада при $t_н$ = + I5°C	95,5-97,5 (97,0-99,0)	9I,5 - 93,5 (92,5-94,5)	59,0 - 6I,0 (59,5-6I,5)	
Температура газов за турбиной	655(650) не более	595(585) не более	465 для сведения	6I5(600) не более
Давление масла (кГ/см²)	3,5 - 4,5	3,5 - 4,5	2,5 не менее	
Температура масла (°C)	Миним.допустимая (- 30°C)			
	Максим.допустимая (+ 80°C)			
	Максим.допустимая на время не более I0 мин (+ 90°C)			

ПРИМЕЧАНИЕ. В скобках указаны величины параметров двигателя Д-30КП 2 серии, если они имеют отличия.

Реверс тяги двигателей используется только при посадке и прерванном взлете. Время непрерывной работы двигателя в полете на взлетном режиме не более 5 мин, в особых ситуациях - не более I5 мин.

Значения давления и температуры масла двигателя в полете аналогичны соответствующим значениям при работе двигателя на земле.

Максимальная высота запуска двигателя в полете 7000 м.

Применяемые сорта топлива и масла

Таблица 2

Страна	Топливо		Масло	
	Маркировка	Спецификация	Маркировка	Спецификация
Англия	Автур - 50	DERD -2494	-	-
Канада	Тип I УР-5(Авкат)	3GP - 23	Турбоойль-2	3GP - 90I
ПНР	П-2	PN 57/C-96026	-	-
СССР	Т-I, ТС-I, Т-7П, РТ	-	МК-8,МК-8П,МС-8П	-
США	Тип А-I	D I655/63T	Турбоойль-2	M i I - 608IB
Франция	Автур-50	Air - 3405/B	-	-
ЧССР	PL - 4	TPD-25-005-64	-	-
Япония	JP - 5 (Авкат)	DERD - 2498	-	-

В качестве противообледенительных присадок к топливу применяются жидкости "И","ТГФ", "ИМ" и "ТГФМ", которые следует добавлять в топливо в количестве :

жидкость "И" или "ТГФ" - 0,2% (допускается 0,3%).

жидкость "ИМ" или "ТГФМ" - 0,1 - 0,12% объема заправляемого топлива.

Разрешается смешивать рекомендованные отечественные и иностранные сорта топлива (масла) в любых пропорциях. В зарубежных аэропортах допускается применение присадки А S А-3, предотвращающей накопление статического электричества в топливе.

На самолетах ИЛ-76Т(ТД) допускается смешанная установка двигателей Д-30КП первой и второй серии в любом сочетании.

При эксплуатации самолетов со смешанной установкой двигателей Д-30КП первой и второй серии летные характеристики необходимо определять по номограммам, соответствующим двигателям первой серии.

2.11. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВСУ

Продолжительность непрерывной работы ВСУ на земле, час . . . . . не более 5

Условия запуска ВСУ в полете :

высота, м . . . . . .не более 3000

приборная скорость, км/час . . . .не более 370

Условия использования ВСУ в полете :

высота, м . . . . . .не более 7000

приборная скорость , км/час . . . . . .не более 400

Максимально-допустимая температура газов за турбиной на всех режимах работы двигателя, °С 550

Максимально допустимый заброс температуры газов за турбиной при запуске, °С 680

Допустимое изменение оборотов при работе двигателя на режимах загрузки, % 97-101

Предельное количество последовательных запусков, не более 5

Максимальная нагрузка на генераторы ВСУ :

по постоянному току, а 400

(600 - в течение 1 мин)

по переменному току, а. 110

(140 -длительно, в пределах 15% ресурса)

Предельное количество последовательных холодных прокруток, не более 3

Максимально допустимая температура масла на входе в двигатель, °С :

для масел МК-8 и МК-8П . . . . . +115

для масел ВНИИ НП-50-1-4Ф и 36/1 . . . . . +120

Минимально допустимая температура масла на входе в двигатель, °С :

для масел МК-8 и МК-8П ..... - 25

для масел ВНИИ НП-50-I-4Ф и 36/I ..... - 40

2.I2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО САУ

Минимальная высота полета :

при полете по маршруту в режиме автоматического управления ..... 400 м

при заходе на посадку в автоматическом и директорном режимах управления ..... 60 м

Максимально допустимое число М при включенном автомате тяги 0,74

Диапазон допустимых центровок при заходе на посадку с использованием автоматического режима по каналу тангажа ..... 26 - 36%САХ

Максимально допустимые углы крена при включении САУ ..... $\pm 5^{\circ}$

ПРИМЕЧАНИЕ. Неоговоренные условия эксплуатации САУ определяются установленными ограничениями для самолета.

2.I3. ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Максимально допустимый рабочий перепад давлений в кабинах, кГ/см^2 ..... 0,5 $\pm$ 0,02

Максимально допустимый перепад давлений в кабинах, ограниченный предохранительными клапанами, кГ/см^2 0,57

Максимально допустимый отрицательный (обратный) перепад давлений в кабинах, кГ/см^2 0,04

Максимально допустимая длительная нагрузка на генератор, а I67

Минимально потребная для разворота самолета ширина ВПП, м 40

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 27(2.I2)

Разместить в разделе 2 "Ограничения", лицевой стороной к стр.I2.

ПО ВОПРОСУ: Эксплуатация автоматической перестановки стабилизатора (АПС) и пользование переключателем "норм-болт."

ОСНОВАНИЕ: РЛЭ-76Т(ТД), подраздел 6.I2.II стр.5.

В конце подраздела 2.I2, стр.I2, "Ограничения по САУ" поместить текст :

"При эксплуатации САУ запрещается включать АПС и пользоваться переключателем "норм-болт."

С выпуском данного Временного Изменения Временное изменение № 6 от I5 января I985 г. в разделе 2 "Ограничения" аннулировать.

Внимание! Вр.изм.№ 2-I к 2.I2, Стр.I2 от I5 апреля I989 г. аннулировано.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 28(2)

Руководства по летной эксплуатации самолета Ил-76Т(ТД).

По вопросу ограничения максимального избыточного давления в грузовой кабине.

Основание: I. ТЛГ 2800 от I2.05.89 г.
2. С/з 760I-4336-I63, 760I-2845-2I2

Разместить в разделе 2 "Ограничения" лицевой стороной к стр.I2.

До выполнения доработок по бюллетеню I783 БДГ или по Техническому заданию при эксплуатации самолёта руководствуйтесь следующим:

(I) Самолеты, совершившие 2000 посадок, разрешается эксплуатировать до 2500 посадок при строгом соблюдении величины избыточного давления в грузовой кабине не более $0{,}4^{\pm 0{,}02}$ кгс/см^2 и закрытой входной двери на шп.№ I4 (задатчик избыточного давления на командном приборе грузовой кабины перед полетом устанавливается в положение не более 0,4 кгс/см^2).

(2) На самолётах, совершивших 2500 посадок и более, до замены узлов навески гермостворки на усиленные, разрешается производить полёты при избыточном давлении в грузовой кабине не более $0{,}2^{\pm 0{,}02}$ кгс/см (задатчик избыточного давления на командном приборе грузовой кабины перед полётом устанавливается в положение не более 0,2 кгс/см^2).

1. При отсутствии людей в грузовой кабине полет с пониженным перепадом давления в грузовой кабине можно выполнять на любой высоте в пределах установленных ограничений.

ПРИМЕЧАНИЕ:

2. Срабатывание красных сигнальных табло САРД и речевой информации "Опасная разгерметизация" (в связи с понижением перепада давления в грузовой кабине) при полете свыше 9000 м (при перепаде 0,4 кгс/см^2) и свыше 6000 м (при перепаде 0,2 кгс/см^2) признаками нарушения работы САРД не являются.

3. Для исключения автоматического переключения регулятора перепада давления грузовой кабины (при увеличении высоты полёта до 3500 м) на дублирующий регулятор и возрастания в ней избыточного давления до 0,5+0,02 кгс/см^2 переключатель управления выпускными клапанами в полете должен находиться в положении "Осн. регулятор".

(3) На самолётах, прошедших доработку по замене узлов навески гермостворки по Техническому заданию, разрешаются полёты с избыточным давлением в груз.кабине в соответствии с рекомендациями РЛЭ (0,5±0,02 кгс/см^2) и в пределах 2000 посадок (дополнительно к имеющимся на момент замены узлов навески). На с-тах, доработанных по Бюллетеню I783 БДГ, ограничения по посадкам самолёта снимаются (перепад в груз.каб. 0,5±0,02 кгс/см^2)

Для бортоператоров (при перепаде в грузовой кабине 0,4 кгс/см^2 и 0,2 кгс/см^2):

(I) После взлета на высоте круга бортоператорам перейти в кабину экипажа, закрыть дверь и установить ручку блокировочного устройства в положение "Закрыто".

(2) В конце полёта, после снижения на высоту круга экипажу выравнить давление между груз.кабиной и кабиной экипажа (подр. 6.8.3. п.3)

до погасания табло "Дверь не открывать". Бортоператорам перейти в грузовую кабину.

При выполнении полета с перепадом в грузовой кабине 0,4 кгс/см^2 и необходимости размещения в грузовой кабине лиц, сопровождающих грузы:

(I) Полёты выполнять на высотах не более 8000 м. с высотой в грузовой кабине не более 2400 м. При необходимости, кратковременно, допускается полет на высотах до 9000 м и при высоте в грузовой кабине не более 3000 м .

(2) Перед выполнением полета командир корабля обязан провести инструктаж экипажа и сопровождающих о выполнении полета и его особенностях.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
При выполнении полёта с перепадом в грузовой кабине 0,2 кгс/см^2 размещение людей в грузовой кабине запрещается.

Временные изменения №22 от I0 октября I987 г., 22А от I5 марта I988 г. в подразделе "Ограничения", стр.I2, с изданием данного Временного изменения аннулируются.

Раздел 3

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

Ил-76ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 7

РАЗДЕЛ 3

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

СОДЕРЖАНИЕ

ОБЩЕЕ

3.1. ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ

3.1.1. Отказ двигателя на взлете

3.1.2. Отказ двигателя при наборе высоты и в горизонтальном полете

3.1.3. Посадка с одним неработающим двигателем

3.1.4. Уход на второй круг с одним неработающим двигателем

3.1.5. Полет с двумя неработающими двигателями

3.1.6. Посадка с двумя неработающими двигателями

3.1.7. Уход на второй круг с двумя неработающими двигателями, расположенными с одной стороны

3.1.8. Запуск двигателя в полете

3.1.9. Действия экипажа при самовыключении всех двигателей

3.2. ПОЖАР

3.2.1. Пожар в гондоле двигателя, в крыле, в отсеке ВСУ или в отсеке ГНГ

3.2.2. Пожар (дым) в кабинах самолета

3.2.3. Дым из системы кондиционирования

3.3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ И ПЕРЕНАДДУВ КАБИН

3.3.1. Разгерметизация кабин

3.3.2. Перенаддув кабин

3.4. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

3.5. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

3.5.1. Отказы в системе управления стабилизатором и в системе обогрева подъемника стабилизатора

3.5.2. Отказы в системе управления рулем высоты

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 5

3.5.3. Отказы в системе поперечного управления

3.5.4. Отказы в системе путевого управления

3.5.5. Отказы в системе управления закрылками

3.6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОСАДКИ

3.6.1. Посадка с весом, превышающем максимальный посадочный вес

3.6.2. Посадка с неполностью выпущенной и убранной механизацией крыла

3.6.3. Посадка при неисправных системах выпуска шасси или поврежденном шасси

3.6.4. Посадка и уход на второй круг при наличии льда на стабилизаторе

3.6.5. Посадка при разгерметизации двух гидросистем

3.7. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

3.7.1. Вынужденная посадка на сушу

3.7.2. Вынужденная посадка на воду

3.8. ОТКАЗ ЧЕТЫРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ

3.9. ТРЯСКА САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

РАЗДЕЛ 3
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

ОБЩЕЕ

Раздел содержит указания по эксплуатации самолета в особых случаях полета. Под особым случаем в полете следует понимать ситуацию, которая создается в результате внезапного отказа материальной части или попадания самолета в условия, требующие от экипажа действий, отличающихся от обычного пилотирования и влияющих на безопасность полета.

Указания данного раздела следует рассматривать как основные рекомендации, т.к. действия экипажа в особых случаях полета, направленные на сохранение самолета и жизни людей, определяются конкретной обстановкой, условиями полета и временем, которым располагает экипаж.

Если в полете по какой-либо причине (особенно связанной с разрушением двигателя) произошло повреждение воздушного судна или его системы(систем), необходимо, по указанию командира, произвести осмотр места повреждения, определить характер повреждения и принять решение о возможности продолжения полета или выполнения посадки на любом пригодном аэродроме или вне аэродрома, если в конкретно сложившейся обстановке такая посадка представляет меньшую угрозу, чем полет до ближайшего аэродрома. Если такой осмотр выполнить невозможно, решение принимается без осмотра места повреждения.

Временное изменение №33(3.I)
РЛЭ-76Т(ТД) на 5 листах.

Для самолетов с настройкой датчиков вибрации двигателей :
- повышенная вибрация 65 мм/с ;
- опасная вибрация 90 мм/с.

По вопросу экстренного выключения двигателя Д-30КП I-й, 2-й серий при загорании желтой сигнальной лампы "Повышенная вибрация двигателя".

Основание: I. План №560/I2-I35/89, п.I0.
2. ТЛГ №457, Пермское МКБ, от 22.I2.89г.

Разместить перед подразделом 3.I. "Отказы двигателя" лицевой стороной к Стр. I .

До перерегулировки аппаратуры контроля вибрации двигателя на пониженный уровень срабатывания табло "Опасная вибрация" в подразделе 3.I. "Отказы двигателя", А."Признаки отказа двигателя", п.п.(6) исключить, вместо текста п.п.(5) внести новый текст :

"Загорание желтой сигнальной лампы "Повышенная вибрация двигателя", или красного табло "Опасная вибрация", или желтой сигнальной лампы и красного табло".

Внимание! Вр.изм.№33 25 февраля I990 г. аннулировано.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 99(3.I)
РЛЭ-76Т(ТД) на 6 листах

ПО ВОПРОСУ: Уточнение рекомендаций РЛЭ-76Т(ТД) при загорани сигнальной лампы повышенной вибрации двигателя для самолетов, аппаратура ИВ-200 которых перерегулирована на пониженные пороги срабатывания.

ОСНОВАНИЕ: I. Решение № 207/006-043/94
2. Бюллетень № 618-БЭГ

Разместить: в подразделе 3.I к стр.I

В подразделе 3.I стр.I, пункт А, п.п. (5), вместо значения опасного уровня вибрации 90 мм/сек внести новый уровень опасной вибрации: "65 мм/сек".

ВНИМАНИЕ! I. Временное изменение № 89(2; 3.I; 6.I) По вопросу: Перерегулирование аппаратуры ИВ-200 по порогу срабатывания на пониженные значения от 26 мая 1994 г. аннулировано.

2. Временное изменение № 33 (3.I; 6.I) от 25 декабря 1992 г. остается действующим для самолетов, аппаратура ИВ-200 которых еще не перерегулирована на новые пониженные пороги срабатывания.

Продолжение

Проявление отказа	Действия экипажа	Примечание
3. Загорается сигнальная лампа"Повышенная вибрация двигат." 50 мм/с	а) <u>На запуске</u> : Нажмите на кнопку "Прекращение запуска". Рычаг останова двигателя переведите в положение останова	а) До выяснения и устранения причины загорания лампы повышенной вибрации повторных запусков не производите. После выяснения причины отказа совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя.
	б) <u>На рулении</u> : Выключите двигатель	б) Задержите вылет самолета, выясните причину отказа двигателя и совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя
	в) <u>На взлете</u> : I. На скорости меньшей или равной V_1 взлет прекратите в соответствии с технологией прекращения взлета, изложенной в подразделе 3.I.I, п.А. Двигатель, с датчиков вибрации которого поступил сигнал о повышенной вибрации, выключите в конце пробега или после полного останова самолета в конце пробега	I. Выясните причину отказа и совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя
	2. На скорости большей V_1 взлет продолжите в соответствии с технологией продолжения взлета, изложенной в подразделе 3.I.I, п.Б. . После достижения безопасной высоты и уборки механизации (см. 4.2.3) галетный переключатель "Вибрация двигателя" установите на датчики вибрации того двигателя, откуда поступил сигнал о повышенной вибрации. Дальнейшие дейст-	2. Рекомендации экипажу по действиям см. в следующем пункте "г) В полете"

Продолжение

Проявление отказа	Действия экипажа	Примечание
	вия в полете по оценке отказа двигателя должны соответствовать рекомендациям, изложенным в следующем подпункте "г) В полете"	
	г) <u>В полете</u> : Галетный переключатель "Вибрация двигателя" установите на датчики вибрации того двигателя, откуда поступил сигнал о повышенной вибрации.	
	I. Если величина виброскорости равна или менее 50 мм/с, а показания приборов, контролирующих работу двигателя, соответствуют норме, продолжайте полет. Двигатель не выключайте.	I. После посадки выясните причину срабатывания сигнализации повышенной вибрации и устраните неисправность
	2. Если виброскорость более 50 мм/с, а показания приборов, контролирующих работу двигателя, соответствуют норме, уменьшите режим работы двигателя до установления виброскорости менее 50 мм/с. Параметры, контролирующие работу двигателя, при этом должны оставаться в норме. В этом случае продолжите полет. Двигатель оставьте работающим на вновь установленном пониженном режиме до посадки самолета	2. После посадки прокрутите двигатель и убедитесь в отсутствии посторонних шумов. Осмотрите маслофильтры маслосистемы, проверьте исправность аппаратуры ИВ-200. При удовлетворительных результатах проведенных работ разрешается вылет до базы. На базе после выполнения специального перечня дополнительных работ совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя

Продолжение

Проявление отказа	Действия экипажа	Примечание
	3. Если виброскорость более 50 мм/с, а показания приборов, контролирующих работу двигателя, изменились или снижение режима работы двигателя не уменьшает величину виброскорости, или виброскорость при попытке уменьшения режима работы двигателя увеличилась до 65мм/с и загорелось табло "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ" двигатель немедленно выключите.	3. После посадки выясните причину отказа двигателя и совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя
4. а) Загорается сигнальная лампа "Повышенная вибрация двигат." с одновременным увеличением температуры газов за турбиной и падением оборотов двигателя	а) Двигатель немедленно выключите на всех этапах полета, включая взлет	а) После посадки двигатель подлежит снятию с самолета
б) Загорается сигнальная лампа "ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТ." и табло "СТРУЖКА В МАСЛЕ"	б) Двигатель немедленно выключите на всех этапах полета, включая взлет	б) На земле выясните причину срабатывания соответствующих сигнализаторов и совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя
в) Загорается сигнальная лампа "ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТ." и табло "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТ." или только "ОПАСНАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТ." 65 мм/с	в) Двигатель немедленно выключите на всех этапах полета, включая взлет	в) На земле, выясните причину отказа и совместно с представителем завода-изготовителя решите вопрос о дальнейшей эксплуатации двигателя

3.I. ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ

А. Признаки отказа двигателя

(I) Пожар в гондоле двигателя

(2) Помпаж двигателя (резкий заброс температуры газов за турбиной сверх допустимой с возможным падением или "зависанием" числа оборотов, хлопки и тряска двигателя).

(3) Быстрое падение оборотов роторов двигателя при неизменном положении РУД (самопроизвольный останов двигателя), кренение и разворот самолета в сторону отказавшего двигателя.

(4) Загорание сигнального табло "Зам.ревер.открыт" или "Реверс включен".

(5) ~~Загорание сигнального табло "Опасная вибрация",~~ увеличение виброскорости по указателю до 90 ~~мм/с~~. см. Вр. Изм. №33 от 25,12,92, и №9913.1 от 13,06,95 г.

(6) Загорание сигнальной лампы "Повышенная вибрация двигателя" с одновременным увеличением температуры газов за турбиной и падением оборотов роторов двигателя.

(7) Перегрев гондолы двигателей.

(8) Загорание сигнального табло "Стружка в масле".

(9) Загорание сигнального табло "Мин.давл.масла", падение давления масла на входе в двигатель ниже допустимого значения.

(I0) Повышение температуры газов за турбиной сверх допустимой.

(II) Загорание сигнального табло "Мин.давл.топл."

Б. Действия экипажа

(I) На всех этапах полета при обнаружении одного из вышеуказанных признаков отказа, изложенных в пп.А(1) - (6), двигатель необходимо выключить.

(2) При обнаружении признаков отказа пп.А (7) ÷ (II) :

(а) При загорании табло "Стружка в масле", "Мин.давл.масла" и "Мин.давл.топл." на взлете при скорости, меньшей или равной V_1, взлет прекратите, неисправный двигатель выключите.

При загорании табло "Стружка в масле" на взлете при скорости, большей V_1, взлет продолжайте, неисправный двигатель выключите после набора безопасной высоты.

При загорании табло "Стружка в масле" в полете неисправный двигатель выключите.

(б) При загорании в полете табло "Мин.давл.масла" проверьте величину давления, температуру масла и его уровень в баке. При показаниях приборов, выходящих за допустимые пределы, двигатель выключите.

(в) При загорании в полете табло "Мин.давл.топл."убедитесь в том, что подкачивающие насосы баков включены. Проверьте величину давления топлива перед насосом-регулятором и форсунками.
При наличии колебаний давления топлива и оборотов роторов двигатель выключите.
В случае, если параметры работы двигателя не выходят за допустимые пределы, продолжайте полет без выключения двигателя.

(г) При повышении температуры газов за турбиной сверх допустимой уменьшите режим работы неисправного двигателя до 0,7 номинального и продолжайте полет с тщательным контролем параметров его работы. При отклонении параметров работы двигателя от нормы выключите этот двигатель".

(д) Табло "ПЕРЕГР.ГОНД."(с № 0073477281)

1) При загорании табло "ПЕРЕГР.ГОНД." в процессе разбега на скорости, меньшей или равной V_1, прекратите взлет и выключите неисправный двигатель в соответствии с требованиями 3.I.IA, 3.I.B.

2) При загорании табло "ПЕРЕГР.ГОНД." в процессеразбега на скорости больше V_1 взлет продолжайте до набора безопасной высоты.

3) После достижения безопасной высоты отключите отбор воздуха на кондиционирование от двигателя, на котором загорелось табло "ПЕРЕГР.ГОНД.", при этом:
- если табло "ПЕРЕГР.ГОНД." не погасло, двигатель выключите в соответствии п.п. 3.I.B и 3.I.2;
- если после отключения отбора воздуха табло "ПЕРЕГР.ГОНД." погасло, а параметры работы двигателя находятся в норме - двигатель не выключайте и продолжайте полет с отключенным отбором.

4) При загорании табло "ПЕРЕГР.ГОНД." после достижения безопасной высоты (в наборе высоты, крейсерском полете и снижении) руководствуйтесь рекомендациями п.(д), п.п.(3) настоящего подраздела 3.I. .

ВНИМАНИЕ. ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ И НА ЗЕМЛЕ ПОСЛЕ ЕГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ИЗ-ЗА ПЕРЕГРЕВА ГОНДОЛЫ ДО ВЫЯВЛЕНИЯ И УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(3) Если в трехдвигательном полете загорелось табло "Стружка в масле", уменьшите режим неисправного двигателя до 0,7 номинала и продолжайте полет с тщательным контролем уровня вибраций, давления и температуры масла. При отклонении указанных параметров от нормы выключите этот двигатель.

(4) Если в полете загорелось табло "Минимальный уровень масла", уменьшите режим работы двигателя до 0,7 номинального и продолжайте полет, если уровень масла в баке по указателю масломера не менее 5 л. При дальнейшем резком снижении уровня масла или при отклонении давления и температуры масла от нормальных значений выключите двигатель.

В. Порядок выключения отказавшего двигателя в полете

Выключение отказавшего двигателя производится по команде командира корабля.

(I) Переведите рычаг управления отказавшим двигателем в положение "Малый газ", а рычаг останова этого двигателя - в положение "Останов".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. I. ТОПЛИВНЫЙ (ПОЖАРНЫЙ) КРАН ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫВАТЬ ТОЛЬКО ПРИ ПОЖАРЕ В ГОНДОЛЕ ДВИГАТЕЛЯ.

2. В ЭКСТРЕННОМ СЛУЧАЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫКЛЮЧАТЬ ДВИГАТЕЛЬ РЫЧАГОМ "ОСТАНОВ" С ЛЮБОГО РЕЖИМА.

3. ЕСЛИ ПРИ ВЫКЛЮЧЕНИИ РЫЧАГОМ "ОСТАНОВ" ДВИГАТЕЛЬ НЕ ВЫКЛЮЧАЕТСЯ (ТЕМПЕРАТУРА ЗА ТУРБИНОЙ НЕ СНИЖАЕТСЯ, ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НЕ ПАДАЮТ), РАЗРЕШАЕТСЯ ПРОИЗВЕСТИ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ЗАКРЫТИЕМ ТОПЛИВНОГО (ПОЖАРНОГО) КРАНА.

(2) Отключите отбор воздуха от отказавшего двигателя, включите кран кольцевания СКВ (см. 6.8.5),

(3) Отключите генератор отказавшего двигателя от параллельной работы.

(4) Отключите генератор от бортсети.

(5) Объедините системы переменного тока обоих бортов (см. 6.11).

(6) При продолжении полета обеспечьте равномерную выработку топлива (см.6.2).

3.I.I. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НА ВЗЛЕТЕ

ВНИМАНИЕ! ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗБЕГЕ ПРИ СКОРОСТИ, МЕНЬШЕЙ ИЛИ РАВНОЙ V_I ПРЕКРАТИТЕ ВЗЛЕТ.
ПРИ ОТКАЗЕ ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗБЕГЕ ПРИ СКОРОСТИ, БОЛЬШЕЙ V_I - ПРОДОЛЖАЙТЕ ВЗЛЕТ.

А. Прекращение взлета

(I) Удерживая самолет от разворота, переведите РУД всех двигателей на режим малого газа.

(2) Отклоните штурвал "от себя".

(3) Включите реверс тяги симметрично работающих двигателей.

(4) Выпустите тормозные щитки и спойлеры на полный угол.

(5) Используйте тормоза колес.

(6) Выключите отказавший двигатель.

(7) Выключите генератор отказавшего двигателя.

(8) Выдерживайте направление движения отклонением педалей.

Б. Продолжение взлета

(I) Удерживайте самолет от разворота и кренения отклонением штурвала и педалей.

(2) Определите отказавший двигатель и выключите его. Отключите генератор этого двигателя (см. 3.I.B).

(3) По достижении скорости V_R выключите управление поворотом колес носовой ноги и отклонением штурвала "на себя" начинайте подъем носовой ноги шасси.

(4) После отрыва удерживайте самолет от разворота, при необходимости создавая крен $2-3^0$ в сторону работающих двигателей.

(5) На высоте не ниже 5 м дайте команду об уборке шасси.

(6) Начальную скорость набора высоты поддерживайте на менее безопасной скорости V_2. Уборку механизации крыла и балансировку самолета на взлете производите в соответствии с аналогичными указаниями при взлете со всеми работающими двигателями (см. 4.2.3).

(7) Установите двигателям режим, обеспечивающий установившийся полет на скорости не менее 370 км/час.

ВНИМАНИЕ! ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" В ПРОЦЕССЕ РАЗГОНА САМОЛЕТА ПРИМИТЕ МЕРЫ К НЕМЕДЛЕННОМУ ПРЕКРАЩЕНИЮ СНИЖЕНИЯ, А ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ - К ПЕРЕВОДУ САМОЛЕТА В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ НИЖЕ БЕЗОПАСНОЙ).

(8) Произведите посадку на аэродроме вылета или ближайшем запасном аэродроме в зависимости от метеоусловий.

(9) При полете к запасному аэродрому обеспечьте равномерную выработку топлива, открыв краны кольцевания и выключив соответствующие насосы подкачки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! ЕСЛИ ПРИ ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ С ОДНИМ ОТКАЗАВШИМ (ВЫКЛЮЧЕННЫМ) ДВИГАТЕЛЕМ ПОЯВИЛИСЬ ПРИЗНАКИ ОТКАЗА ЕЩЕ ОДНОГО ИЗ ТРЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ :

I. НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПОСПЕШНОГО ВЫКЛЮЧЕНИЯ ЭТОГО ДВИГАТЕЛЯ, ТАК КАК РАСПОЛАГАЕМАЯ ТЯГА ДВУХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ С ОТКЛОНЕННЫМИ ВО ВЗЛЕТНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ НЕ ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ОБЕСПЕЧИВАЕТ БЕЗОПАСНОЕ ЗАВЕРШЕНИЕ ВЗЛЕТА. НЕМЕДЛЕННОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НЕОБХОДИМО ТОЛЬКО В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ "РЕВЕРС ВКЛЮЧЕН" ИЛИ "ЗАМ.РЕВЕР.ОТКРЫТ" С ОДНОВРЕМЕННЫМ (В ОБОИХ СЛУЧАЯХ) САМОПРОИЗВОЛЬНЫМ ПАДЕНИЕМ ОБОРОТОВ ДО МАЛОГО ГАЗА. ВЫКЛЮЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ПРОДОЛЖЕННОМ ВЗЛЕТЕ ВЫПОЛНЯЕТСЯ ТОЛЬКО ПО КОМАНДЕ КОМАНДИРА КОРАБЛЯ.

2. УБЕДИТЕСЬ В ДОСТОВЕРНОСТИ ПРИЗНАКОВ ОТКАЗА, СОПОСТАВЛЯЯ ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ, СИГНАЛИЗАЦИИ И ВИЗУАЛЬНЫЕ НАБЛЮДЕНИЯ. ИСПОЛЬЗУЙТЕ ТЯГУ ЭТОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ НАБОРА ВЫСОТЫ И УВЕЛИЧЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ДО ЗНАЧЕНИЙ, УСТАНОВЛЕННЫХ ДЛЯ УБОРКИ МЕХАНИЗАЦИИ, ВЫПОЛНЯЯ РЕКОМЕНДАЦИИ ДАННОГО ПОДРАЗДЕЛА. УБОРКУ МЕХАНИЗАЦИИ НАЧИНАЙТЕ НА ВЫСОТЕ НЕ МЕНЕЕ 120 М. НАД ПРЕПЯТСТВИЯМИ. ЕСЛИ ПРИ ПОЛЕТЕ С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ САМОЛЕТ НЕ ИМЕЕТ ПОЛОЖИТЕЛЬНОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ ИЛИ, ЕСЛИ САМОЛЕТ НЕ РАЗГОНЯЕТСЯ ДО СКОРОСТИ, УСТАНОВЛЕННОЙ ДЛЯ УБОРКИ МЕХАНИЗАЦИИ, ПРИМИТЕ РЕШЕНИЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СЛОЖИВШЕЙСЯ СИТУАЦИИ О ВЫКЛЮЧЕНИИ (ИЛИ НЕВЫКЛЮЧЕНИИ) ВТОРОГО ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ И, НЕ ДОПУСКАЯ НА СНИЖЕНИИ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ МЕНЕЕ СКОРОСТИ V_2 , ПРОИЗВЕДИТЕ ВЫНУЖДЕННУЮ ПОСАДКУ ВНЕ АЭРОДРОМА ПРЯМО ПЕРЕД СОБОЙ ИЛИ С НЕБОЛЬШИМИ ОТВОРОТАМИ, В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ОБСТАНОВКИ ИСПОЛЬЗУЯ РЕКОМЕНДАЦИИ ПОДРАЗДЕЛА 3.7 (ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА).

3. ПРИ НАЛИЧИИ НА ВТОРОМ ОТКАЗАВШЕМ ДВИГАТЕЛЕ ПРИЗНАКОВ ПОМПАЖА, ОПАСНОЙ ВИБРАЦИИ, ПОЖАРА В ГОНДОЛЕ ДВИГАТЕЛЯ, ДВИГАТЕЛЬ ВЫКЛЮЧИТЕ ПОСЛЕ УБОРКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА (С НЕМЕДЛЕННЫМ ЗАКРЫТИЕМ ПОЖАРНОГО КРАНА И ВКЛЮЧЕНИЕМ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ - ПРИ ПОЖАРЕ). ПРИ ДРУГИХ ПРИЗНАКАХ ОТКАЗА ВЫКЛЮЧИТЕ ДВИГАТЕЛЬ ПОСЛЕ ВЫХОДА НА ПОСАДОЧНУЮ ПРЯМУЮ.

4. В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СЛОЖИВШЕЙСЯ ОБСТАНОВКИ И ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ВЫПОЛНИТЕ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ ВЗЛЕТА С ЛЮБЫМ ИЗ ДОПУСТИМЫХ ПРИ ЭТОМ МАРШРУТОВ ЗАХОДА И КУРСОВ ПОСАДКИ, РУКОВОДСТВУЯСЬ УКАЗАНИЯМИ ПОДРАЗДЕЛА 3.I.6 ("ПОСАДКА С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ"). ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКУ С ВЕСОМ ПРЕВЫШАЮЩИМ МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЫ-

Временное изменение №33(3.I)
РЛЭ-76Т(ТД) на 5 листах.

Для самолетов с настройкой датчиков вибрации двигателей :
- повышенная вибрация 65 мм/с ;
- опасная вибрация 90 мм/с.

По вопросу экстренного выключения двигателя Д-30КП I-й, 2-й серий при загорании желтой сигнальной лампы "Повышенная вибрация двигателя".

Основание: I. План №560/I2-I35/89, п.I0.
2. ТЛГ №457, Пермское МКБ, от 22.I2.89г.

Разместить в 3.I.I. "Отказ двигателя на взлете", лицевой стороной к Стр.3а.

В 3.I.I., Стр.3а, "Предупреждение!", вместо текста п.3. внести новый :

"При обнаружении на втором отказавшем двигателе признаков помпажа, повышенной или опасной вибрации, пожара в гондоле двигателя, двигатель выключите после уборки механизации крыла (с немедленным закрытием пожарного крана и включением системы пожаротушения- при пожаре), при других признаках отказа выключите двигатель после выхода на посадочную прямую".

Внимание! Вр.изм.№33 от 25 февраля I990 г. аннулировано.

ВЫПОЛНЯЙТЕ, ВЫДЕРЖИВАЯ СЛЕДУЮЩИЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА:

Для самолетов, оборудованных ОПГ

ВЕС, Т	I50	I60	I70	I80-I90	I93
Скорость выпуска шасси, км/ч ПР	370	370	370	390 (370*)	390 (370*)
Скорость выпуска предкрылков на 25°, закрылков на 30° не менее км/ч ПР	370	370	370	380 (370*)	380 (370*)
Скорость снижения по глиссаде и пересечения входной кромки ВПП (предкрылки 25°, закрылки 30°) км/ч ПР.	270	280	290	300	300

*) При предварительном выпуске механизации крыла в положение предкрылки I4°, закрылки I5°.

5. ЕСЛИ В ПОЛЕТЕ С ДВУМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ПРИ СЛОЖИВШЕЙСЯ ОБСТАНОВКЕ, ПО ОЦЕНКЕ КОМАНДИРА КОРАБЛЯ, ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСАДКИ ВНЕ АЭРОДРОМА БЕЗОПАСНЕЕ, ЧЕМ ПРОДОЛЖЕНИЕ ПОЛЕТА ДЛЯ ПОСАДКИ НА АЭРОДРОМЕ - ВЫПОЛНИТЕ ПОСАДКУ ВНЕ АЭРОДРОМА.

3.I.2. ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ И В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

(I) Стремление самолета к крену и развороту парируйте штурвалом и педалями, одновременно создавая крен 2–3° в сторону работающих двигателей. Снимите механизмами триммерного эффекта нагрузку с органов управления.

(2) Определите отказавший двигатель и выключите его (см.3.I.8).

(3) Продолжайте полет в соответствии с принятым решением.

Набор высоты при трех работающих двигателях на номинальном режиме выполняйте на приборной скорости 450 км/час.

При отказе двигателя на высотах, больших практического потолка для полета на трех двигателях, установите двигателям номинальный режим и, сохраняя скорость 400 км/час, выполняйте полет со снижением и дальнейшим переходом в горизонтальный полет.

При необходимости преодоления препятствия увеличьте режим работающим двигателям вплоть до взлетного.

3.I.3. ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

(I) Заход на посадку выполняйте так же, как и при всех работающих двигателях.

(2) Скорость снижения по глиссаде и скорость касания должны быть на I0 км/час больше, чем при посадке со всеми работающими двигателями.

(3) Действия экипажа при пробеге не отличаются от действий при нормальной посадке.

(4) На пробеге подайте команду бортинженеру включить реверс тяги симметрично расположенных работающих двигателей (реверс тяги внутренних двигателей используйте до скорости не менее I00 км/ч).

3.I.4. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

(I) Уход на второй круг при одном неработающем двигателе производите с высоты не ниже 30 м на скорости захода на посадку с одним неработающим двигателем (см.3.I.3).

(2) Уборку шасси и механизации крыла, а также балансировку самолета производите в соответствии с аналогичными указаниями при уходе на второй круг со всеми работающими двигателями (см.4.2.I0).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА ПРИ КОТОРОМ ВОЗМОЖЕН БЕЗОПАСНЫЙ УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ОПРЕДЕЛЯЙТЕ ПО ФИГ.5.4-I.

3.I.5. ПОЛЕТ С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

В случае отказа в полете второго двигателя, расположенного на той же стороне, что и первый отказавший двигатель :

(I) Стремление самолета к крену и развороту парируйте штурвалом и педалями, одновременно создавая крен 2-3^0 в сторону работающих двигателей. Снимите нагрузки с органов управления механизмами триммерного эффекта.

(2) Определите отказавший двигатель и выключите его (см. 3.I.B).

(3) Установите необходимый режим работающим двигателям.

(4) Продолжайте полет до ближайшего аэродрома и произведите посадку.

(5) Обеспечьте равномерную выработку топлива.

(6) Переключите полусистему кондиционирования со стороны работающих двигателей на форсированный режим (см. 6.8).

ПРИМЕЧАНИЕ. I. При необходимости производите набор высоты на приборной скорости 400 км/час.

2. Если отказ второго двигателя произошел на высотах больше практического потолка для полета на двух двигателях, установите номинальный режим работающим двигателям и, сохраняя скорость по прибору 400 км/час, выполняйте полет со снижением и дальнейшим переходом в горизонтальный полет.

В полете с двумя неработающими двигателями, расположенными симметрично, все операции по пилотированию выполняйте так же, как и при всех работающих двигателях, за исключением посадки.

При необходимости преодоления препятствия увеличьте режим работающим двигателям вплоть до взлетного.

3.I.6. ПОСАДКА С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ВНИМАНИЕ! ПОСАДКУ ВЫПОЛНЯЙТЕ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ, ОТКЛОНЕННЫХ НА 30^0, И ПРЕДКРЫЛКАХ - НА 25^0.

A. Отказавшие двигатели расположены симметрично

(I) При заходе на посадку выпустите шасси, предкрылки на 25^0 и закрылки на 30^0 (см. 4.2.8).

(2) Для обеспечения нормального снижения по глиссаде скорость выдерживайте не менее 270 км/час. Скорость касания на 30-40 км/час меньше скорости планирования.

(3) Действия экипажа при пробеге в этом случае аналогичны операциям при обычной посадке (см.4.2.8).

При посадке с отказавшими внешними двигателями используйте реверс тяги внутренних двигателей до скорости 100 км/ч.

Б. Отказавшие двигатели расположены с одной стороны

Кроме операций, указанных в п.А, произведите дополнительные действия :

(1) Перед заходом на посадку включите насосную станцию отказавшей гидросистемы (см.6.5). Время выпуска шасси и закрылков в этом случае увеличивается .

(2) Развороты при заходе на посадку разрешается выполнять как в сторону работающих, так и неработающих двигателей с креном не более 15°.

(3) На глиссаде выдерживайте крен 2-3° в сторону работающих двигателей.

(4) Непосредственно перед касанием земли уберите крен и снос так, чтобы приземление произошло на главные ноги шасси.

(5) На пробеге при необходимости используйте реверс тяги внешнего двигателя.

3.1.7. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ДВУМЯ НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ, РАСПОЛОЖЕННЫМИ С ОДНОЙ СТОРОНЫ

Уход на второй круг с двумя неработающими двигателями, расположенными с одной стороны, сложен, требует повышенного внимания и допускается в случае крайней необходимости с высоты не ниже 60 м.

(1) Не уменьшая скорость полета ниже 270 км/час переведите РУД на взлетный режим, удерживайте самолет от разворота и крена отклонением штурвала и педалей.

(2) Поддерживайте крен 5-7° и скольжение, соответствующее половине диаметра шарика указателя скольжения, в сторону работающих двигателей.

(3) Дайте команду об уборке шасси (используйте насосную станцию гидросистемы). Время уборки шасси в этом случае заметно увеличивается.

(4) Переведите самолет в режим набора высоты.

(5) Уборку механизации производите в два приема : сначала закрылки в положение 15°, а предкрылки в положение 14°, затем закрылки и предкрылки в положение 0°.

(6) По достижении скорости 350 км/час на высоте круга установите необходимый режим работы двигателей.

(7) Примите решение о заходе на посадку.

3.I.8. ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

В полете разрешается запуск только исправного двигателя. Надежный запуск двигателя производится до высоты 7000 м при следующих условиях:

обороты авторотации ротора второго каскада до высоты 4000 м - не ниже II%, на высоте более 4000 м - не ниже I4%;

скорость полета на высоте до 6000 м - не более 540 км/час, на высоте выше 6000 м - не более 500 км/час.

(I) Убедитесь в том, что РУД находится в положении "Малый газ", а рычаг останова двигателя - в положении "Останов".

(2) **Убедитесь в том, что топливный перекрывной (пожарный) кран открыт.**

(3) Нажмите кнопку "Запуск в воздухе" на I-2 сек и включите секундомер.

(4) Через 5-8 сек после нажатия кнопки "Запуск в воздухе" установите рычаг останова двигателя в рабочее положение и следите за давлением топлива и температурой газов за турбиной.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ ДОПУСТИМЫЙ ЗАБРОС ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ЗА ТУРБИНОЙ НЕ ВЫШЕ 550^{0} НА ВРЕМЯ НЕ БОЛЕЕ 4 СЕК.

Двигатель автоматически выходит на режим малого газа за время не более I20 сек. Обороты малого газа будут тем выше, чем больше высота полета.

(5) Выведите двигатель на требуемый режим не ранее, чем через I мин работы на режиме малого газа.

(6) Включите генератор запущенного двигателя:

(а) переключатель объединения бортов переведите в отключенное положение;

(б) включите генератор в бортовую сеть;

(в) включите генератор на параллельную работу.

(7) В случае неудавшегося запуска или его прекращения установите рычаг останова двигателя в положение "Останов" и продуйте двигатель, используя авторотацию в течение 30 сек.

В случае двух неудавшихся попыток запуска рекомендуется перед следующим запуском увеличить обороты авторотации за счет увеличения скорости или уменьшения высоты полета.

ВНИМАНИЕ! ОСТАНАВЛИВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ ЗАКРЫТИЕМ ТОПЛИВНОГО ПЕРЕКРЫВНОГО (ПОЖАРНОГО) КРАНА БЕЗ КРАЙНЕЙ НЕОБХОДИМОСТИ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ ПОСЛЕ ОСТАНОВА ЕГО ЗАКРЫТИЕМ ТОПЛИВНОГО ПЕРЕКРЫВНОГО (ПОЖАРНОГО) КРАНА И В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

71

3.I.9. ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА ПРИ САМОВЫКЛЮЧЕНИИ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ

ВНИМАНИЕ! I. ПРИ САМОВЫКЛЮЧЕНИИ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПОЛЕТЕ: ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ, БУСТЕРЫ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ, А ТАКЖЕ ДЕМПФЕРЫ НЕ РАБОТАЮТ.

2. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ В БЕЗБУСТЕРНОМ РЕЖИМЕ И ХАРАКТЕРИЗУЕТСЯ:

ПОЯВЛЕНИЕМ РАЗБАЛАНСИРОВКИ САМОЛЕТА ПО УСИЛИЯМ;
УВЕЛИЧЕНИЕМ УСИЛИЙ СТРАГИВАНИЯ ШТУРВАЛЬНОЙ КОЛОНКИ;
ПОЯВЛЕНИЕМ НЕУСТОЙЧИВОСТИ ПО СКОРОСТИ И ПО ПЕРЕГРУЗКЕ В ОТНОШЕНИИ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ СООТВЕТСТВЕННО НА СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА МЕНЕЕ 500 КМ/ЧАС И ПРИ ОТКЛОНЕНИИ РУЛЯ ВЫСОТЫ БОЛЕЕ 5^{o} НА КАБРИРОВАНИЕ.

3. ДИСТАНЦИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ С НЕРАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ МЕНЬШЕ ДИСТАНЦИИ ПЛАНИРОВАНИЯ ПРИ НОРМАЛЬНОМ СНИЖЕНИИ (СМ.ФИГ.5.5-8) НА ВЕЛИЧИНУ РАВНУЮ ШЕСТИКРАТНОМУ НАЧАЛЬНОМУ ЗАПАСУ ВЫСОТЫ, ВЫРАЖЕННОМУ В КИЛОМЕТРАХ.

(I) Переведите самолет на снижение, установите РУДы всех двигателей в положение "Малый газ", а рычаги останова двигателей в положение "Останов".

(2) Установите выключатель сигнализации о начале пользования кислородом в положение "Кислород для всех", наденьте кислородные маски и дышите кислородом в течение снижения до безопасной высоты.

(3) Переключите бортовую электросеть самолета на аварийное питание системы постоянного тока (выключатель аварийных шин левого и правого бортов установите в положение "Питание от акк.") и отключите генераторы двигателей.

(4) Выключите автоматы защиты УВК, РЛС-П, РЛС-Н, САУ, ДИСС, СВС, РСБН, ТКС-П, ЭЦН и ПОС киля, закройте отбор воздуха от двигателей.

(5) Убедитесь в том, что питание резервного авиагоризонта включено (табло "от ПТ-I25" горит). Включите преобразователь ПО-750А.

(6) Включите сигнал бедствия и передайте о происшествии диспетчеру УВД.

(7) Пилотируйте самолет по резервному авиагоризонту плавным отклонением штурвала и педалей с ограниченным маневрированием.
Балансировку самолета осуществляйте триммерами руля высоты, направления и элеронов.

(8) Снижение выполняйте сначала на числе М=0,72-0,73, а при достижении приборной скорости $V_{пр}$=530 км/час - на этой скорости.

72

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 92(3.I)

РЛЭ-76Т(ТД) на 4-х листах

ПО ВОПРОСУ: Введение изменений на самолетах с № I0434I9644 при отказе 4-х основных генераторов переменного тока :

I. Обозначение вертикальной штриховкой автоматов защиты, выключаемых на РУ2I, 22, 23, 24.

2. Автоматическое включение ПО-750 в положение"I".

3. Перенос питания подсвета РУП-53МК командира экипажа на нишу аккумуляторных батарей.

ОСНОВАНИЕ: С/з 760I-I882-24I
с/з 760I-2I87-242
с/з 760I-2056-I67
Мероприятия 760I-00570-I67-22.

Разместить в подразделе 3.I к стр.8

В 3.I стр.8 в п.(4), после предложения "Выключить автоматы защиты систем УВК ... ЭЦН", добавить в скобках слова "Выделенные вертикальной штриховкой на РУ2I, 22, 23, 24 на самолетах с № I033419644".

(9) Осуществляйте запуск заведомо исправных двигателей (РЛЭ-76Т, п.3.I.8). При возможности выбора последовательности запуска двигателей, произведите запуск любого внутреннего двигателя.

После запуска одного из двигателей увеличьте его режим, удерживая приборную скорость $V_{пр}$=530 км/час. Приступите к запуску второго двигателя.

После запуска двух двигателей включите генераторы переменного тока работающих двигателей, восстановите работу систем самолета и произведите запуск остальных двигателей.

Примите решение о выполнении дальнейшего полета.

(I0) Если до высоты 2000 м запуск двигателей не удался, готовьтесь к вынужденной посадке, закройте пожарные краны.

(II) К высоте 3000 м уменьшите и установите приборную скорость снижения 350-360 км/час и запустите ВСУ на высоте, гарантирующей ее устойчивый запуск, за время не более I2-I5 мин с момента останова двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕМКОСТЬ АККУМУЛЯТОРОВ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ПИТАНИЕ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ОТ АВАРИЙНЫХ ШИН С УЧЕТОМ ТРЕХ ПОПЫТОК ЗАПУСКА ВСУ В ТЕЧЕНИЕ 20 МИН ПОЛЕТА.

(I2) Включите генераторы переменного тока ВСУ в бортовую электросеть и отключите выключатели "Питание от акк" систем левого и правого бортов.

ВНИМАНИЕ! В МОМЕНТ ВКЛЮЧЕНИЯ В РАБОТУ БУСТЕРОВ И ЗАГРУЗОЧНЫХ УСТРОЙСТВ БУДЬТЕ ГОТОВЫ К ВОЗМОЖНОМУ ИЗМЕНЕНИЮ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ И ПЕДАЛЯХ.

(I3) Включите насосные станции.

(I4) Снижение с высоты 3000 м при работающей ВСУ выполняйте на приборной скорости 350-360 км/час (расчетная вертикальная скорость снижения $V_{у}$ не менее 6,5-7,5 м/сек), усилия на штурвале снимайте механизмом триммерного эффекта.

(I5) Проверьте крепление грузов и оборудования, застегните и застопорите привязные ремни, штурман должен занять свободное место в кабине экипажа или в грузовой кабине.

(I6) На высоте 2000 м включите аварийную разгерметизацию самолета. Если кабины не разгерметизировались, установите задатчики избыточного давления на командных приборах (изд.2077АТ) на значение "0".

(I7) На высоте I000 м выпустите закрылки на I5°, установите скорость снижения в соответствии с данными таблицы I и выдерживайте ее постоянной до начала выравнивания

Таблица № I

Конфигурация	Закрылки I5°, предкрылки 0°				
Полетный вес, т	I00	II0	I20	I30	I40
Скорость снижения приборная, км/час	270	280	290	300	3I0
Расчетная вертикальная скорость снижения, м/сек	8,5	8,5	9,0	9,5	9,5

В зависимости от условий и характера местности посадка может быть выполнена с выпущенными или убранным шасси.

При этом следует иметь в виду, что посадка с выпущенным шасси предпочтительнее.

<u>При вынужденной посадке с выпущенным шасси</u>

(I8) При уверенности в благополучном приземлении на выбранную площадку на высоте не менее 600 м выпустите шасси обычным способом.

(I9) Высота начала выравнивания не менее 50 м. Темп выравнивания подбирается таким, чтобы скорость касания была на I0-20 км/час меньше скорости захода на посадку.

(20) После приземления выпустите спойлеры, тормозные щитки и используйте тормоза колес.

(2I) Если нет уверенности в благополучном завершении посадки в указанной конфигурации, выполните посадку с убранным шасси на грунт.

<u>При вынужденной посадке с убранным шасси</u>

(22) До высоты 600 м действуйте в соответствии с п.п.II-I7. На высоте 600 м откройте входные двери и форточку командира корабля.

(23) Выравнивание самолета начинайте на высоте не менее 60 м, сосредоточив все внимание на выполнение посадки. Перед касанием не допускайте больших углов тангажа. Скорости касания на I0-20 км/час меньше скорости захода на посадку.

(24) После приземления выключите ВСУ и обесточьте бортсеть.

(25) Примите меры по эвакуации экипажа и ликвидации очагов пожара, в случае его возникновения.

3.2. ПОЖАР

3.2.I. ПОЖАР В ГОНДОЛЕ ДВИГАТЕЛЯ, В КРЫЛЕ, В ОТСЕКЕ ВСУ ИЛИ В ОТСЕКЕ ГНГ

А. Признаки

Сигнализация

На приборной доске пилотов мигает главное табло "Пожар".

В телефонах членов экипажа прослушивается сообщение : "Пожар! Внимание! Пожар!"

На панели УСПС загораются :

сигнализатор, указывающий место пожара("Пож. в гонд.", "Пожар в крыле", "Пожар ВСУ", "Пожар ГНГ");

желтая сигнальная лампа над переключателем подачи огнегасительного состава в горящий отсек ("Гондола", "Крыло", "ВСУ", "ГНГ");

зеленая сигнальная лампа ("Кран откр.") под переключателем подачи огнегасительного состава - при пожаре в крыле.

Визуальное наблюдение

Дым или пламя из горящего отсека.

Б. Действия экипажа

ПРИМЕЧАНИЕ. При срабатывании систем сигнализации о пожаре первая очередь пожаротушения включается автоматически.

(I) Сообщите о происшествии диспетчеру службы движения.

(2) Произведите экстренно снижение до безопасной высоты полета.

(3) Примите меры по ликвидации пожара.

Если пожар возникнет в гондоле двигателя, выключите двигатель (см. 3.I).

Если пожар возникнет в крыле, отключите отбор воздуха от двигателей горящего крыла.

В случае пожара в носовой части крыла при пользовании системой управления предкрылками возможен несимметричный выпуск (уборка) предкрылков. В этой обстановке действуйте в соответствии с указаниями подразделов 3.6.2, 4.2.3, 4.2.8.

Если пожар возникнет в отсеке ВСУ, остановите двигатель ВСУ, выключите "Главный тумблер" и выключатель "Насос подкачки двигателей и ВСУ", установите выключатель заслонки регулятора в положение "Закрыто".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОЖАР В ОТСЕКЕ ВСУ ВОЗНИКНЕТ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ОСНОВНОГО ДВИГАТЕЛЯ САМОЛЕТА, ТО ПЕРЕД ОСТАНОВОМ ДВИГАТЕЛЯ ВСУ НЕОБХОДИМО ПРЕКРАТИТЬ ЗАПУСК ОСНОВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.

Изменение № 3

Во всех случаях возникновения пожара:

(а) Включите огнетушитель первой очереди пожаротушения (если пожар обнаружен визуально) или продублируйте его автоматическое включение (если сработала система сигнализации), для чего на панели УСПС установите переключатель подачи огнегасительного состава в горящий отсек в положение "I".

(б) Если пожар не будет ликвидирован огнетушителем первой очереди (мигает главное табло "ПОЖАР" и продолжают гореть соответствующие мнемосигнализаторы) включите огнетушитель второй очереди, переводя переключатель подачи огнегасящего состава в положение "2".

(в) Если пожар не будет ликвидирован огнетушителем второй очереди, включите огнетушитель третьей очереди, переведя переключатель подачи огнегасительного состава в положение "3".

После ликвидации пожара:

(г) Установите переключатель подачи огнегасительного состава в нейтральное положение и закройте колпачком.

(д) Нажатием кнопки "Проверка ламп п/патр. и разблокировка ламп места пожара" выключите желтую лампу над переключателем подачи огнегасительного состава и зеленую лампу под ним (если они были включены системой сигнализции о пожаре).

(4) После ликвидации пожара примите решение о продолжении полета или о посадке на ближайшем аэродроме. В полете с выключеннным двигателем обеспечьте равномерную выработку топлива из баков.

(5) Если в результате применения всех имеющихся на самолете средств пожар не будет ликвидирован, произведите немедленную вынужденную посадку. Примите все меры, направленные на сохранение жизни пассажиров.

ПРИМЕЧАНИЕ. При неликвидированном пожаре двигателя посадку выполняйте с тем положением закрылков и предкрылков, в котором они находились к моменту начала пожара, руководствуясь указаниями, изложенными в подразделах 3.6.2, 4.2.3, 4.2.8.

(6) При возникновении пожара на земле ликвидацию его производите так, как указано в п.(3), используя при этом дополнительно все имеющиеся на аэродроме наземные средства пожаротушения.

3.2.2. ПОЖАР (ДЫМ) В КАБИНАХ САМОЛЕТА

А. Признаки

Высвечивается табло "Дым в груз.каб". Звучит речевая информация "Дым в грузовой кабине". Дым. Запах гари. Открытое горение.

Б. Действия экипажа

(I) Если включится система сигнализации дыма, убедитесь в том, что нет ее ложного срабатывания, нажав и отпустив кнопку "Проверка и разблокиров. сигнализ.дыма". Одновременно проверьте визуально, имеется ли дым в грузовой кабине.

(2) При ложном срабатывании системы сигнализации дыма (после отпускания кнопки проверки табло "Дым в груз.каб" не загорается) и при отсутствии видимых признаков дыма примите решение о продолжении полета или посадке на ближайшем запасном аэродроме.

(3) При появлении дыма в кабине экипажа :

(а) По команде командира корабля наденьте дымозащитные маски (см. 6.I0.2) и перейдите на питание кислородом I00% O_2.
Выключите САУ и перейдите на ручное управление самолетом.

ВНИМАНИЕ! КОМАНДИР КОРАБЛЯ И ВТОРОЙ ПИЛОТ НАДЕВАЮТ ДЫМОЗАЩИТНЫЕ МАСКИ ПООЧЕРЕДНО С ПЕРЕДАЧЕЙ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ДРУГ ДРУГУ НА ВРЕМЯ НАДЕВАНИЯ МАСКИ.

(б) Выполните экстренное снижение до безопасной высоты 4000 м. В процессе экстренного снижения включите обдув стекол и индивидуальные вентиляторы пилотов для уменьшения задымленности приборной доски.

(в) Доложите диспетчеру УВД о появлении дыма и включите сигнал бедствия.

(г) Бортрадист, надев дымозащитную маску, устанавливает источник дыма и принимает меры по его ликвидации, применяя ручные огнетушители (см.6.4.2. "Б"). При необходимости выхода экипажа из кабины за ручными огнетушителями или для ликвидации дыма вне кабины бортрадист использует дымозащитную маску с переносным кислородным прибором.

ПРИМЕЧАНИЕ: Если источником дыма является система кондиционирования, действуйте в соответствии с указаниями п.3.2.3.

(д) После экстренного снижения на высоте 4000 м при скорости полета V = 380 - 420 км/ч ПР разгерметизируйте кабины самолета (см.6.8.3, п.Ж).

(е) При интенсивном наполнении кабины дымом ускорьте вентиляцию кабины :

убедитесь в том, что кабины разгерметизированы (горят табло "Каб.разгерм." перепад давления для обеих кабин по показаниям шкалы "Перепад" УВЦД равен нулю);

откройте правую форточку кабины экипажа со сдвигом ее назад до упора;
установите переключатель "Расход" обеих полусистем в положение "Форсаж" (показания УРВК при этом будут находиться в пределах 5.3–6.4 условных единиц).

(ж) После ликвидации источника дыма продолжайте полет до ближайшего запасного аэродрома.

ПРИМЕЧАНИЕ: После полного удаления дыма из кабины переключатели "Расход" установите в положение "Норм." и закройте их колпачками.

(з) Если источник дыма в кабине не будет ликвидирован, примите решение о вынужденной посадке и доложите диспетчеру УВД.

ВНИМАНИЕ! ПОСАДКУ С НЕПОДАВЛЕННЫМ ИСТОЧНИКОМ ДЫМА ВЫПОЛНЯЙТЕ С ОТКРЫТОЙ ПРАВОЙ ФОРТОЧКОЙ КАБИНЫ И С ВКЛЮЧЕННЫМ ОТБОРОМ ВОЗДУХА.

3А. Если источником загорания (дыма) являются неисправности бортовой электрической сети или потребителей электроэнергии :

(а) Перейдите на пилотирование по механическим приборам и приборам, получающим электропитание от аварийных шин: АГБ, КУС, ВМ-I5 (ВМФ-50), ВАР-30, ВАР-75, левого АРК и КИ-I3.

(б) После определения источника загорания немедленно выключите неисправное оборудование и его автомат защиты. При необходимости примените ручной огнетушитель.

(в) Если пожар ликвидировать не удалось :

выключите автоматы защиты "УПРАВЛЕНИЕ БШ ЛЕВ БОРТ" и "УПРАВЛЕНИЕ БШ ПРАВ БОРТ" на РУ23 и РУ24 в кабине экипажа;

выключите на щитке контроля энергетики генераторы того борта, от системы электроснабжения которого осуществляется питание неисправного оборудования;

включите выключатель "ПИТАНИЕ ОТ АКК" того же борта;

включите выключатель объединения бортов по постоянному току и преобразователь ПО-750;

примите меры по тушению пожара.

ПРИМЕЧАНИЕ. Определить от какого борта питается неисправное оборудование можно по включению сигнализации отказа систем самолета, происшедшего в связи с пожаром. Если неисправное оборудование определить невозможно, выключите генераторы правого борта.

(г) Если после выполнения операций, указанных в пункте (в), пожар не ликвидирован :

включите отключенные генераторы;

выключите выключатель "ПИТАНИЕ ОТ АКК";

выключите генераторы и включите выключатель "ПИТАНИЕ ОТ АКК" противоположного борта;

примите меры по ликвидации пожара.

(д) После выполнения п(г) и ликвидации пожара восстановите работоспособность основного АГ (ЦГВ и КПП), получающего электропитание от борта с включенными генераторами, для чего :

переведите самолет в прямолинейный горизонтальный полет, контролируя его пространственное положение по АГБ, исправному ЭУП и вариометрам;

нажмите кнопку "АРРЕТИР" на КПП;

контролируйте восстановление ЦГВ по показаниям указателей крена и тангажа КПП;

после восстановления ЦГВ обнулите БКК и БСГ, на КПП убирается бленкер "АГ", гаснет лампа "АРРЕТИР";

убедитесь в том, что показания КПП совпадают с показаниями АГБ, ЭУП и вариометров.

(е) Оцените работоспособность систем самолета при отключенной системе энергоснабжения одного борта (см.табл.2). Продолжайте полет до ближайшего аэродрома при ручном управлении самолетом, контролируя параметры полета по исправным приборам и системам пилотажно-навигационного оборудования, руководствуясь указаниями разделов Руководства "Возможные неисправности".

ПРИМЕЧАНИЕ. После ликвидации пожара разрешается повторное включение САУ (если она исправна) только в директорном режиме для использования ее при заходе на посадку.

(ж) При завершении полета (перед посадкой) разрешается при необходимости включить ранее выключенные генераторы по решению командира корабля. Принимая решение, командир корабля должен учесть погодные условия, время суток, при которых будет производиться заход на посадку и посадка, состояние покрытия и длину ВПП, а также работоспособность систем самолета, необходимых для выполнения захода на посадку и посадки при отсутствии электропитания на одном борту (см.табл.2).

Работоспособность систем самолета при включенном электропитании на одном борту

Таблица 2

Система	Выключена система электропитания левого борта	Выключена система электропитания правого борта
I	2	3
Шасси	Возможен основной и аварийный выпуск шасси	Возможен только аварийный выпуск шасси
	Скорость поворота колес носовой ноги уменьшается. Эффективность тормозов колес снижается приблизительно в два раза (тормоза включаются у 8 колес из I6)	
Рули, элероны, спойлеры, стабилизатор	Отклонение рулей, элеронов и спойлеров сохраняется в полном диапазоне.	
	На штурвале по каналам тангажа и крена возможно возникновение усилий больше обычных. Скорость перемещения стабилизатора уменьшается в два раза.	
Закрылки и предкрылки	Время выпуска (уборки) увеличивается в два раза	
	На индикаторах положения закрылков и предкрылков отклоняется одна стрелка из двух, на индикаторах положения спойлеров - две стрелки из четырех.	
Пилотажное оборудование	Не работает основной полукомплект САУ;	Не работает дублирующий полукомплект САУ.
	Выпадает бленкер "АГ" на левом КПП и УКТ;	Выпадает бленкер "АГ" на правом КПП
	Выпадают бленкеры отказа на приборах	Выпадают бленкеры отказа на приборах
	СВСI-72-IВ командира корабля	СВСI-72-IВ второго пилота
	Не работают левый ЭУП, левый РВ-5, ССОС, СВС-ПН-I5-6 (на самолетах по № 0003428817)	Не работают правый ЭУП, правый РВ-5 и правый АУАСП
Навигационное оборудование	При установке переключателя "ПОТРЕБИТЕЛИ" на ПУ-II (ТКС-П) в положение "КОНТР" на УШ-3 индицируется курс самолета, измеренный контрольным гироагрегатом.	ТКС-П не выдает гиромагнитный курс в системы "КУРС-МП", РСБН, РЛС-Н и МСРП.

	Не работают : ДИСС, "Омега", РЛС-П, СДК-67, СОМ-64, левый полукомплект "КУРС-МП"	Запрещается пользоваться показаниями КУШ-I, курсовой шкалой на всех ИКУ-IА, устанавливать переключатель "ОК-МК" в положение "МК" Не работают РСБН, РЛС-Н, СО-70, правый полукомплект "КУРС-МП", правый АРК.
Противообледенительная система	Не работает обогрев : левой форточки, левых стекол кабины пилотов, стекол кабины штурмана, ППД Ш (СВС командира корабля, КУС штурмана и старшего бортоператора).	Не работает обогрев : правой форточки, правых стекол кабины пилотов, ППД П (СВС второго пилота, КУС второго пилота, МСРП).
	Интенсивность обогрева стабилизатора и предкрылков вдвое меньше предусмотренной.	
Светотехническое оборудование	Не работают фюзеляжные посадочно-рулежные фары.	Не работают крыльевые посадочно-рулежные фары, габаритные огни и импульсный светомаяк.

(4) При появлении дыма в отсеке штурмана

(а) Штурман немедленно докладывает командиру корабля о появлении дыма, надевает дымозащитную маску (см.6.I0.2.В) и совместно с бортрадистом приступает к подавлению источника дыма, используя ручные огнетушители (см.6.4.2.Б).

(б) Остальные члены экипажа выполняют процедуры в соответствии с указаниями, изложенными в п.3.

(5) При появлении дыма в загерметизированной грузовой кабине

(а) Доложите диспетчеру УВД о появлении дыма и включите сигнал бедствия.

(б) По команде командира корабля :

бортрадист и бортоператор закрепляют на себе с помощью лямки переносные кислородные приборы, надевают дымозащитные маски(см.6.I0.2В) и приступают к обнаружению и подавлению источника дыма, используя переносные огнетушители (см.6.4.2.Б).

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПЕРЕХОДЕ ИЗ КАБИНЫ ЭКИПАЖА В ГРУЗОВУЮ И ОБРАТНО РУКОВОДСТВУЙТЕСЬ УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В 6.8.3, "З".

бортинженер увеличивает отбор воздуха от двигателей, установив переключатели "Расход" обеих полусистем СКВ в положение "Форсаж" и наблюдает через иллюминатор за обстановкой в грузовой кабине, докладывая о ней командиру корабля.

(в) После ликвидации источника дыма в грузовой кабине доложите диспетчеру УВД и продолжайте полет до ближайшего запасного аэродрома.

(г) В случае сильного задымления грузовой кабины ускорьте вентиляцию :

разгерметизируйте грузовую кабину (см.6.8.3, "В");

установите переключатель "Расход" обеих полусистем СКВ в положение "Форсаж";

установите выключатели "Забортн.возд." на панели СКВ в положение "Вкл."

(д) Если после принятых мер источник дыма в грузовой кабине не будет ликвидирован :

выполните экстренное снижение до безопасной высоты 4000 м;

на высоте 4000 м разгерметизируйте кабины самолета (см.6.8.3.,"Д"), не отключая СКВ;

примите решение о вынужденной посадке, доложите диспетчеру УВД.

(6) При появлении дыма в разгерметизированной грузовой кабине.

(а) Доложите диспетчеру УВД о появлении дыма и включите сигнал бедствия.

(б) Выполните экстренное снижение до безопасной высоты 4000 м.

(в) На высоте 4000 м разгерметизируйте кабину экипажа.

(г) Определите источник дыма в грузовой кабине и приступите к его ликвидации, выполняя указания, изложенные в п.(5).

(д) После ликвидации источника дыма в грузовой кабине доложите диспетчеру УВД и продолжайте полет до ближайшего запасного аэродрома.

(е) Если источник дыма не будет ликвидирован, примите решение о вынужденной посадке и доложите диспетчеру УВД.

(7) При возникновении пожара на земле ликвидацию его производите самолетными ручными огнетушителями и всеми имеющимися на аэродроме наземными средствами пожаротушения.

3.2.3. ДЫМ ИЗ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

А. Признаки

Появление дыма в кабинах или запаха гари из коробов системы кондиционирования.

Б. Действия экипажа

(I) Всем членам экипажа надеть дымозащитные маски и перейти на питание чистым кислородом "I00% O_2".

(2) Отключите отбор воздуха от левой группы двигателей.

(3) Проверьте приборы контроля левых двигателей и системы обнаружения пожара.

(4) Если дым не исчезает, включите отбор воздуха от левых двигателей и отключите отбор воздуха от правых двигателей.

(5) Проверьте приборы контроля правых двигателей и системы обнаружения пожара.

(6) Если источником дыма является одна из полусистем, то поочередным отключением отбора воздуха от двигателей этой полусистемы определите источник дыма и продолжайте полет.

(7) В случае необходимости отключите отбор воздуха от всех двигателей, произведите снижение до безопасной высоты и продолжайте полет.

3.3. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ И ПЕРЕНАДДУВ КАБИН

3.3.I. РАЗГЕРМЕТИЗАЦИЯ КАБИН

А. Признаки

УВПД показывает падение перепада давления и рост "кабинной" высоты.

Загорается табло "Дыши кислород" (при $H \geqslant 3{,}87$ км).

Мигают красные табло "Высота в каб. 4,5 км" (при $H \geqslant 4{,}5$ км) и прослушивается речевое сообщение "Опасная разгерметизация".

Загорается оранжевое табло "Кабина разгерм."

Б. Действия экипажа

(I) Наденьте кислородные маски и установите питание кислородом "I00%O_2".

(2) Убедитесь по УВПД в том, что не произошло ложного срабатывания сигнализации.

(3) Проверьте по УРВК наличие нормальной подачи воздуха в кабины. При уменьшении подачи воздуха восстановите ее до нормы ручным управлением.

(4) В случае полета с разгерметизированной грузовой кабиной проверьте, что:

не произошло случайного открытия межкабинных заслонок (табло "Кабины сообщены" не горят). При загорании табло закройте заслонки с помощью переключателя;

не произошло самопроизвольного переключения выпускных клапанов кабины экипажа на дублер (табло "Вып.клап.на дублере" не горит). При необходимости с помощью переключателя переведите управление выпускными клапанами кабины экипажа на основной регулятор.

(5) Переведите переключатель управления предохранительным клапаном соответствующей кабины в положение "Дублир.датч.".

(6) Убедитесь по табло "Перепад 0,2 вкл." в том, что не произошло ложного переключения на перепад 0,2 кГ/см^2.

(7) Если произошло переключение на перепад 0,2 кГ/см^2, то с помощью рукоятки регулятора пониженного перепада установите значение 0,45 кГ/см^2.

(8) Если невозможно восстановить нормальный перепад давления и произошла действительная разгерметизация, продолжайте полет на заданной высоте в кислородных масках или примите решение о снижении до безопасной высоты и о посадке на ближайшем аэродроме.

(9) При неисправности кислородной системы командир корабля должен произвести экстренное снижение до безопасной высоты.

3.3.2. ПЕРЕНАДДУВ КАБИН

А. Признаки

Мигает табло "Опасный перепад" и прослушивается речевое сообщение "Опасный перепад! Разгерметизируй!"

УВПД показывает перепад 0,6 кГ/см^2.

Б. Действия экипажа

Убедитесь в отсутствии ложного срабатывания сигнализации. В случае, если действительно перепад достигает 0,6 кГ/см^2:

(I) Переключателем основной разгерметизации уменьшите перепад до 0,4-0,45 кГ/см^2 и временно отключите обе полусистемы отбора воздуха.

(2) Если грузовая кабина загерметизирована:

(а) Откройте межкабинные заслонки.

(б) Включите одну полусистему отбора воздуха и убедитесь в том, что перепад давлений в кабинах не превышает нормы.

(в) Включите вторую полусистему отбора воздуха.

(3) Если грузовая кабина разгерметизирована:

(а) Установите рукоятку регулятора пониженного перепада на 0,45 кГ/см^2 и включите выключатель "Перепад 0,2".

(б) Включите одну полусистему отбора воздуха и убедитесь в том, что перепад давлений в кабине экипажа не превышает 0,5 кГ/см^2.

(в) Включите вторую полусистему отбора воздуха.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В СЛУЧАЕ, ЕСЛИ ВКЛЮЧЕНИЕ ОТБОРА ВОЗДУХА ПРИВОДИТ К ПОВЫШЕНИЮ ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЙ СВЕРХ НОРМЫ, ПОЛНОСТЬЮ РАЗГЕРМЕТИЗИРУЙТЕ КАБИНЫ И ПРОДОЛЖАЙТЕ ПОЛЕТ НА БЕЗОПАСНОЙ ВЫСОТЕ.

(4) При одновременном перенаддуве грузовой кабины и кабины экипажа:

(а) Произведите аварийную разгерметизацию самолета. Если перепад давлений не уменьшается, отключите отбор воздуха.

(б) Наденьте кислородные маски и, в случае необходимости, произведите снижение до безопасной высоты.

3.4. ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

(I) Отключите САУ и переведите РУД в положение "МАЛЫЙ ГАЗ".

(2) Выпустите спойлеры на 20°.

(3) Переведите самолет в режим снижения. Следите за тем, чтобы величина перегрузки в процессе ввода в снижение не была менее 0,5.

ПРИМЕЧАНИЕ. При необходимости разрешается выполнять снижение с выпущенным шасси. Скорость при выпуске шасси допускается не более 500 км/ч, а максимально допустимая скорость полета с выпущенным шасси - 600 км/ч.

(4) Снижение выполняйте, не превышая максимально допустимых чисел М и приборной скорости (см.подразд. 2.5).

(5) Продольную балансировку самолета до достижения приборной скорости 530 км/ч осуществляйте перемещением стабилизатора, обеспечивая положение руля высоты в диапазоне углов $\pm 2^{\circ}$. При скоростях больших 530 км/ч балансировку производите только рулем высоты, используя механизм триммерного эффекта.

(6) Включите обогрев и обдув стекол кабины экипажа.

(7) Следите за сигнализацией и УВПД, не допуская отрицательного перепада давлений воздуха в кабине более 0,04 кГ/см^2.

(8) Доложите диспетчеру УВД об экстренном снижении.

(9) При подходе к безопасной высоте 4000 м плавно выведите самолет из режима снижения с перегрузкой, не превышающей I,5-I,6.

(IO) Уберите спойлеры и установите необходимый режим работы двигателей.

(II) Примите решение о вынужденной посадке или продолжении полета.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (3.5)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к 3.5. Стр. 1.

По вопросу: Уточнение РЛЭ-76Т(ТД)

Проведение изменения: Второе предложение п.А.(2) изложить в редакции:

"Отпустив штурвал (при нейтральном положении механизма триммерного эффекта МТЭ), одновременно нажмите переключатель управления стабилизатором в противоположную сторону движения колонки штурвала."

3.5. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

3.5.I. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ И СИСТЕМЕ ОБОГРЕВА ПОДЪЕМНИКА СТАБИЛИЗАТОРА

А. Пробуксовка привода стабилизатора

Признаки отказа

Стабилизатор не отклоняется на заданный угол от переключателей левого и правого штурвалов.

Действия экипажа

(I) Оцените условия полета (приборную скорость, температуру наружного воздуха, положение РВ по указателю).

(2) Если стабилизатор не перекладывается из-за того, что самолет оказался сбалансированным при положении руля высоты за пределами, указанными в таблице, уменьшите приборную скорость до 450 км/час. Отпустив штурвал (при нейтральном положении механизма триммерного эффекта МТЭ), одновременно нажмите переключатель управления стабилизатором в сторону движения колонки штурвала. Если после 2-3 попыток стабилизатор не перекладывается, то действуйте в соответствии с рекомендациями, изложенными в 3.5.I, Б.

Приборная скорость, км/час	Балансировочное отклонение РВ, град , не менее	
	на кабрирование	на пикирование
500	-5	+I2
550	-4	+I0
600	-4	+7

Б. Заклинивание стабилизатора

Признаки отказа

Стабилизатор не отклоняется на заданный угол от переключателей левого и правого штурвалов.

Попытка переложить стабилизатор в соответствии с рекомендациями, изложенными в п.3.5.I, А, оказалась безрезультатной.

Действия экипажа

Стабилизатор не отклоняется после взлета, исходное положение стабилизатора - взлетное

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! В СЛУЧАЕ ОТКАЗА УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ ВО ВЗЛЕТНОМ ПОЛОЖЕНИИ ПРОИЗВЕДИТЕ ВЫНУЖДЕННУЮ ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА ИЛИ БЛИЖАЙШЕМ ЗАПАСНОМ АЭРОДРОМЕ В ТОЙ ЖЕ КОНФИГУРАЦИИ, В КАКОЙ ПРОИЗВОДИЛСЯ ВЗЛЕТ.

(I) При взлете с закрылками, отклоненными на 30°, и предкрылками - на I4°:

(а) Приостановите уборку механизации крыла. После набора высоты круга выпустите предкрылки на I4° и закрылки на 30°. Продолжайте полет на приборной скорости 340-320 км/час, балансируя самолет рулем высоты и снимая усилия на штурвале механизмом триммерного эффекта.

(б) На траверзе ДПРМ выпустите шасси и произведите посадку с закрылками, выпущенными на 30°, и предкрылками - на I4° в соответствии с рекомендациями подраздела 3.6.2.

(2) При взлете с закрылками, отклоненными на 43°, и предкрылками - на 25°:

(а) Уберите закрылки до 30° и предкрылки до I4°.
Продолжайте полет по кругу на приборной скорости 340-320 км/час.

(б) Посадку выполняйте с закрылками, отклоненными на 43°, и предкрылками - на 25°, в соответствии с указаниями подраздела 4.2.8, увеличив скорость захода на посадку на I0 км/час.

Стабилизатор не отклоняется в крейсерском полете (исходное положение стабилизатора в пределах от +2 до -3°)

(I) Выполняйте полет до ближайшего аэродрома на скорости, при которой балансировочное положение руля высоты близко к нейтральному. Усилия на штурвале снимайте механизмом триммерного эффекта.

(2) В процессе уменьшения скорости перед выпуском механизации крыла выпустите спойлеры на 20°. На приборной скорости 390 км/час выпустите предкрылки на I4° и закрылки на I5°, на приборной скорости 360 км/час выпустите закрылки на 30°.

(3) Перед заходом на посадку создайте, по возможности, максимально допустимую заднюю центровку; выработкой топлива уменьшите вес до значения, не превышающего максимальный посадочный вес.

(4) На траверзе ДПРМ или на удалении 20-25 км от ВПП (при заходе на посадку с прямой) выпустите шасси. Заход на посадку и посадку выполняйте с закрылками, отклоненными на 30°, предкрылками - на I4° и спойлерами - на 20°.

Скорость захода на посадку должна быть такой, чтобы отклонение РВ на кабрирование не превышало 8-I0° (по указателю РВ).

Она должна быть:

при максимальном посадочном весе, передней центровке и положении стабилизатора на пикирование (+I÷+2°) не более 300-3I0 км/час;

при минимальном посадочном весе и задней центровке не менее 260-270 км/час.

Скорость касания ВПП должна быть на 20-25 км/час меньше скорости захода на посадку, но не более 290 км/час.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ ЗАКРЫЛКИ, ПРЕДКРЫЛКИ И СПОЙЛЕРЫ НЕ УБИРАЙТЕ.

Стабилизатор не отклоняется при уходе на второй круг (исходное положение стабилизатора – посадочное)

(I) Если при уходе на второй круг с увеличением скорости полета стабилизатор не отклоняется, уберите закрылки с 43 до 30° и в данной конфигурации продолжайте полет по кругу при приборной скорости 300–320 км/час.

(2) Произведите заход на посадку и посадку в соответствии с рекомендациями подраздела 4.2.8.

Б. Отказ системы обогрева подъемника стабилизатора

Признаки отказа

На высоте более 4500 м не загорелась или загорелась и погасла сигнальная лампа "Обогрев подъем стабилизат" на верхнем электрощитке пилотов (лампа исправна).

Действия экипажа

Продолжайте полет до аэродрома назначения.

(I) Включите обогрев подъемника стабилизатора вручную.

(2) Если обогрев не включился:

(а) При возможности снизьтесь до высоты, на которой температура окружающего воздуха выше -50°С;

(б) Периодически контролируйте работоспособность системы управления стабилизатором;

(в) В случае неперекладки стабилизатора на заданный угол балансировочное положение РВ, близкое к нейтральному, обеспечивайте изменением скорости полета в пределах установленных ограничений. Периодически пробуйте переставить стабилизатор. Если, несмотря на принятые меры, стабилизатор не отклоняется на заданный угол, действуйте в соответствии с рекомендациями п.3.5.I.Б.

3.5.2. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

А. Повышение температуры рабочей жидкости выше допустимой в двух АРМ системы управления РВ

Признаки отказа

Звучит речевой сигнал "Бустерное управление проверить".

87

На панели бустеров горят два красных табло "Проверь ... бустера".

Действия экипажа

(I) Проверьте по индикатору температуру жидкости в каждой из АРМ. Отключайте поочередно АРМ, у которых температура выше +90°С, на период 20-30 мин, не допуская повышения температуры жидкости в работающей АРМ более 105°С.

(2) Если таким способом не удается обеспечить одновременную работу двух АРМ в системе управления РВ, произведите посадку на ближайший аэродром.

(3) При заходе на посадку и посадке учитывайте, что усилия на штурвале при выключенных двух АРМ будут выше обычных.

(4) Произведите посадку в соответствии с рекомендациями подраздела 4.2.8.

Б. Падение давления в двух АРМ ниже допустимого

Признаки отказа

Усилия на штурвале выше обычных.

Звучит речевой сигнал "Бустерное управление проверить".

На панели бустеров горят два красных табло "Давление ниже доп.".

Действия экипажа

(I) Переключатели бустеров РВ переключите из положения "Основн." в положение "Резерв.". Если через 2-3 сек табло "Давление ниже доп." обеих АРМ не погаснут, установите переключатели отказавших бустеров в положение "Безбуст.".

(2) Произведите посадку на ближайший аэродром в соответствии с рекомендациями подраздела 4.2.8.

В. Падение давления в трех АРМ ниже допустимого и отказ управления стабилизатором

Признаки отказа

(I) Значительное увеличение усилий на штурвале. Стабилизатор не отклоняется на заданный угол от переключателей левого и правого штурвалов.

(2) Звучит речевой сигнал "Бустерное управление проверить".

(3) На панели бустеров горят три красных табло "Давление ниже доп." бустеров РВ.

Действия экипажа

(I) Переключатели бустеров РВ переведите из положения "Основн." в положение "Резервн.". Если через 2-3 с табло "Давление ниже доп." трех АРМ не погаснут, установите переключатели отказавших бустеров в положение "Безбуст.".

(2) Снимите усилия на штурвале отклонением триммера руля высоты и установите скорость горизонтального полета 400-450 км/час. Пилотирование самолета осуществляйте при повышенном внимании плавным отклонением штурвала с ограниченным маневрированием, не допуская отклонения руля высоты на кабрирование более 5^0 (по указателю РВ).

(3) Выполняйте полет до ближайшего аэродрома.

(4) Выработкой топлива уменьшите вес самолета до значения, не превышающего максимальный посадочный, и создайте возможно заднюю центровку.

(5) Перед заходом на посадку в процессе уменьшения скорости следите за расходом руля высоты, не допуская его отклонения более, чем на 5^0(по указателю РВ). При отклонении РВ на 4-5^0 выпустите спойлеры на 20^0. (Заход на посадку и посадку выполняйте с выпущенными на 20^0 спойлерами). При достижении скорости 390 км/час выпустите одновременно предкрылки на 14^0 и закрылки на 15^0.

На скорости 370 км/час выпустите шасси, а затем на скорости 360 км/час - закрылки на 30^0. Усилия на штурвале, возникающие при выпуске механизации, снимайте отклонением триммера РВ. Выпуск закрылков в диапазоне 15^0 - 30^0 производите порциями по $\sim 5^0$.

Скорость снижения на посадочной прямой выдерживайте на 10-20 км/час больше рекомендованной для указанной конфигурации ($30^0/14^0$) и веса самолета, согласно таблице п.3.6.2.

Если потребное отклонение РВ превысит 5^0, увеличьте скорость полета с таким расчетом, чтобы отклонение РВ не превысило 5^0.

(6) Скорость касания ВПП должна быть на 20-25 км/час меньше скорости захода на посадку, но не более 290 км/час.

(7) Если при подходе к высоте выравнивания потребное отклонение руля высоты составляет 6^0, то приземление выполняйте без выравнивания, а режим работы двигателей уменьшайте после приземления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. ОТКЛОНЕНИЕ РУЛЯ ВЫСОТЫ НА КАБРИРОВАНИЕ БОЛЕЕ 6^0 ПРИВОДИТ К УМЕНЬШЕНИЮ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ, ВОЗНИКНОВЕНИЮ ОБРАТНЫХ УСИЛИЙ И САМОПРОИЗВОЛЬНОМУ ОТКЛОНЕНИЮ РВ НА КАБРИРОВАНИЕ ("ПОДХВАТ" РУЛЯ).

2. ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ ПОЯВЛЕНИИ БОЛЬШИХ ДАВЯЩИХ УСИЛИЙ НА ШТУРВАЛЕ ПЛАВНЫМ ПЕРЕМЕЩЕНИЕМ РУКОЯТКИ УБЕРИТЕ СПОЙЛЕРЫ.

ЗАКРЫЛКИ, ПРЕДКРЫЛКИ, ШАССИ НЕ УБИРАЙТЕ. ПОЛЕТ ПО КРУГУ ВЫПОЛНЯЙТЕ НА СКОРОСТИ 360 КМ/ЧАС.

Г. Отказ одного автомата регулирования усилий (АРУ) в системе управления РВ

Признаки отказа

На панели бустеров загорается табло "Отказ АРУ".

Усилия на штурвале не соответствуют обычным при изменении скорости полета.

Действия экипажа

(I) При отказе одного АРУ продолжайте полет, пилотируя самолет с повышенным вниманием. Учитывайте, что в случае отказа автомата на малой скорости ($V_{пр} \leqslant 400$ км/час) при переходе к большей скорости, управление легче обычного, а в случае отказа на большой скорости при переходе на малую скорость, управление тяжелее обычного.

(2) После выполнения задания на приборной скорости 500 км/час (при $M \leqslant 0{,}77$) выключите АЗС исправного АРУ.

(3) При заходе на посадку на $V_{пр} = 400$ км/час аварийным выключателем на панели бустеров выключите загрузочное устройство отказавшего АРУ. Дальнейший заход на посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями для обычной посадки.

Д. Отказ двух автоматов регулирования усилий (АРУ)

Признаки отказа

На панели бустеров загораются два красных табло "Отказ АРУ".

Характер изменения усилий на штурвале по скорости полета отличается от обычного в большей степени, чем при отказе одного автомата.

Действия экипажа

(I) При отказе двух АРУ прекратите выполнение полетного задания и произведите посадку на ближайший аэродром.

(2) Если отказ автоматов произошел на приборной скорости более 400 км/час, то перед заходом на посадку при скорости 400 км/час аварийным выключателем на панели бустеров выключите одно из загрузочных устройств.

(3) Если отказ автоматов произошел на приборной скорости 400 км/час и менее, то посадку производите, не выключая загрузочного устройства.

(4) Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями для обычной посадки.

Е. Заклинивание одной из проводок управления РВ

Признаки отказа

При отклонении штурвала ощущается резкое возрастание усилий, штурвал удается отклонить на незначительную величину.

При попытках отклонить штурвал стрелки указателя РВ неподвижны.

Действия экипажа

(I) Управление самолетом взять обоим пилотам.

(2) Командиру корабля включить переключатель "РВ Авар.рассоед.".

(3) Отклоняя поочередно левый и правый штурвал, определите, какая из проводок исправна.

(4) Управление РВ производите штурвалом с исправной проводкой, а балансировку самолета - стабилизатором, переключив его на соответствующий штурвал.

(5) Учитывая, что эффективность продольного управления снижена вдвое, пилотируйте самолет плавно, не допуская большого изменения скорости и перегрузки.

(6) Выпуск шасси и механизации крыла, заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями, изложенными в п.3.5.I, Б, для случая заклинивания стабилизатора в крейсерском полете.

3.5.3. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ

А. Заклинивание механической проводки элеронов или спойлеров

Признаки отказа

При повороте штурвала ощущается резкое возрастание усилий, поворот штурвала ограничен.

Отсутствует реакция самолета по крену при отклонении штурвала.

Действия экипажа

(I) Управление самолетом взять обоим пилотам. При необходимости кренящий момент скомпенсируйте скольжением.

(2) Командиру корабля немедленно включить переключатель "Элер.и спойл.авар. рассоед.".

(3) Поворачивая поочередно левый и правый штурвалы, определите, какая из проводок (элеронов или спойлеров) исправна.

91

(4) Действуя штурвалом с исправной проводкой, восстановите нормальное положение самолета по крену и произведите посадку на ближайшем аэродроме.

(5) В зависимости от того, какая из проводок оказалась заклиненной, руководствуйтесь следующим:

(а) В случае заклинивания проводки управления спойлерами учитывайте, что возможности маневра самолета становятся более ограниченными. Посадку выполняйте с закрылками, отклоненными на 30°, и предкрылками - на 14° в соответствии с рекомендациями подраздела 3.6.2. В этом случае посадку разрешается производить при скорости бокового ветра не более 5 м/сек.

(б) В случае заклинивания проводки управления элеронами посадку выполняйте как обычно в соответствии с рекомендациями подраздела 4.2.8.

3.5.4. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ ПУТЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

А. Увеличение температуры рабочей жидкости выше допустимой в обеих АРМ системы управления РН

Признаки отказа

Звучит речевой сигнал "Бустерное управление проверить".

На панели бустеров загораются два красных табло "Проверь t°C бустера".

Действия экипажа

(1) Проверьте по индикатору температуру жидкости в каждой АРМ. Отключите АРМ с более высокой температурой жидкости на 20-30 мин, не допуская увеличения температуры жидкости в работающей АРМ выше 105°С.

(2) При отключении одной из АРМ РН установите переключатель "Демпферы рыскания" на работающую АРМ.

(3) Если таким способом не удается обеспечить работу хотя бы одной АРМ РН, то переключатели обеих АРМ установите в положение "Безбуст.".

(4) Без маневров в горизонтальной плоскости уменьшите приборную скорость до 500 км/час и произведите посадку на ближайшем аэродроме.

(5) При заходе на посадку и при посадке учитывайте, что безбустерное управление требует большего усилия на педалях, чем бустерное, а при отклонении педалей на величину более 1/3 хода возможно падение усилий до 6-12 кг.

Скорость бокового ветра на ВПП при посадке должна быть не более 8 м/сек.

(6) Посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями подраздела 4.2.8.

92

Б. Падение давления в обеих АРМ РН

Признаки отказа

Усилия на педалях выше обычных.

Звучит речевой сигнал "Бустерное управление проверить".

На панели бустеров загораются два красных табло "Давление ниже доп." и табло "Загрузка РН откл.".

Действия экипажа

(I) Сохраняйте режим полета без маневров в горизонтальной плоскости.

(2) Установите переключатели бустеров РН в положение "Резерв.". Если их работа не восстанавливается (табло "Давление ниже доп." и "Загрузка РН откл." не гаснут), установите переключатели бустеров РН в положение "Безбуст.".

(3) Уменьшите приборную скорость до 500 км/час без маневров в горизонтальной плоскости и произведите посадку на ближайшем аэродроме.

(4) Учитывайте особенности безбустерного управления РН и рекомендации, приведенные в разделе 3.5.4, А,при заходе на посадку и посадке.

В. Заклинивание бустера руля направления

Признаки отказа

При отклонении педалей ощущается резкое возрастание усилий, педали удается отклонить на незначительную величину.

Отсутствует реакция самолета на действие пилота педалями.

Действия экипажа

(I) Установите переключатели бустеров в положение "Безбуст.", а переключатель "Авар.отключ.бустеров" в положение "Вкл.".

(2) Убедитесь в переходе управления РН на безбустерный режим, для чего плавно отклоните педали влево и вправо на I/4 хода.

(3) Уменьшите приборную скорость до 500 км/час без маневров в горизонтальной плоскости и произведите посадку на ближайшем аэродроме.

(4) Учитывайте особенности безбустерного управления РН и рекомендации, приведенные в разделе 3.5.4, А,при заходе на посадку и посадке.

3.5.5. ОТКАЗЫ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Обрыв (разъединение) трансмиссии управления закрылками (для самолетов, оборудованных противоуборочными тормозами).

Признаки отказа

При выпущенных (убранных) закрылках, в процессе их уборки (выпуска):

Появляется крен самолета.
Загорается мигающее табло красного цвета "ТОРМ ЗАКР ВКЛ".
Стрелки индикатора положения закрылков показывают разные углы отклонения.

Действие экипажа

(I) Немедленно парируйте кренение самолета отклонением штурвала и педалей против крена.

(2) Контролируйте высоту и скорость полета, не допуская их уменьшения. При необходимости наберите безопасную высоту (не ниже высоты круга).

(3) На безопасной высоте в горизонтальном полете, если необходимо для увеличения запасов по отклонению элеронов и руля направления, подайте команду бортинженеру: "Закрылки согласовать!".

По этой команде бортинженер, контролируя положение закрылков по индикатору, короткими импульсами (через I-2^{0}) с помощью спаренных нажимных переключателей "ЗАКРЫЛКИ АВАРИЙНОЕ УПРАВЛЕНИЕ" в сторону уборки добивается одинакового отклонения левого и правого закрылков и докладывает командиру корабля после их остановки: "Закрылки симметрично ..... градусов".

(4) Прекратите выполнение задания и, не меняя угла отклонения закрылков, произведите посадку с фактическим весом на аэродроме вылета или ближайшем пригодном для посадки аэродроме при положении механизации и выдерживании режимов в соответствии с указаниями изложенными в п.3.6.2.

ПРИМЕЧАНИЕ: При непроизвольной симметричной уборке закрылков из-за обрыва разъединения трансмиссии (определяется по загоранию табло "ТОРМ ЗАКР ВКЛ", по стрелкам индикатора положения закрылков и сопровождается потерей высоты, крен отсутствует) действуйте, как указано в п.4.

3.6. ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПОСАДКИ

3.6.I. ПОСАДКА И УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВЕСОМ, ПРЕВЫШАЮЩИМ МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ

В исключительных случаях допускается посадка самолета при любом весе вплоть до максимального взлетного. Посадку выполняйте при повышенном внимании.

После посадки с весом, превышающим максимальный посадочный, проведите целевой осмотр самолета в соответствии с указаниями инструкции по технической эксплуатации (см.разд.I5-0I-0 ИТЭ-76) и сделайте запись в формуляре самолета.

А. Все двигатели работают или один не работает

Заход на посадку и уход на второй круг выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.8 и 4.2.I0. Решение об уходе на второй круг принимайте на высоте не менее 50 м.

Б. Два двигателя не работают

Заход на посадку и уход на второй круг выполняйте в соответствии с указаниями пп.3.I.6 и 3.I.7 с учетом следующих особенностей:

(I) Выпуск шасси производите после четвертого разворота на скорости 380-390 км/ч.

(2) Снижение по глиссаде выполняйте с убранной механизацией на скорости 370-380 км/ч.

(3) На высоте не ниже 300 м после уточнения расчета на посадку подайте команду выпустить предкрылки на 25° и закрылки последовательно на $I5^{\circ}$ и 30°. Установите скорость полета на снижении 290-270 км/ч.

(4) В процессе выравнивания уменьшите скорость до посадочной 260-270 км/ч.

(5) Решение об уходе на второй круг принимайте на высоте не ниже 300 м до выпуска закрылков и предкрылков.

(6) Сохраняя скорост планирования 370-380 км/ч, подайте команду "Режим взлетный".

(7) Удерживая самолет от разворота и крена, подайте команду "Шасси убрать".

(8) Набор высоты выполняйте на скорости 380-390 км/ч. На высоте круга при скорости 400 км/ч установите необходимый режим работы двигателей.

3.6.2. ПОСАДКА С НЕПОЛНОСТЬЮ ВЫПУЩЕННОЙ И УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА

Если при заходе на посадку закрылки или предкрылки не выпускаются в посадочное положение, произведите посадку при положении механизации и выдерживании режимов, указанных в таблице:

Таблица

	Рекомендуемая конфигурация при посадке	Скорость планирования, км/час. Посадочный вес, т.					Увеличение длины пробега по сравнению с обычной посадкой
		I00	II0	I20	I30	I40	
Не выпускаются закрылки	0/0	305	3I5	325	335	-	в I,9
Закрылки выпускаются на угол не более $I5^0$	I5/0	270	280	290	300	3I0	в I,7
Закрылки выпускаются на угол не более 30^0	30/I4	240	250	260	270	280	в I,5
Не выпускаются предкрылки	30/0	245	255	265	275	285	в I,5

ПРИМЕЧАНИЕ. Для определения длины пробега при неполностью выпущенной механизации крыла необходимо длину пробега при обычной посадке, определяемую по номограмме фиг.5.4-7, умножить на коэффициент увеличения длины пробега.

(I) Выдерживайте скорость касания на 20-25 км/час меньше скорости планирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. I. ВО ИЗБЕЖАНИЕ КАСАНИЯ ВПП ХВОСТОВОЙ ЧАСТЬЮ ФЮЗЕЛЯЖА ПРИ ПРИЗЕМЛЕНИИ НЕ ПРЕВЫШАЙТЕ УГОЛ АТАКИ $I3^0$ ПО АУАСП.

2. ПРИ ПОСАДКЕ С УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС НЕ ДОЛЖЕН ПРЕВЫШАТЬ I30 Т.

3. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ С НЕПОЛНОСТЬЮ ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА УЧИТЫВАЙТЕ УВЕЛИЧЕНИЕ ДЛИНЫ ВОЗДУШНОГО УЧАСТКА ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ.

(2) Сразу после приземления дайте команду включить реверс тяги всех двигателей, выпустить спойлеры и тормозные щитки, на скорости I80 км/ч дайте команду выключить реверс тяги внутренних двигателей, а на скорости 50 км/ч - внешних двигателей. Тормоза колес использовать после опускания передней ноги шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОСАДКЕ С УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА ИЛИ С ЗАКРЫЛКАМИ, ВЫПУЩЕННЫМИ НА $I5^0$ И 30^0, НА ПРОБЕГЕ ВКЛЮЧАЙТЕ РЕВЕРС ТЯГИ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ. НА СКОРОСТИ I80 КМ/ЧАС ВЫКЛЮЧИТЕ РЕВЕРС ТЯГИ ВНУТРЕННИХ ДВИГАТЕЛЕЙ, НА СКОРОСТИ 30 КМ/ЧАС - ВНЕШНИХ ДВИГАТЕЛЕЙ.

ПОСЛЕ ПОСАДКИ ТЩАТЕЛЬНО ОСМОТРИТЕ ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ, ПНЕВМАТИКИ И ТОРМОЗА КОЛЕС.

3.6.3. ПОСАДКА ПРИ НЕИСПРАВНЫХ СИСТЕМАХ ВЫПУСКА ШАССИ ИЛИ ПОВРЕЖДЕННОМ ШАССИ

А. Общие сведения

В случае невозможности выпуска шасси от основной и аварийной систем или созданием допустимых перегрузок, необходимо подготовиться к посадке с неисправным шасси. Посадка в этом случае выполняется на грунтовую полосу.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ ПРОИЗВОДИТЕ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ БЕЗ КРЕНА И СКОЛЬЖЕНИЯ НА ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ 350 КМ/ЧАС.

При всех видах посадки с неисправным шасси:

(I) Доложите руководителю полетов о неисправности шасси, получите разрешение на посадку и указания по ее выполнению.

(2) Предупредите экипаж и сопровождающих о выполнении аварийной посадки.

(3) Максимально уменьшите посадочный вес самолета выработкой топлива.

(4) Дайте команду бортовым операторам подготовить к применению переносные огнетушители, проверить надежность крепления грузов.

(5) Дайте команду экипажу и сопровождающим проверить и подтянуть привязные ремни.

(6) На высоте круга отключите отбор воздуха от всех двигателей, разгерметизируйте самолет, закройте все вентили кислородной системы.

(7) Дайте команду старшему бортоператору открыть входные двери и аварийные люки.

(8) Дайте команду штурману выключить потребители элекроэнергии на своем рабочем месте, перейти в кабину пилотов и занять одно из мест для бортоператоров. Дайте команду бортоператорам занять свободные места для сопровождающих.

(9) Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с указаниями подраздела 4.2.8.

(I0) Перед выравниванием, убедившись в точности расчета, дайте команду выключить все ненужные для выполнения посадки потребители энергии.

(II) Посадку ночью выполняйте в соответствии с указаниями подраздела 4.2.I3 при работающей ВСУ.

97

(I2) После остановки самолета убедитесь в отсутствии очагов пожара. При обнаружении очага пожара примите меры для его ликвидации всеми имеющимися средствами.

Обесточьте самолет и обеспечьте эвакуацию сопровождающих и экипажа.

Б. Посадка с невыпущенной носовой ногой шасси

Перед посадкой перемещением грузов и людей создайте по возможности заднюю центровку (не более допустимой для эксплуатации).

Посадку выполняйте на колеса главных ног шасси с нормальным посадочным углом.

После приземления удерживайте отклонением штурвала "на себя" носовую часть фюзеляжа от опускания. Перед опусканием носовой части фюзеляжа дайте команду выключить двигатели и перейти на аварийное электропитание.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НА ПРОБЕГЕ ТОРМОЗА КОЛЕС И РЕВЕРС ТЯГИ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ ПРИМЕНЯЙТЕ, СПОЙЛЕРЫ И ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ НЕ ВЫПУСКАЙТЕ.

В. Посадка с невыпущенными задними главными ногами шасси

Перемещением грузов и людей, а также выработкой топлива из баков I и 4 групп создайте по возможности переднюю центровку (не более допустимой для эксплуатации). При заходе на посадку двери и аварийные люки не открывайте.

Проверьте положение створок шасси. Если горит табло "Створки шасси не закрыты" и кнопка выпуска шасси находится в утопленном положении, выключите АЗС "Управл. гл.шасси" и закройте створки аварийно (см.6.6).

Перед выравниванием выключите внутренние двигатели. Посадку выполняйте на передние главные ноги шасси с меньшим посадочным углом, чем при обычной посадке.

После приземления отдачей штурвала "от себя" опустите носовую ногу шасси, выпустите тормозные щитки и спойлеры, используйте тормоза колес. Реверс тяги двигателей не применяйте.

Тенденцию самолета к опусканию на хвост парируйте полным отклонением штурвала "от себя".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛНОМ ОТКЛОНЕНИИ ШТУРВАЛА "ОТ СЕБЯ" ДАВЯЩИЕ УСИЛИЯ СОСТАВЛЯЮТ 50-60 КГ.

После полной остановки самолета застопорите управление, выключите внешние двигатели и обесточьте самолет.

ПРИМЕЧАНИЕ. I. При центровке более 29% после остановки самолет опустится на хвостовую часть фюзеляжа.

2. Для отруливания самолета на стоянку необходимо загрузить носовую часть фюзеляжа и создать центровку, при которой обеспечивается безопасное руление.

Г. Посадка при неисправности двух главных ног шасси с одной стороны

(I) Посадку выполняйте на фюзеляж с убранным шасси.

(2) Заход на посадку выполняйте в соответствии с указаниями настоящего подраздела и подраздела 4.2.8.

(3) Перед выравниванием дайте команду выключить внешние двигатели.

(4) Приземление выполняйте плавно с нормальным посадочным углом.

(5) После касания поверхности полосы дайте команду выключить внутренние двигатели и перейти на аварийное электропитание.

(6) После остановки самолета оцените положение. В случае пожара примите меры к его ликвидации и обеспечьте эвакуацию находящихся на борту людей.

3.6.4. ПОСАДКА И УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ПРИ НАЛИЧИИ ЛЬДА НА СТАБИЛИЗАТОРЕ

При заходе на посадку в условиях обледенения с неработающей противообледенительной системой хвостового оперения или при наличии льда на стабилизаторе, а также в случае, когда у экипажа нет уверенности в отсутствии льда на стабилизаторе, посадку выполняйте с предкрылками, отклоненными на 14°, и закрылками на 30° при повышенном внимании экипажа.

Пилотируйте самолет плавно, не допуская изменения перегрузки более $\pm 0{,}3$ и скольжения более чем на один диаметр шарика по указателю скольжения.

Скорости планирования по глиссаде:

Вес, т	I00	II0	I20	I30	I40
Приборная скорость, км/час	240	250	260	270	280

Скорость касания должна быть на 20–25 км/час меньше скорости планирования.

Уход на второй круг, полет по кругу и повторный заход на посадку выполняйте, не изменяя положения механизации крыла.

Полет по кругу выполняйте с выпущенным шасси и выпущенной механизацией крыла ($\delta_{закр}/\ \delta_{предкр} = 30/14^{\circ}$) на приборной скорости 320–340 км/час.

99

Ил-76ТД

Изменение № 5

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

3.6.5. Посадка при разгерметизации двух гидросистем

(Для изделий с № 083412361 и доработанных по бюллетеню № 1619-БУ-Г)

А. Признаки разгерметизации

Указатели уровня жидкости в гидробаках показывают "0".

Горят оба табло "Миним.уровень".

Не горят сигнальные (зеленые) лампы наличия давления в гидросистемах (при нажатой кнопке "Проверка насосов на двигателях").

Б. Действия экипажа

(1) Прекратите выполнение задания. Полет до аэродрома посадки выполняйте с таким положением механизации крыла, которое было в момент разгерметизации гидросистем.

ВНИМАНИЕ! ПРИ РАЗГЕРМЕТИЗАЦИИ ОБЕИХ ГИДРОСИСТЕМ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПОПЕРЕЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ СНИЖАЕТСЯ Т.К. СПОЙЛЕРЫ В ЭЛЕРОННОМ РЕЖИМЕ НЕ РАБОТАЮТ.

(2) Сообщите об отказе диспетчеру службы движения и произведите посадку на ближайшем аэродроме, имеющем метеоусловия, необходимые для визуального захода после пролета ДПРМ и пригодном для посадки с фактическим положением механизации.

(3) После принятия решения на посадку выпустите шасси аварийно (см.6.6.4"В").

ПРИМЕЧАНИЕ. Время аварийного выпуска шасси составляет 18–20 с.

(4) Заход на посадку выполняйте, руководствуясь указаниями п.3.6.2. Полет до ДПРМ осуществляйте по глиссаде. После пролета ДПРМ планируйте в торец ВПП с таким расчетом, чтобы высота при пролете БПРМ была менее установленной на 10 .... 20 м, а скорость планирования на 10 км/ч меньше указанной в таблице подр. 3.6.2 для данного полетного веса.

(5) Посадку выполняйте без выравнивания (выдерживайте угол тангажа, соответствующий углу тангажа предпосадочного планирования).

Пролет торца ВПП выполните на высоте 3–4 м.

(6) После касания полосы колесами главных ног шасси подайте команду бортинженеру включить реверс тяги всех четырех двигателей и плавно опустите носовую ногу шасси. Реверс тяги внутренних двигателей выключите на V =180 км/ч, внешних – на 50 км/ч. При необходимости используйте реверс тяги до полной остановки самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если разгерметизация двух гидросистем произошла при нахождении механизации крыла в одном из посадочных положений ($\delta_з^\circ / \delta_{пр}^\circ = 43^0/25^0$ или $30^0/25^0$) заход на посадку выполняйте руководствуясь указаниями подр. 4.2.8. с учетом особенностей торможения.

(7) Направление пробега самолета выдерживайте рулем направления до скорости $V_{пр}$ = 140 км/ч
Включение тормозов производите полным обжатием тормозных педалей на $V_{пр}$ = 150 км/ч.
На $V_{пр}$ менее 150 км/ч направление пробега выдерживайте ослаблением нажатия той педали, в какую сторону уклоняется самолет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! 1. ПРИ ОТКАЗЕ ОБЕИХ ГИДРОСИСТЕМ УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС НОСОВОЙ НОГИ ШАССИ НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ.

2. ЗАПАС ЭНЕРГИИ ГИДРОАККУМУЛЯТОРОВ ТОРМОЗОВ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ВОЗМОЖНОСТЬ ДВУХ-ТРЕХРАЗОВОГО ЗАТОРМАЖИВАНИЯ КОЛЕС ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ.

(8) Длина пробега самолета в сравнении с длиной пробега обычной посадки ($\delta_з^\circ / \delta_{пр} = 43^0/25^0$) увеличивается :

с механизацией крыла $\delta_з^\circ / \delta_{пр}^\circ = 0^0/0^0$ в 2,8 раза

с механизацией крыла $\delta_з^\circ / \delta_{пр}^\circ = 15^0/14^0$ в 2,4 раза.

(9) При боковом ветре до 5 м/сек и сухой ВПП выдерживание направления на пробеге обеспечивается с помощью руля направления и тормозов колес.

ВНИМАНИЕ! ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ БОЛЕЕ 5 М/С ВОЗМОЖНО УКЛОНЕНИЕ САМОЛЕТА ОТ ОСИ ВПП И ВЫКАТЫВАНИЯ ЕГО НА ГРУНТ.

(10) При отсутствии условий, обеспечивающих выполнение посадки с выпущенным шасси, посадку выполните на фюзеляж в соответствии с рекомендациями п.п. 3.6.2 и 3.6.3

3.7. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

При возникновении аварийной обстановки в полете, угрожающей жизни пассажиров и экипажа, необходимо прекратить полет и произвести вынужденную посадку вне аэродрома. Решение о вынужденной посадке самолета принимает командир корабля, руководствуясь Наставлением по производству полетов.

Командир о принятом решении оповещает экипаж. Значения скоростей при посадке с убранным шасси указаны в 4.2.8, а при посадке с убранным шасси и механизацией крыла - в 3.6.2.

3.7.I. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА СУШУ

А. Общая часть

В зависимости от условий и характера местности посадка может быть выполнена с выпущенным или убранным шасси, при полностью выпущенной механизации крыла. По возможности посадку производите при минимальном остатке топлива.

Перед посадкой откройте дверь из кабины экипажа в грузовую кабину и зафиксируйте ее.

Эвакуация из самолета после вынужденной посадки производится через входные двери и аварийные выходы, через верхний аварийный люк у шпангоута № I4 и форточки в кабине экипажа (фиг.3.7-I). При этом входной люк из кабины штурмана в кабину пилотов и дверь на шпангоуте № I4 должны быть открыты и зафиксированы.

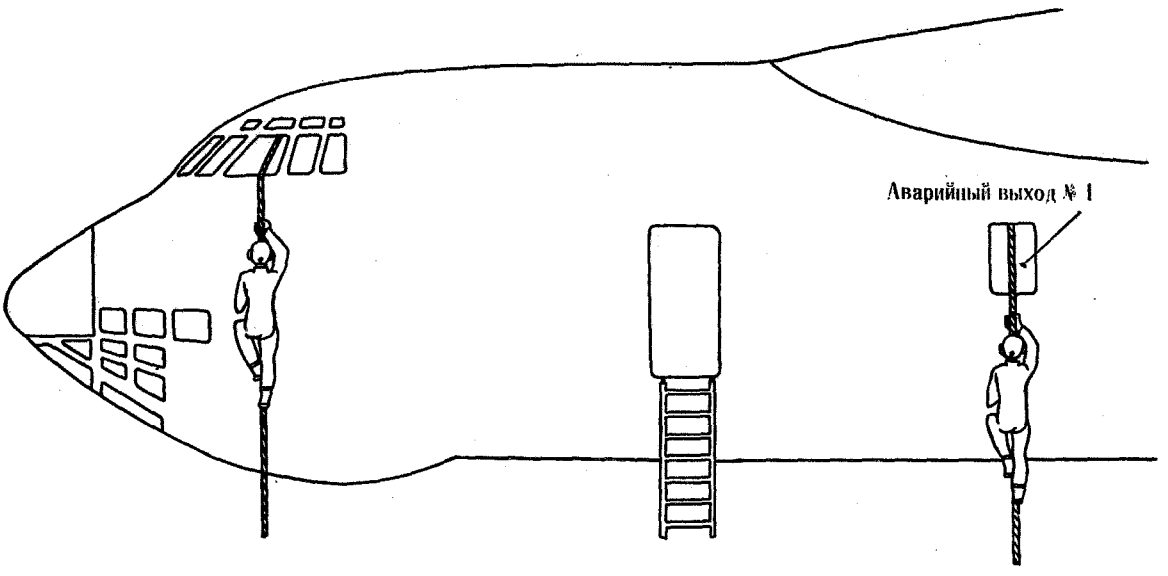
В случае заклинивания аварийных выходов применяются топоры.

При эвакуации из самолета после вынужденной посадки члены экипажа обязаны оказывать всевозможную помощь лицам, находящимся в кабинах, и друг другу. Члены экипажа при эвакуации из самолета переходят в грузовую кабину в следующей последовательности:

штурман;
бортинженер;
бортрадист;
второй пилот;
командир корабля.

Первыми эвакуируются из самолета сопровождающие и бортоператоры, а затем остальные члены экипажа в вышеуказанной последовательности.

ВНИМАНИЕ! ПРИНЯВ РЕШЕНИЕ О ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ, ВКЛЮЧИТЕ СИГНАЛ БЕДСТВИЯ АППАРАТУРЫ ОПОЗНАВАНИЯ.



ЭВАКУАЦИЯ ИЗ САМОЛЕТА В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ НА СУШЕ
фиг.3.7-1

Б. Действия членов экипажа при вынужденной посадке самолета вне аэродрома

КОМАНДИР КОРАБЛЯ

(I) Дайте команду экипажу и сопровождающим "Приготовиться к вынужденной посадке".

(2) Сообщите диспетчеру УВД об аварийной обстановке и о принятом решении.

(3) Убедитесь в том, что плечевые и поясные ремни застегнуты. Застопорите плечевые ремни в положении, предотвращающем удар о конструкцию самолета при перегрузке "вперед" и дающем возможность управлять самолетом.

(4) Дайте команду второму пилоту разгерметизировать кабины на высоте ниже 2000 м.

(5) На высоте 600 м и приборной скорости не более 400 км/час при загорании табло "Кабина разгерм." дайте команду старшему бортоператору "Открыть входные двери".

ПРИМЕЧАНИЕ. Если полет выполняется экипажем без бортоператоров, входные двери по команде командира корабля открывает штурман.

(6) Дайте команду штурману "Остаться при посадке на своем месте" или "Перейти в кабину пилотов".

(7) На предпосадочном планировании откройте левую форточку.

(8) Дайте команду бортинженеру перед приземлением выключить двигатели и закрыть топливные (пожарные) краны.

(9) Дайте команду бортрадисту перевести бортовую электросеть самолета на аварийное электропитание.

(10) После посадки самолета дайте команду "Эвакуироваться из самолета".

(11) После эвакуации из самолета сопровождающих и членов экипажа эвакуируйтесь из самолета:

расстопорите кресло и откатитесь назад до упора;
поднимите подлокотники вверх и расстегните привязные ремни;
покиньте самолет.

СТАРШИЙ БОРТОПЕРАТОР

(1) По команде командира корабля "Приготовиться к вынужденной посадке" убедитесь в том, что все сопровождающие застегнули привязные ремни.

(2) По команде "Открыть входные двери" и при загорании табло "Груз.каб.разгерм." откройте входные двери.

(3) Займите одно из свободных мест для сопровождающих и застегните привязные ремни.

(4) После посадки, получив команду командира корабля "Эвакуируйтесь из самолета", расстегните привязные ремни и встаньте с сиденья.

(5) Установите для спуска бортовую лестницу или бортовую стремянку и эвакуируйтесь из самолета.

ШТУРМАН

(1) По команде командира корабля "Приготовиться к вынужденной посадке":

поднимите и зафиксируйте свой стол;

разверните сь с сиденьем лицом по полету;

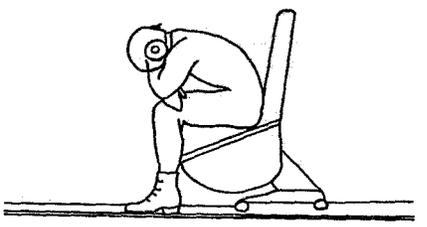
откатитесь назад до упора, опустите чашу сиденья в крайнее нижнее положение и застопорите сиденье;

убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты.

(2) По команде командира корабля "Остаться на своем месте" примите позу для аварийной посадки:

положите руки на колени ладонями вниз;

наклонитесь вперед и максимально приблизьте голову к рукам (фиг.3.7-2).



ПОЛОЖЕНИЕ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ НА ЗЕМЛЮ
фиг.3.7-2

(3) После посадки самолета, получив команду командира корабля "Эвакуироваться из самолета, расстегните привязные ремни и покиньте самолет.

(4) При получении команды командира корабля "Перейти в кабину пилотов" расстегните привязные ремни, перейдите в кабину пилотов и сядьте на одно из свободных сидений бортоператоров. Застегните привязные ремни, а после посадки эвакуируйтесь из самолета.

БОРТИНЖЕНЕР

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к вынужденной посадке":

убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты;

перед приземлением по команде командира корабля выключите двигатели и закройте топливные (пожарные) краны;

развернитесь с сиденьем лицом по полету, опустите чашу сиденья в крайнее нижнее положение и примите позу для аварийной посадки (см. фиг. 3.7-2).

(2) После посадки самолета и получения команды командира корабля "Эвакуируйтесь из самолета":

расстопорите сиденье, откатитесь до уровня сиденья бортрадиста и, не разворачивая сиденья, застопорите его;

расстегните привязные ремни;

встаньте, положите спинку на сиденье и эвакуируйтесь из самолета.

БОРТРАДИСТ

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к вынужденной посадке":

поднимите и зафиксируйте свой стол;

повернитесь с сиденьем лицом по полету, опустите чашу сиденья в крайнее нижнее положение и застопорите сиденье;
убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты.

(2) По команде командира корабля переведите бортовую электросеть самолета на аварийное электропитание.

(3) Примите позу для аварийной посадки (см. фиг.3.7-2).

(4) После посадки самолета и получения команды командира корабля "Эвакуируйтесь из самолета":
обесточьте бортсеть;
разверните лицом к оси самолета;
расстегните привязные ремни.

ВТОРОЙ ПИЛОТ

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к вынужденной посадке":
убедитесь в том, что плечевые и поясные ремни застегнуты. Застопорите плечевые ремни в положении, предотвращающем удар о конструкцию самолета при перегрузке "вперед" и дающем возможность управлять самолетом.

(2) По команде командира корабля произведите аварийную разгерметизацию кабин.

(3) На предпосадочном планировании откройте правую форточку.

(4) После посадки самолета и получения команды командира корабля "Эвакуируйтесь из самолета":
расстопорите кресло и откатитесь назад до упора;
поднимите подлокотники вверх и расстегните привязные ремни;
эвакуируйтесь из самолета.

СОПРОВОЖДАЮЩИЕ

Эвакуируйтесь из самолета по команде командира корабля и под непосредственным руководством членов экипажа через те же выходы, которые перечислены для членов экипажа.

3.7.2. ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

А. Общая часть

Перед полетом самолета над водным пространством при удалении от берега больше, чем на 25 км, экипаж обязан убедиться в наличии на борту спасательного оборудования для вынужденной посадки на воду, проинструктировать сопровождающих о

правилах пользования этим оборудованием и порядке эвакуации из самолета.

Для каждого члена экипажа и сопровождающего предусмотрены авиационные спасательные жилеты, которые надеваются перед посадкой на воду. Надувать жилеты необходимо только перед спуском на воду.

На самолете установлены два надувных спасательных плота: для экипажа и сопровождающих. Плот для экипажа расположен в контейнере перед центропланом крыла, плот для сопровождающих - в кабине пилотов. Каждый плот обеспечивает размещение семи человек. Выброс плота для сопровождающих осуществляется вручную через верхний аварийный люк в кабине пилотов или через аварийные выходы № I и 2. Перед выбросом плота его пусковой линь необходимо привязать к поручню около проема аварийного люка или аварийного выхода.

Эвакуация из самолета после посадки на воду (фиг.3.7-3) осуществляется через верхний аварийный люк (основной вариант), а в крайнем случае через форточки или через аварийные выходы № I и 2. Очередность выхода из самолета через верхний аварийный люк:

бортинженер;
бортоператор;
сопровождающие;
старший бортоператор;
штурман;
бортрадист;
второй пилот;
командир корабля.

При эвакуации из самолета через аварийные выходы № I и 2 и через форточки используются спасательные канаты.

Перед посадкой самолета на воду штурман и бортоператор по команде командира корабля переходят в кабину пилотов и занимают места бортоператоров. При этом входной люк из кабины штурмана в кабину пилотов и дверь на шпангоуте № I4 должны быть открыты и зафиксированы.

Перед посадкой на воду все находящиеся на борту люди, сидящие лицом по полету, принимают позу для аварийной посадки (см. фиг.3.7-2), а сидящие боком - разворачиваются на I/3 оборота по полету и принимают ту же позу.

Для улучшения условий жизнеобеспечения после приводнения необходимо взять с собой на плоты запасы продуктов, шерстяные вязаные вещи и другие необходимые предметы.

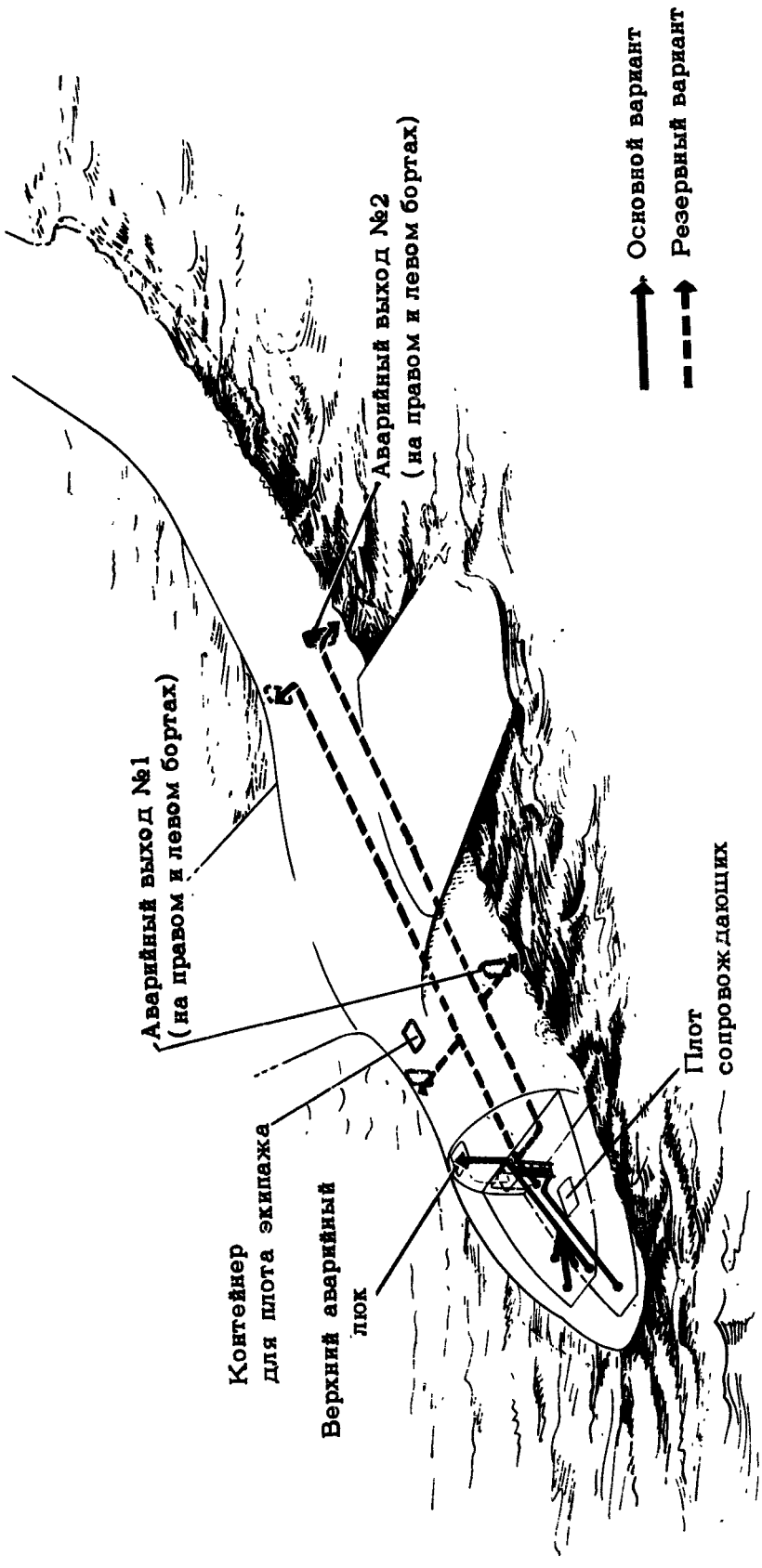


СХЕМА ЭВАКУАЦИИ ИЗ САМОЛЕТА ПОСЛЕ ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКИ НА ВОДУ

фиг.3.7-3

Если плот при наполнении углекислотой на воде развернулся днищем вверх, то одному из членов экипажа следует спуститься в воду и перевернуть плот в нормальное положение.

ВНИМАНИЕ! В СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМОСТИ ПЕРЕВЕРНУТЬ ПЛОТ В НОРМАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, ЖИЛЕТ ЧЛЕНА ЭКИПАЖА, ВЫПОЛНЯЮЩЕГО ЭТУ ОПЕРАЦИЮ, НЕ ДОЛЖЕН БЫТЬ НАДУТ, Т.К. ПЛОТ ПРИ ПЕРЕВОРАЧИВАНИИ НАКРЫВАЕТ ЧЕЛОВЕКА И ПРИ НАДУТОМ ЖИЛЕТЕ ОН НЕ СМОЖЕТ ВЫЙТИ ИЗ-ПОД ПЛОТА.

Б. Действия членов экипажа

КОМАНДИР КОРАБЛЯ

При появлении аварийной обстановки и принятии решения о вынужденной посадке на воду:

(I) Включите сигнал "Бедствие" аппаратуры опознавания.

(2) Дайте команду членам экипажа и сопровождающим "Приготовиться к посадке на воду". Предупредите штурмана о подготовке к переходу в кабину пилотов. Дайте команду членам экипажа и сопровождающим надеть спасательные жилеты, не надувая их.

(3) Сообщите диспетчеру УВД об аварийной обстановке на борту и о принятом решении.

(4) Убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты. Застопорите плечевые ремни в положении, предотвращающем удар о конструкцию при перегрузке "вперед" и дающем возможность осуществлять пилотирование.

(5) На высоте не выше 2000 м дайте команду второму пилоту включить герметизацию при приводнении.

(6) При выборе места приводнения старайтесь произвести посадку самолета по возможности ближе к кораблям или берегу, а также в районе с более слабым ветром. Посадку на воду при спокойном состоянии ее поверхности выполняйте против ветра. Высоту полета определяйте по радиовысотомеру. При волнении на море и ветре до I5 м/сек производите посадку в направлении вдоль гребня волны независимо от направления ветра. Посадку на воду выполняйте с полностью выпущенными предкрылками и закрылками.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОСАДКЕ НА ВОДУ НЕ ВЫПУСКАЙТЕ ШАССИ.

Скорости полета и положение предкрылков и закрылков при заходе на посадку и приводнении выдерживайте в соответствии с указаниями 4.2.8.

(7) В процессе выравнивания не допускайте разворота с креном более 10° и снижения с вертикальной скоростью более I-2 м/сек. Приводнение производите по возможности на минимальной скорости (см.фиг.5.2-I). Если в процессе глиссирования появляется тенденция к взмыванию, парируйте ее плавным отклонением штурвала.

(8) При посадке на воду ночью на высоте 100-150 м включите фары и все внимание сосредоточьте на определении высоты начала выравнивания. Удерживая вертикальную скорость снижения не более 1 м/сек, не допускайте потери скорости и удара самолета о воду.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ТУМАНЕ, ОБЛАКАХ И ОСАДКАХ ФАРЫ НЕ ВКЛЮЧАЙТЕ.

В лунную ночь при спокойном состоянии водной поверхности посадку производите в направлении лунной дорожки.

Перед посадкой дайте команду старшему бортоператору включить подсвет аварийных выходов.

(9) В момент приводнения дайте команду бортинженеру выключить двигатели, а бортрадисту - обесточить самолет.

(10) После остановки самолета дайте команду бортинженеру сбросить плот экипажа, а бортоператорам - сбросить плот сопровождающих и прикрепить их швартовочным линем к самолету.

Определите по крену самолета через какой борт производить выброс плотов.

ВНИМАНИЕ! ВЫБРОС ПЛОТОВ ПРОИЗВОДИТЕ В СТОРОНУ, ПРОТИВОПОЛОЖНУЮ КРЕНУ САМОЛЕТА.

(11) Поднимите подлокотники кресла вверх, расстегните привязные ремни.

(12) Руководите посадкой на плоты и при необходимости подбором людей, находящихся на воде.

(13) Убедившись в том, что все сопровождающие и члены экипажа сели на плоты, эвакуируйтесь из самолета, спустившись по веревочной лестнице на плот.

(14) После размещения экипажа на своем плоту отсоедините плот от самолета, перерезав швартовочный линь ножом, расположенным на камере плавучести у входа в плот. Поднимите плавучий якорь на плот, отойдите от фюзеляжа на веслах. Соединитесь с плотом сопровождающих.

(15) После размещения всех людей на плотах и отходе от самолета соедините плоты между собой, сбросьте якори в воду, обеспечьте правильность использования сигнальных средств и регулярность радиосвязи, установите круглосуточное дежурство членов экипажа, рационирование и периодичность питания.

ВТОРОЙ ПИЛОТ

(1) По команде командира корабля "Приготовиться к посадке на воду" наденьте спасательный жилет и убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты. Застопорите плечевые ремни в положении, предотвращающем удар о конструкцию при перегрузке "вперед" и дающем возможность осуществлять пилотирование.

(2) По команде командира корабля на высоте не выше 2000 м включите выключатель герметизации при приводнении.

(3) После посадки самолета на воду по команде командира корабля "Эвакуируйтесь из самолета".

(а) Расстопорите сиденье и откатитесь назад до упора.

(б) Поднимите подлокотники кресла вверх и расстегните привязные ремни.

(в) После выхода на верхнюю часть фюзеляжа эвакуируйтесь из самолета, спустившись по веревочной лестнице в плот. Дальнейшие действия - по указанию командира корабля.

БОРТИНЖЕНЕР

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к посадке на воду" наденьте спасательный жилет и убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты.

(2) Перед приводнением по команде командира корабля выключите двигатели и закройте топливные (пожарные) краны.

(3) Опустите чашу сиденья в крайнее нижнее положение и примите позу для аварийной посадки (см.фиг.3.7-2).

(4) После посадки по команде командира корабля "Сбросить плот" откатите сиденье назад до упора и расстегните привязные ремни.

(5) Отклоните рукоятку управления сбросом плота на себя до упора.

(6) Откройте верхний аварийный люк и доложите командиру корабля, в какую сторону упал плот.

(7) Закрепите и разверните веревочную лестницу в сторону падения плота.

(8) Поднимитесь на верхнюю часть фюзеляжа и, держась за поручни, пройдите к рукоятке крепления карабина троса подтягивания плота.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ ПЛОТ НЕ ВЫШЕЛ ИЗ КОНТЕЙНЕРА, ПОВТОРИТЕ СБРОС ПЛОТА ОТ ВЕРХНЕЙ РУКОЯТКИ УПРАВЛЕНИЯ.

(9) Подтяните плавающий плот к веревочной лестнице и закрепите его в этом положении карабином троса для подтягивания. Доложите командиру корабля, что плот готов к приему людей.

(IO) Окажите помощь бортоператору при сбросе плота сопровождающих и всем лицам при спуске на плоты.

(II) После газонаполнения плота дайте команду сопровождающим спускаться на плот.

ШТУРМАН

(I) По команде командира корабля о переходе в кабину пилотов расстегните привязные ремни, перейдите в кабину пилотов и займите место дополнительного члена экипажа или место бортоператора.

(2) Наденьте спасательный жилет, застегните привязные ремни и примите позу для аварийной посадки.

(3) После посадки самолета расстегните привязные ремни.

(4) Выйдите на верхнюю часть фюзеляжа и покиньте самолет, спустившись по веревочной лестнице на плот.

(5) Выполняйте указания командира корабля.

БОРТРАДИСТ

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к посадке на воду" наденьте спасательный жилет и убедитесь в том, что привязные ремни застегнуты.

(2) Поднимите и зафиксируйте свой стол, повернитесь с сиденьем лицом по полету и застопорите сиденье.

(3) По команде командира корабля обесточьте самолет. Опустите чашу сиденья в крайнее нижнее положение и примите позу для аварийной посадки (см. фиг.3.7-2).

(4) После посадки самолета и по команде командира корабля об эвакуации из самолета развернитесь лицом к оси самолета и расстегните привязные ремни.

(5) Поднимитесь на верхнюю часть фюзеляжа.

(6) Спуститесь по веревочной лестнице на плот и перенесите на плот аварийную радиостанцию.

(7) Выполняйте распоряжения командира корабля.

СТАРШИЙ БОРТОПЕРАТОР

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к посадке на воду" повторите эту команду сопровождающим.

(2) Усильте, по возможности, швартовку грузов в грузовой кабине от сдвига их вперед.

(3) Наденьте спасательный жилет и проверьте правильность положения спасательных жилетов на сопровождающих.

(4) Включите подсвет аварийных выходов (в темное время суток).

(5) Откройте и зафиксируйте дверь на шпангоуте № I4.

(6) Проверьте надежность стопорения привязных ремней сопровождающих.

(7) Доложите командиру корабля о готовности к посадке на воду лиц, находящихся в грузовой кабине.

(8) Займите одно из мест для сопровождающих и застегните привязные ремни.

(9) Примите позу для аварийной посадки.

(I0) После посадки самолета расстегните привязные ремни и окажите помощь сопровождающим при переходе их в кабину пилотов.

(II) После посадки на плот сопровождающих и бортоператора спуститесь на плот.

(I2) Отрежьте пусковой линь от самолета. С помощью весел, а также упираясь руками в конструкцию самолета. Отойдите от него и соединитесь с плотом экипажа.

БОРТОПЕРАТОР

(I) По команде командира корабля "Приготовиться к посадке на воду" наденьте спасательный жилет и перейдите в кабину пилотов.

(2) Займите место для бортоператора и застегните привязные ремни.

(3) Примите позу для аварийной посадки.

(4) После посадки самолета расстегните привязные ремни.

(5) По команде командира корабля с помощью двух сопровождающих выбросьте плот для сопровождающих через верхний аварийный люк или один из аварийных выходов:

(а) Расстегните ремни крепления плота.

(б) Поднесите плот к проему аварийного люка.

(в) Привяжите пусковой линь плота к поручню возле проема люка.

(г) Выбросьте плот через проем люка.

(д) Включите газонаполнение плота с помощью пускового линя.

(6) Эвакуируйтесь из самолета через люк и спуститесь на плот для сопровождающих.

(7) Окажите помощь сопровождающим при их спуске на плот.

СОПРОВОЖДАЮЩИЕ

(I) По команде командира корабля или старшего бортоператора "Приготовиться к посадке на воду" наденьте спасательные жилеты и застегните привязные ремни.

(2) Развернитесь на I/3 оборота по полету и примите позу для аварийной посадки.

(3) После посадки самолета расстегните привязные ремни и совместно со старшим бортоператором пройдите в кабину пилотов.

(4) Совместно с бортоператором выбросьте за борт спасательный плот через верхний аварийный люк.

(5) Эвакуируйтесь из самолета, спустившись на плот.

(6) Выполняйте команды командира корабля и старшего бортоператора.

3.8. ОТКАЗ ЧЕТЫРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ

А. Признаки

(I) Рывок штурвала и разбалансировка самолета по усилиям.

(2) Большие усилия страгивания штурвальной колонки.

(3) Неустойчивость по скорости, а при больших отклонениях руля высоты и малых скоростях полета - по перегрузке в отношении усилий на штурвале.

(4) Горят лампы сигнализации отказа четырех генераторов.

(5) Погасла световая сигнализация на панели бустеров.

(6) Система речевой информации выдает сигналы "Бустерное управление проверить" и "Электроснабжение проверить".

ВНИМАНИЕ! I. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ЧЕТЫРЕХ ГЕНЕРАТОРОВ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ, БУСТЕРЫ РУЛЕЙ И ЭЛЕРОНОВ, А ТАКЖЕ ДЕМПФЕРЫ НЕ РАБОТАЮТ.

2. ПРИ БЕЗБУСТЕРНОМ УПРАВЛЕНИИ ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА ОСУЩЕСТВЛЯЙТЕ ПРИ ПОВЫШЕННОМ ВНИМАНИИ ПЛАВНЫМИ ОТКЛОНЕНИЯМИ ШТУРВАЛА И ПЕДАЛЕЙ С ОГРАНИЧЕННЫМ МАНЕВРИРОВАНИЕМ, ОСОБЕННО ПО КАНАЛАМ КУРСА И КРЕНА.

3. НЕ ДОПУСКАЙТЕ РЕЗКОГО ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РУД-ами.

Б. Действия экипажа

(I) Переведите самолет в снижение, убрав РУД двигателей на режим малого газа, и полностью выпустите спойлеры. Усилия на штурвале снимайте триммерами руля высоты.

(2) Дайте команду бортрадисту перевести электросеть на аварийное питание.

(а) Отключите генераторы от параллельной работы и от бортсети.

(б) Перейдите на питание потребителей от аккумуляторных батарей, для чего включите оба выключателя "Питание от АКК".

(в) Включите выключатель объединения бортов по постоянному току.

(г) Убедитесь в том, что преобразователь ПТ-I25Ц включен (переключатель находится в положении "От преобр.", зеленая сигнальная лампа горит) и авиагоризонт АГБ работает.

(д) Установите переключатель преобразователя ПО-750А в положение "Уровень жидк, ДЦВ, АРК, маном.".

(е) Выключите выпрямительные устройства.

(ж) Выключите автоматы защиты УВК, РЛС-П, РЛС-Н, САУ, ДИСС, СВС, РСБН, ТКС-П, ЭЦН.

(3) Дайте команды бортинженеру:

(а) Переключатели управления бустерами установить в положение "Безбуст."

(б) Открыть краны кольцевания топливной системы, включить насос подкачки на панели ВСУ и выключить подкачивающие и перекачивающие насосы.

(в) Перевести переключатель системы кондиционирования из положения "Автомат" в положение "Ручное" и уменьшить расход воздуха до 2-3 условных единиц по УРВК в каждой системе.

(4) Выполняйте снижение до высоты запуска ВСУ сначала на числе M=0,72-0,73, а после достижения $v_{пр}$=530 км/час - на этой скорости.

На высоте запуска ВСУ плавно выведите самолет в горизонтальный полет и уменьшите скорость до $v_{пр}$ = 350-360 км/час.

(5) Дайте команды бортинженеру и бортрадисту:

(а) Запустить ВСУ и включить генераторы ВСУ в бортсеть.

(б) Включить в каждом канале поочередно бустеры РВ, РН и элеронов.

(в) Включить автоматы защиты СВС, ДИСС, ТКС-П, ЭЦН.

(г) Включить по одному подкачивающему и перекачивающему насосу на каждый двигатель.

(д) Установить выключатель объединения бортов по постоянному току и оба выключателя "Питание от АКК" в положение "Отключено".

(е) В случае превышения тока нагрузки на генератор постоянного тока ВСУ 400 а выключить по одной аккумуляторной батарее с левого и правого бортов.

ПРИМЕЧАНИЕ. Величина тока нагрузки генераторов ВСУ не должна превышать по постоянному току 400 а и по переменному току без учета тока нагрузки, потребляемого механизмом управления стабилизатором, - 80 а.

(6) Уберите спойлеры и продолжайте полет на установленной высоте и $v_{пр}$ = 350-360 км/час до ближайшего аэродрома, используя для балансировки стабилизатор.

Временное изменение № 92(3.8)

РЛЭ-76Т(ТД) на 3 листах

По вопросу: Введение изменений на самолетах с № 1043419644 при отказе 4-х основных генераторов переменного тока:

1. Обозначение вертикальной штриховкой автоматов защиты, выключаемых на РУ21, 22, 23, 24.

2. Автоматическое включение ПО-750 в положение "I".

3. Перенос питания, подсвета ЭУП-53МК командира экипажа на шину аккумуляторных батарей.

Основание: с/з 7601-1882-241

с/з 7601-2187-242

с/з 7601-2056-167

Мероприятия 7601-00570-167-22.

Разместить: В подразделе 3.8, к стр.2.

В 3.8, стр.2, в п.(2), после 2-ой строки п.п.(ж) внести новый текст:

"На самолетах с № 1043419644 выключите автоматы защиты на РУ21, 22, 23, 24, обозначенные вертикальной штриховкой оранжевого цвета внутри рамки панельки каждого выключаемого автомата защиты".

(7) Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с указаниями 4.2.8.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. I. ВРЕМЯ ПОЛЕТА ПРИ ПИТАНИИ ОТ АВАРИЙНЫХ ШИН АККУМУЛЯТОРОВ С УЧЕТОМ ТРЕХ ПОПЫТОК ЗАПУСКА ВСУ СОСТАВЛЯЕТ 20 МИН.

2. ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ ВСУ НА БОРТСЕТЬ ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА В ТЕЧЕНИЕ 5 МИН (ДО ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ КОМАНДНО-ПИЛОТАЖНЫХ ПРИБОРОВ) ОСУЩЕСТВЛЯЙТЕ ПО АВИАГОРИЗОНТУ АГБ.

3.9. ТРЯСКА САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ

В полете возможно возникновение повышенной тряски самолета, которая своими признаками отличается от тряски при полете в турбулентной атмосфере.

Действия экипажа

А. При полете на приборной скорости более 370 км/час

(I) Прекратите выполнение маневра, выключите САУ, переведите самолет в прямолинейный горизонтальный полет.

(2) Уменьшите приборную скорость полета до прекращения тряски, но не менее 370 км/час.

(3) По сигнализации, приборам и, при возможности, визуально проверьте положение шасси, створок шасси, капотов двигателей, закрылков, предкрылков, дверей, люков, стабилизатора, рулей, элеронов, сервокомпенсаторов и триммеров элеронов, тормозных щитков и спойлеров.
Оцените уровень вибрации двигателей и действуйте в соответствии с указаниями 3.I и 6.I.II.

(4) Если при снижении скорости тряска уменьшилась или прекратилась, то дальнейший полет производите на этом режиме.

(5) Если с уменьшением скорости тряска не уменьшилась, то выпустите предкрылки на 25° и закрылки на 30° и уменьшите скорость полета до 300 км/час. Выпуск механизации крыла производите импульсами через $5-7^{\circ}$.

(6) Если при снижении скорости до 300 км/час тряска уменьшилась или прекратилась, то дальнейший полет производите на этом режиме, а посадку выполняйте в конфигурации:
предкрылки 25°, закрылки 43° (см. 4.2.8).

(7) В случае увеличения тряски при выпуске механизации крыла дальнейший полет и посадку выполняйте с убранными закрылками и предкрылками (см.3.6.2).

Б. При полете на приборной скорости менее 370 км/час

(I) Прекратите выполнение маневра, выключите САУ, переведите самолет в прямолинейный горизонтальный полет.

(2) Выполните действия, изложенные в п.А (3).

(3) Если возникновение тряски вызвано выпуском механизации крыла, уберите закрылки и предкрылки, посадку производите с убранной механизацией (см.3.6.2).

Во всех случаях возникновения тряски прекратите выполнение задания, производите посадку на ближайшем аэродроме.

)/120

Раздел 4

ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

РАЗДЕЛ 4

ПОДГОТОВКА И ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

СОДЕРЖАНИЕ

4.I. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

4.I.I. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем бортинженером

4.I.2. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем штурманом

4.I.3. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем вторым пилотом

4.I.4. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем бортрадистом

4.I.5. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем старшим бортоператором

4.I.6. Предполетный осмотр самолета и проверка его систем командиром корабля

4.2. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.2.I. Руление

4.2.2. На предварительном старте

4.2.3. Взлет

4.2.4. Взлет при боковом ветре

4.2.5. Набор высоты

4.2.6. Горизонтальный полет

4.2.7. Снижение

4.2.8. Заход на посадку и посадка

4.2.9. Посадка при боковом ветре

4.2.I0. Уход на второй круг

4.2.II. Выполнение последовательных взлетов-посадок

4.2.I2. Руление на стоянку

4.2.I3. Полеты ночью

4.2.I4. Полеты в условиях обледенения

4.2.I5. Полеты с грунтовых ВПП

4.2.I6. Полеты с грунтовых заснеженных ВПП

4.2.I7. Пилотирование в условиях турбулентности и в зонах грозовой деятельности

4.2.I8. Особенности пилотирования при выходе самолета на большие и отрицательные углы атаки, большие числа M и приборные скорости

4.2.I9. Выполнение полета с выпущенным шасси

4.2.20. Особенности выполнения полетов на высокогорных аэродромах

4.2.2I. Особенности взлета и захода на посадку в условиях сдвига ветра

4.I. ПОДГОТОВКА К ПОЛЕТУ

Этот подраздел включает основные указания по предполетной подготовке, осмотру и проверке самолета и его оборудования экипажем. Подробные указания по проверке работоспособности систем перед полетом изложены в книге 2 настоящего Руководства.

Обязанности экипажа при подготовке к полету

Перед каждым полетом, независимо от его характера, экипаж обязан :

(I) Усвоить задание на полет.

(2) Изучить метеоусловия в пунктах взлета, посадки (основных и запасных), на маршруте и оценить возможность выполнения полета.

(3) Определить максимальный взлетный вес самолета для конкретных условий данного аэродрома.

ВНИМАНИЕ! МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА ДОЛЖЕН РАССЧИТЫВАТЬСЯ ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЛЕЖАЩЕГО УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ВЗЛЕТЕ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗБЕГЕ. В ОТДЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ, КОГДА ЭТОГО ТРЕБУЕТ ОБСТАНОВКА, МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС МОЖЕТ РАССЧИТЫВАТЬСЯ ИЗ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНЫ РАЗБЕГА ИЛИ ДЛИНЫ РАБОЧЕЙ ЧАСТИ ЛЕТНОЙ ПОЛОСЫ ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ (СМ.РАЗД.5).

(4) Выбрать метод взлета (с тормозов, с кратковременной остановкой на ВПП, немедленный взлет).

(5) Выбрать режим полета (см.п.4.2.6), определить потребное количество топлива на полет и коммерческую нагрузку в соответствии с заданием на полет (см.п.п.6.5.)

(6) Выбрать схему размещения грузов, обеспечив допустимый диапазон центровок в течение всего полета.

(7) Определить центровку самолета на взлете и посадке, руководствуясь "Инструкцией по центровке и загрузке.

(8) Определить скорости на взлете V_1, V_R, V_2 и угол отклонения стабилизатора в зависимости от условий эксплуатации.

Рассчитать значения параметров для фактических значений P_H и T_H (см. фиг. 6.I-3).

(9) Произвести предполетный осмотр самолета и его оборудования каждым членом экипажа в соответствии с настоящим Руководством.

ПРИМЕЧАНИЕ. Объем предполетной подготовки самолета и его оборудования экипажем в промежуточных аэропортах посадки разрешается ограничить только внешним осмотром самолета при следующих условиях :

- за время полета на самолете не было неисправностей систем и оборудования;
- персональный состав экипажа в данном аэропорту не заменялся.

4.I.I. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ БОРТИНЖЕНЕРОМ

А. Приемка самолета от технического состава

При приемке самолета убедитесь в том, что:

Техническая документация и имущество	Находятся на борту самолета
Противопожарные средства	Подготовлены и установлены возле самолета
Упорные колодки под колесами шасси	Установлены. Лед под колесами отсутствует
Чехлы и заглушки	Сняты
Штырь с замка носовой ноги шасси	Снят и убран

Б. Осмотр самолета снаружи

(I) Осмотрите самолет по установленному маршруту (фиг.4.I-I), при этом убедитесь в том, что:

На поверхностях самолета	Внешних повреждений, льда, инея и снега нет
На обшивке носовой части предкрылков, киля и стабилизатора	Следов перегрева и деформации обшивки нет
Рампа, средняя и боковые створки грузолюка, крышки люков багажных помещений, двери и люки запасных выходов, крышки смотровых люков	Не повреждены и надежно закрыты
Сигнальные диски контроля саморазрядки огнетушителей	Целы - саморазрядка не произошла
На пилонах и гондолах двигателей	Внешних повреждений, подтеканий топлива и масла нет
Все замки на гондолах двигателей	Закрыты
Дренажные выводы двигателей	Подтеков топлива и масла нет
В районе размещения ВСУ повреждения, течь топлива и масла	Отсутствуют
В выходной трубе двигателя ВСУ посторонние предметы, снег и лед	Отсутствуют

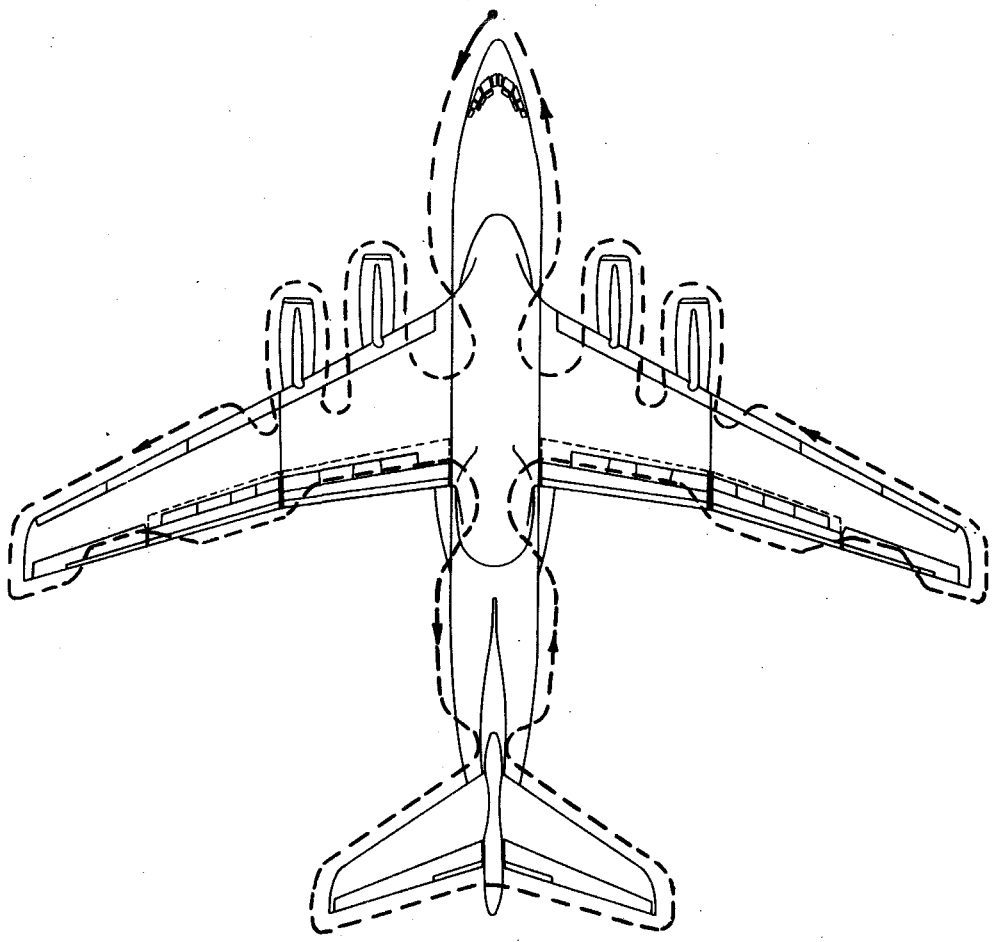


СХЕМА МАРШРУТА ОСМОТРА САМОЛЕТА ПРИ ПОДГОТОВКЕ К ПОЛЕТАМ

фиг.4.1-1

Замки крышек люка подхода к ВСУ	Закрыты
В местах расположения топливных баков, агрегатов и трубопроводов течь топлива	Отсутствует
Заборники дренажной топливной системы	Чистые
Отстой топлива	Слит из всех баков поочередно через централизованную систему слива не менее 2,5 л из каждого бака. Вода, кристаллы льда и механические примеси отсутствуют. При наличии в отстое топлива воды, кристаллов льда или механических примесей слейте отстой повторно из всех 20 сливных точек через нажимные краны слива до появления чистого топлива.

ВНИМАНИЕ! СЛИВ И КОНТРОЛЬ ОТСТОЯ ТОПЛИВА ПРОИЗВОДЯТСЯ:
- ПРИ ПРИЕМКЕ САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ, ЕСЛИ НЕ БУДЕТ ПРОИЗВОДИТЬСЯ ДОЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ, А ТАКЖЕ ПОСЛЕ СТОЯНКИ САМОЛЕТА БОЛЕЕ 5 ЧАСОВ;
- НЕПОСРЕДСТВЕННО ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ;
- ПОСЛЕ ЗАПРАВКИ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ, НО НЕ РАНЕЕ 15 МИН ПОСЛЕ ЕЕ ОКОНЧАНИЯ.

*Все пробки заправочных горловин топливных баков	Закрыты и законтрены
*Крышки заправочных горловин и масломерные линейки маслобаков	Закрыты и законтрены
*Замки и крышки люков спасательного плота, высотного отсека и гидроотсека	Надежно закрыты
Хвостовая опора	Убрана, опорная пята не повреждена, течи жидкости нет
Гидроагрегаты, их соединения с трубопроводами и соединения трубопроводов	Течи жидкости не имеют

ПРИМЕЧАНИЕ. Работы, указанные (*), выполняются в том случае, если проводились соответственно заправка топливом сверху, дозаправка маслобаков или проводились работы в отсеках.

Воздухозаборники продува ВВР и жалюзи выхода воздуха из ВВР, воздухозаборники аварийного продува грузовой кабины, выводы кабинного воздуха через выпускные и предохранительные клапаны	Не повреждены, чистые, посторонних предметов не имеют
Выдвижной воздухозаборник аварийного продува кабины экипажа и крышки штуцеров для наземного кондиционирования кабины	Закрыты
Отверстия для выхода воздуха из противообледенительных камер предкрылков	Чистые

(2) Осмотрите шасси самолета и убедитесь в том, что:

Колеса носовой и главных ног	Не имеют повреждений, гайки законтрены
Пневматики колес носовой и главных ног	Обжаты нормально, не имеют повреждений и сдвига относительно барабана (по меткам)
Термосвидетели тормозов колес главных ног	Не выплавлены
Амортизаторы носовой и главных ног	Нормально обжаты, подтеков рабочей жидкости нет
Контровка и пломба указателя "грубой" посадки на главных ногах	Не нарушены
Токосъемники	Имеют контакт с землей
Створки носовой и главных ног	Закрыты, подтеки рабочей жидкости отсутствуют

В. Внутри самолета

(I) Откройте вентиль подачи кислорода и проверьте исправность кислородного оборудования на рабочем месте (см.6.I0).

(2) Убедитесь в исправной работе механизмов сиденья, привязных ремней и в надежной фиксации сиденья в установленном для полета положении.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ОТКАТЫВАНИИ СИДЕНЬЯ В КРАЙНЕЕ ЗАДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПОЛУЧЕНИЯ ТРАВМЫ О КРОМКУ ЭТАЖЕРКИ РУКИ ДЕРЖИТЕ НА ПОДЛОКОТНИКАХ.

(3) Осмотрите самолет изнутри и проверьте, что:

Посторонние предметы	Отсутствуют
Остекление кабин	Чистое, повреждений нет
Давление в баллонах стационарной кислородной системы	Соответствует фактической температуре
Агрегаты и трубопроводы гидросистемы	Течи жидкости не имеют
Вода в баках умывальника	Заправлена
Пробки слива воды с рельсов форточек	Установлены в гнезда
Колпачки и крышки органов аварийного управления системами на рабочем месте	Закрыты, законтрены и опломбированы
Все органы управления системами на своем рабочем месте	Находятся в исходном положении (см. раздел 6)
После загрузки самолета	
Грузолюк	Надежно закрыт
Хвостовая опоры	Убрана
Перед запуском двигателей	
Входные двери, аварийные выходы, люки багажных помещений и верхний аварийно-эксплуатационный люк	Надежно закрыты

Г. При включенном аэродромном источнике электропитания

(I) Убедитесь в том, что на рабочем месте

Приборы	Не имеют повреждений
Автоматы защиты сети (за исключением АЗС "Автомат,перекачка баков", см.6.2)	Включены
Стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло	В исходном положении (см. раздел 6). Проверьте исправность ламп

Подсвет приборов и пультов при ночных полетах	Отрегулирован
Насосные станции гидросистем № I и 2	Включены на время проверки гидроприводов

(2) Проверьте работоспособность систем управления двигателями, топливной, масляной, противопожарной и гидросистем (см. раздел 6).

Проверьте, что количество топлива в баках соответствует заданию на полет. Установите стрелки запаса топлива расходомеров в соответствии с наличием топлива. Проверьте количество масла в баках по масломерам. Выключите насосные станции.

ПРИМЕЧАНИЕ. Количество топлива в баках при стоянке самолета определяйте по указателям топливомера, установленным на щитке заправки.

(3) Предупредите наземный технический персонал о запуске ВСУ и запустите ВСУ.

(4) При необходимости обеспечьте кондиционирование кабин на земле.

(5) Доложите командиру корабля о готовности к запуску двигателей.

(6) По команде командира корабля запустите и прогрейте двигатели (см. 6.I).

ПРИМЕЧАНИЕ: В целях исключения столкновения с птицами днем на взлете рекомендуется включать фары и аэронавигационные огни так же, как и ночью (см. 4.2.I3, стр.35, "Полеты ночью", пункты 2÷5).

(7) После запуска двигателей выключите ВСУ.

ВНИМАНИЕ! ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ УБЕДИТЕСЬ ПО ДОКЛАДУ НАЗЕМНОГО ПЕРСОНАЛА И СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ В ЗАКРЫТИИ СТВОРКИ ВСУ.

(8) По показаниям приборов и сигнализации убедитесь в нормальной работе источников давления гидросистем.

(9) Включите АЗС "Автомат, перекачка баков".

(I0) Включите обе полусистемы подачи воздуха, установив выключатели отбора во включенное положение поочередно для каждого двигателя.

(II) Установите по шкале "Начало герметизации" командных приборов давление 650 мм рт.ст.

(I2) Доложите командиру корабля о готовности к выруливанию.

4.I.2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ ШТУРМАНОМ

А. Осмотр самолета снаружи

Убедитесь в том, что :

Антенны радиокомпасов, носовой и нижний обтекатели радиолокационных станций (РЛС), приемники температуры наружного воздуха.	Не имеют повреждений, лед, снег и иней отсутствуют; надежно закреплены
Защитные кожухи датчиков автомата углов атаки и перегрузки с сигнализацией (АУАСП) и антенны аппаратуры опознавания	Сняты

Заглушки отверстий статического давления и чехлы приемников полного давления (ПВД)	Сняты
Приемники полного давления	Не повреждены

Б. Внутри самолета

(I) Откройте вентиль подачи кислорода и проверьте исправность кислородного оборудования на рабочем месте.

(2) Убедитесь в исправной работе механизмов сиденья, привязных ремней и в надежной фиксации сиденья в установленном для полета положении.

(3) Убедитесь в том, что кран "Статика" (под столом) установлен в положение "Дверь закр."(Действительно только для самолетов до № 0033446345)

(4) Убедитесь в том, что показания указателя скорости и вариометра -исходные.

(5) Проверьте, что :

Остекление кабины	Чистое, повреждений не имеет
Посторонние предметы	Отсутствуют
Все органы управления системами на своем рабочем месте	В исходном положении (см.раздел 6)
Графики девиации точной курсовой системы (ТКС), магнитных и радиокомпасов	Имеются
Бортовые таблицы показаний высотомеров на эшелонах полета	Имеются

(6) Заведите часы и установите точное время.

В. При включенном аэродромном источнике электропитания или включенной ВСУ

(I) Убедитесь в том, что на рабочем месте :

Приборы	Не имеют повреждений
Стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло	В исходное положение(см.разд.6) Проверьте исправность ламп
Указатель крена и тангажа (УКТ)	Индицирует стояночные угла крена и тангажа самолета

(2) Проверьте исправность высотомеров согласно указаниям п.6.I2.I3.

(3) Проверьте работоспособность навигационного и радиооборудования на своем рабочем месте (см. раздел 6). При получении команды от командира корабля о выполнении проверки СВС и радиовысотомера убедитесь в том, что указатели повторители скорости и высоты системы СВС и радиовысотомера дают правильные показания.

(4) Проверьте правильность показаний указателя температуры наружного воздуха.

(5) Доложите командиру корабля об исправности оборудования и о готовности к запуску двигателей.

Г. После запуска двигателей

(I) Сличите показания всех курсовых приборов.

(2) Установите нужный канал на РСБН и настройте АРК на соответствующие радиостанции.

(3) Убедитесь в том, что включен обдув УВК, РЛС-Н и РЛС-П.

ВНИМАНИЕ! I. ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ ВОЗДУХА В КАБИНЕ НИЖЕ МИНУС 10°С ИЛИ ВЫШЕ ПЛЮС 30°С НЕОБХОДИМО ОБЕСПЕЧИТЬ ОБДУВ АППАРАТУРЫ "КУПОЛ" В ТЕЧЕНИЕ 25 МИН ДО ВКЛЮЧЕНИЯ АППАРАТУРЫ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ.

2. ВРЕМЯ РАБОТЫ БЛОКОВ АППАРАТУРЫ "КУПОЛ" С ОТКЛЮЧЕННЫМ ОБДУВОМ ВОЗДУХА НА ВЗЛЕТЕ ИЛИ ПОСАДКЕ НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 МИН.

(4) По команде командира корабля, перед выруливанием включите обогрев стекол, установив переключатель обогрева в положение "Слабо".

(5) Доложите командиру корабля о готовности к выруливанию.

4.I.3. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ ВТОРЫМ ПИЛОТОМ

А. Осмотр самолета снаружи

(I) Убедитесь в том, что грузовой, аварийные и багажные люки закрыты.

(2) По команде командира корабля и совместно с ним проконтролируйте правильность отклонения поверхностей управления самолетом.

Б. Внутри самолета

(I) Осмотрите грузовую кабину и убедитесь в том, что:

Посторонние предметы	Отсутствуют
Грузы, предназначенные для транспортировки	Размещены согласно заданной центровке и надежно закреплены
Сопровождающие	Размещены в соответствии с заданной центровкой
Аварийно-спасательное оборудование и плавсредства	Находятся на борту и надежно закреплены
Переносные кислородные приборы	Заряжены кислородом, исправны
Переносные огнетушители	Находятся на своих местах и опломбированы

(2) Откройте вентиль подачи кислорода и проверьте исправность кислородного оборудования на рабочем месте.

(3) Убедитесь в исправности кресла и привязных ремней.

(4) Подгоните педали и кресло по росту. Убедитесь в надежности фиксации кресла в установленном для полета положении.

(5) Убедитесь в том, что на рабочем месте :

Остекление кабины	Чистое, повреждений не имеет
Посторонние предметы	Отсутствуют
Приборы	Не имеют повреждений
Боковая форточка	Открывается и закрывается без заеданий
Шторки и светофильтры	Исправны
Приборные доски, панели и пульты	Закреплены
Бортовая таблица показаний высотомера на эшелоне полета	Имеется
Все органы управления системами на рабочем месте	В исходном положении (см. разд. 6)

(6) Убедитесь в том, что ручки кранов "Статика" на правом пульте находятся в положении "Основн." и "Дверь закр." и законтрены тонкой проволокой (действительно только для самолетов до № 0033446345).

(7) Проверьте укомплектованность аптечки.

(8) Заведите часы и установите точное время.

(9) На командных приборах регуляторов давления по шкалам"Начало герметизации" установите давление 650 мм рт.ст. Убедитесь в том, что задатчик на шкале "Избыточное давление" установлен на перепад давления 0,5 кГ/см^2, а на шкале "Скорость изменения давления" - 0,18 мм рт.ст/с , переключатели "Управл. выпуск.клапанами" - в положении "Автомат", "Межкаб.засл." -в положении "Откл."

В. При включенном аэродромном источнике электропитания или ВСУ

(1) Убедитесь в том, что :

Стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло	В исходном положении (см.раздел 6). Проверьте исправность ламп
Подсвет приборов и пультов при ночных полетах	Отрегулировано

Управление стабилизатором и механизмами триммерного эффекта	Исправно

(2) Проверьте исправность высотомера согласно указаниям п. 6.12.13.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПОКАЗАНИЯ СЧЕТЧИКА ДАВЛЕНИЯ ВЫСОТОМЕРА ОТЛИЧАЮТСЯ ОТ АТМОСФЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ, ПРЕВЫШАЮЩУЮ ДОПУСК, ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(3) Проверьте работоспособность и правильность показаний командно-пилотажного прибора (сравните с авиагоризонтами командира корабля), навигационно-пилотажного прибора (совместно со штурманом), радиовысотомера, системы СВС, АУАСП, КУРС-МП, СПУ-СТУ, БКК, СНП, противообледенительной системы, обогрева стекол и ПВД и работоспособность РЛС-Н (см. разд. 6).

ПРИМЕЧАНИЕ. На стоянке, в процессе предполетной подготовки экипажем самолета к вылету в условиях температур наружного воздуха +5°С и ниже при наличии тумана, снегопада, дождя или мороси для устранения запотевания и обмерзания стекол пилотской кабины разрешается электрообогрев стекол и форточек включать в режим "Слабо".

(4) Доложите командиру корабля об исправности оборудования и о готовности к запуску двигателей.

Г. После запуска двигателей

(1) Убедитесь в правильности установки стабилизатора на расчетный угол (фиг.4.1-2) по индикатору его положения и в исправности стеклоочистителей.

(2) Включите обогрев стекол и форточек (режим "Слабо").

(3) Доложите командиру корабля о готовности к выруливанию.

4.1.4. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ БОРТРАДИСТОМ

А. Осмотр самолета снаружи

Убедитесь в том, что :

Антенные устройства радиосвязной аппаратуры	Повреждений не имеют; лед, снег и иней отсутствуют

Б. Внутри самолета

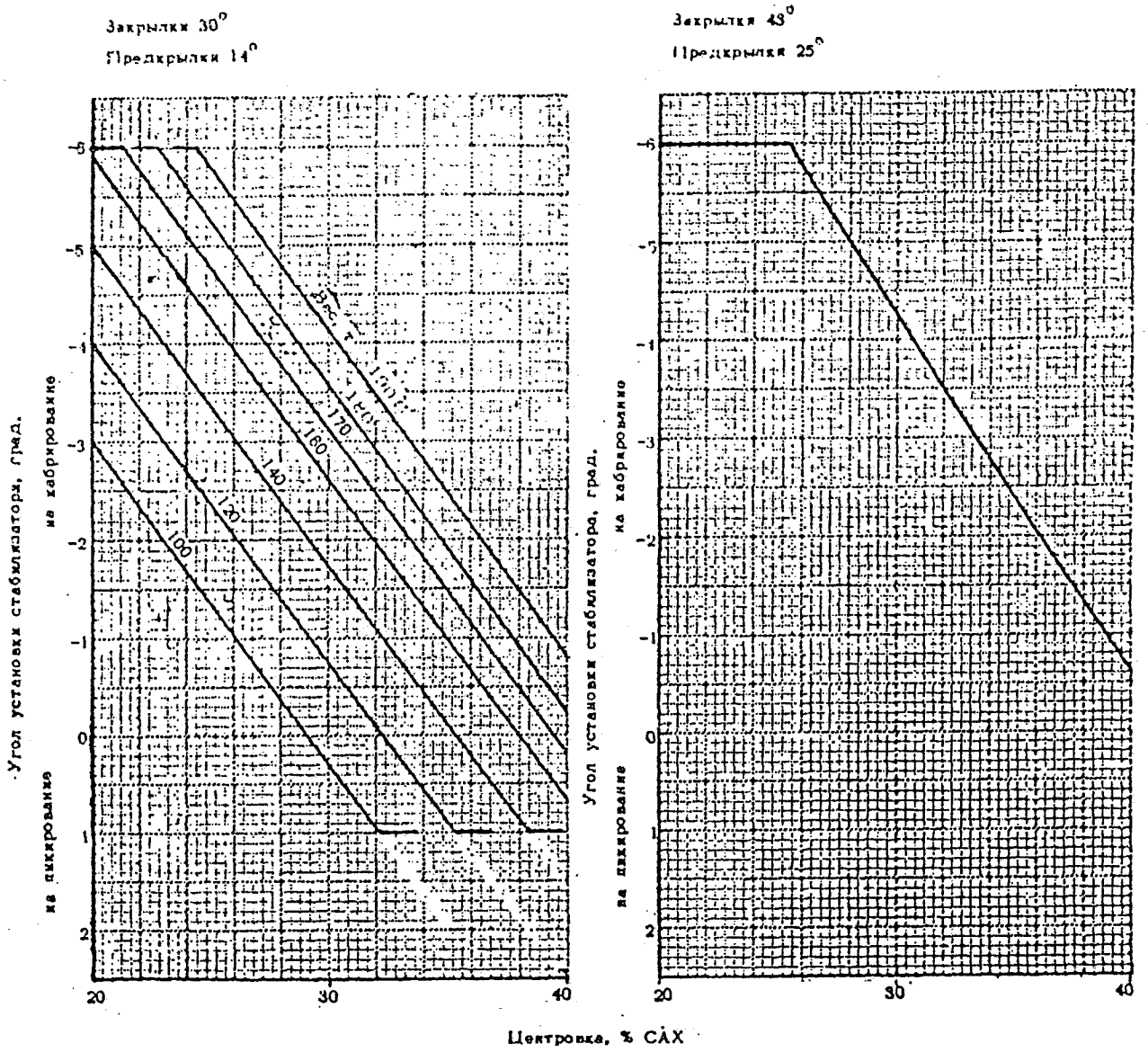
(1) Откройте вентиль подачи кислорода и проверьте исправность кислородного оборудования на рабочем месте.

(2) Убедитесь в исправности сиденья, привязных ремней и в надежности фиксации сиденья в установленном для полета положении.

(3) На своем рабочем месте убедитесь в том, что :

Посторонние предметы	Отсутствуют
Комплект запасных ламп и предохранителей	Имеется

УГОЛ УСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА НА ВЗЛЕТЕ



фиг.4.I-2

Все органы управления на панелях энергетики и радиосвязного оборудования	Находятся в исходном положении (см.раздел 6)
Аварийная КВ-радиостанция	Имеется

В. <u>При включенном аэродромном источнике электропитания или ВСУ</u>

По команде командира корабля включите автоматы защиты сети

(I) Убедитесь в том, что:

Приборы	Не имеют повреждений
Аэродромный источник электроэнергии	Включен в бортсеть, напряжение проверено
Стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло	В исходном положении (см.раздел 6). Проверьте исправность ламп
Бортовые источники электроэнергии	Напряжение проверено (см.6.II)

(2) Проверьте работоспособность и настройте каналы радиосвязного оборудования на рабочие частоты, проверьте работу магнитофона (совместно с командиром корабля) и устройства речевой информации (см.раздел 6).

(3) Включите бортовые аккумуляторы (если они не были включены).

(4) Доложите командиру корабля об исправности оборудования и о готовности к запуску двигателей.

Г. <u>После запуска двигателей</u>

(I)	Генераторы	Включите поочередно после выхода двигателей на "Малый газ". Убедитесь в нормальной работе
(2)	Генераторы	Включите на параллельную работу в любой последовательности
(3)	Аэродромный источник электропитания	Отключите

(4) Доложите командиру корабля о готовности к выруливанию.

4.I.5. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ СТАРШИМ БОРТОПЕРАТОРОМ

(I) Откройте входные двери.

(2) Убедитесь в том, что:

Посторонние предметы в грузовой кабине и багажниках	Отсутствуют
Остекление окон грузовой кабины	Не повреждено, чистое
Аварийные выходы	Не повреждены, надежно закрыты
Пол грузовой кабины, элементы грузолюка	Не повреждены

(3) Проверьте комплектность погрузочного, швартовочного оборудования и приспособлений для швартовки.

(4) При перевозке спецгрузов откройте заслонки патрубков продува застойных зон грузовой кабины.

(5) На своем рабочем месте убедитесь в исправности сиденья и привязных ремней.

(6) Откройте вентиль подачи кислорода и проверьте исправность кислородного оборудования.

(7) Убедитесь в том, что все органы управления системами находятся в исходном положении.

(8) При включенном аэродромном источнике электропитания или запущенной ВСУ проверьте, что стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло находятся в исходном положении. Проверьте исправность ламп.

(9) Проверьте зарядку самописца КЗ-63 лентой. Нажмите кнопку проверки работоспособности самописца (на правом борту грузовой кабины, шп. № 45) и по движению ленты убедитесь в исправной работе самописца.

(I0) Откройте грузолюк, выпустите хвостовую опору, при необходимости установите подтрапники в рабочее положение.

(II) Проконтролируйте подъезд аэродромных транспортных средств к самолету.

(I2) Руководите погрузкой техники и грузов в самолет и их швартовкой в соответствии с центровочным графиком и схемами погрузки и швартовки.

(I3) Соблюдайте правила обращения с грузами и меры безопасности при погрузке.

ПРИМЕЧАНИЕ. Подробные указания по пользованию погрузочным оборудованием приведены в Инструкции по погрузке (выгрузке) и швартовке техники и грузов.

(I4) По окончании погрузки и швартовки техники и грузов проконтролируйте отъезд аэродромных транспортных средств от самолета.

(I5) Удалите посторонние предметы из грузовой кабины.

(I6) Закройте грузолюк, входные двери и уберите хвостовую опору.

(I7) Установите тельферы и тросы в походное положение. Доложите бортинженеру об исправности оборудования в грузовой кабине.

(I8) Доложите командиру корабля о готовности к запуску двигателей.

4.I.6. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА И ПРОВЕРКА ЕГО СИСТЕМ КОМАНДИРОМ КОРАБЛЯ

Примите доклады бортинженера и старшего бортоператора о готовности самолета к полету.

А. Осмотр самолета снаружи

Осмотрите самолет по установленному маршруту (см. фиг.4.I-I), при этом убедитесь в том, что:

На поверхностях самолета	Внешних повреждений, льда, инея и снега нет
Триммеры	В нейтральном положении
Течь топлива, масла и жидкости	Отсутствует
Обжатие амортизаторов и пневматиков шасси	Нормальное
Пневматики колес	Повреждений не имеют
Аварийные выходы и люки	Закрыты
Створки грузолюка и крышки багажников	Закрыты
Обтекатели антенн РЛС	Не имеют повреждений и надежно закрыты
Стекла посадочных фар, импульсного маяка, АНО и габаритных огней	Не повреждены

Б. Внутри самолета

(I) Откройте вентиль подачи кислорода, подготовьте кислородные маски и проверьте исправность кислородного оборудования на рабочем месте.

(2) Убедитесь в исправности кресла и привязных ремней. Подгоните педали и кресла по росту. Убедитесь в надежности фиксации кресла в установленном для полета положении.

(3) Убедитесь в том, что :

Остекление кабины	Не загрязнено, повреждений не имеет
Посторонние предметы	Отсутствуют
Приборы	Не имеют повреждений
Приборные доски, панели и пульты	Закреплены
Все органы управления системами на рабочем месте	В исходном положении (см. раздел 6)
Бортовые таблицы показаний высотомеров на эшелонах полета	Имеются
Боковая форточка	Открывается и закрывается без заеданий
Шторки и светофильтры	Исправны
Ручки кранов "Динамика" и "Статика" на левом пульте	Установлены в положение "Основн." и "Дверь закр." и законтрены тонкой проволокой (действительно только для самолетов до № 0033446345)
Показания указателя скорости УВПД и вариометров	Исходные

В. <u>При включенном аэродромном источнике электропитания или ВСУ</u>

(I) Убедитесь в том, что :

Стрелки приборов, лампы сигнализаторов и табло	В исходном положении (см. разд. 6). Проверьте исправность ламп
Подсвет приборов и пультов при ночных полетах	Отрегулирован
Двери, аварийный и грузовой люки	Закрыты (по табло)

(2) Проверьте исправность высотомеров согласно указаниям п. 6.I2.I3

<u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ</u> . ЕСЛИ ПОКАЗАНИЯ СЧЕТЧИКА ДАВЛЕНИЯ ВЫСОТОМЕРА ОТЛИЧАЮТСЯ ОТ АТМОСФЕРНОГО ДАВЛЕНИЯ НА ВЕЛИЧИНУ, ПРЕВЫШАЮЩУЮ ДОПУСК, ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(3) Расстопорите рули и элероны и проверьте работоспособность системы управления (см. 6.7.I0, Б).

(4) Если руление предстоит с застопоренными рулями из-за ограничения по скорости ветра, выполните пп.(I), (2), (II), (I2), (I3) и (I6) подраздела 6.7.I0, Б.

(5) Проверьте работоспособность стабилизатора (совместно со вторым пилотом) см. 6.7.I0Б, п.(II).

(6) Проверьте работоспособность авиагоризонтов (сравните с КПП второго пилота), САУ, радиовысотомеров, системы воздушных сигналов (СВС), самолетной аппаратуры опознавания, магнитного самописца режимов полета (МСРП), СПУ-СГУ, показания НПП (совместно со штурманом), АУАСП (см.разд.6). Включите магнитофон.

(7) Проверьте включение автомата тормозов и включение стояночного тормоза.

(8) Примите доклады членов экипажа о готовности к запуску двигателей и дайте команду наземному составу убрать колодки из-под колес шасси.

(9) Получите разрешение на запуск двигателей и подайте команду на запуск (запуск двигателей см. раздел 6.I).

ПРИМЕЧАНИЕ. I. По согласованию с диспетчером и по усмотрению командира корабля руление на предварительный старт рекомендуется выполнять на двух внутренних двигателях. Запуск внешних двигателей произвести на предварительном старте или на специальной площадке.

2. В целях исключения столкновения с птицами днем на взлете рекомендуется включать фары и аэронавигационные огни так же, как и ночью (см. 4.2.I3, стр.35 "Полеты ночью", пункты 2÷5).

Г. После запуска двигателей

(I) Совместно с другими членами экипажа убедитесь в нормальной работе всех систем, в том числе стеклоочистителей и тормозов.

(2) Установите канал посадки радиосистемы ближней навигации (РСБН).

(3) Настройте АРК на соответствующие радиостанции.

(4) Отклоните стабилизатор на расчетный угол (см. фиг. 4.I-2).

(5) Подайте команду наземному составу отсоединить аэродромный источник электропитания.

(6) Подайте команду бортинженеру включить отбор воздуха поочередно от всех двигателей, проверить сигнализацию и индикацию расхода и температуры воздуха системы кондиционирования.

(7) Получить разрешение на выруливание.

(8) Подайте команду второму пилоту включить обогрев стекол в режим "Слабо".

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 107 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

По вопросу: Выполнение разворотов при рулении самолета.

Основание: с/з № 7601-569-163 и письмо АСЦ ГосНИИ ГА исх. № 116.6-1341 от 24.06.98 г.

Разместить в 4.2 лицевой стороной к стр.1 РЛЭ-76Т(ТД).

В 4 2.1 Стр.1 РЛЭ п.п.(6) изложить в новой редакции:

"(6) Развороты при рулении выполняйте на минимальной скорости, не превышающей 10 км/ч, управляя колесами носовой ноги, по возможности избегая одностороннего подтормаживания главных ног шасси и, при необходимости, плавном односторонним увеличением режима двигателей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РУЛЕНИИ САМОЛЕТА С ЗАПАСОМ ТОПЛИВА БОЛЕЕ 55 т НЕ ДОПУСКАЕТСЯ ОДНОСТОРОННЕЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ И РЕЗКИЙ ПЕРЕВОД РУД ДВИГАТЕЛЕЙ.

ПРИ ЭТОМ РАДИУС РАЗВОРОТА УВЕЛИЧИВАЕТСЯ".

ВНИМАНИЕ! Вр. изм. № 50 (4.2) к подразделу 4.2, Стр.1 от 24 июля 1992 г. аннулировано.

25 июня 1998

4.2. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

4.2.I. РУЛЕНИЕ

Перед выруливанием проверьте готовность всех членов экипажа согласно "Контрольной карте" , запросите разрешение вырулить на старт. Получив разрешение на выруливание:

(I) Установите переключатель управления поворотом колес носовой ноги шасси в положение "Ручн." (от штурвальчика). Включение проверьте по загоранию табло.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ КОЛЕСА НОСОВОЙ НОГИ РАЗВЕРНУТЫ (УСТАНОВЛЕНЫ НЕ ПО ОСИ), ТО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС НОСОВОЙ НОГИ УСТАНАВЛИВАЙТЕ В ПОЛОЖЕНИЕ "РУЧНОЕ" ПОСЛЕ СТРАГИВАНИЯ САМОЛЕТА.

(2) Осмотритесь, выключите стояночный тормоз, дайте команду "Экипаж! Выруливаем".

(3) Убедитесь в отсутствии давления в тормозах, плавно выведите внутренние двигатели на режим, необходимый для страгивания самолета с места.

(4) После страгивания самолета с места проверьте работу тормозов нажатием на тормозные педали.

(5) Поддерживайте скорость руления в зависимости от состояния РД, условий видимости и наличия препятствий. Вблизи препятствий и стоянок самолетов рулите на минимальной скорости, обеспечивающей немедленную остановку самолета.

(6) Развороты при рулении выполняйте, управляя колесами носовой ноги шасси и, в случае необходимости, применяя одностороннее подтормаживание колес главных ног шасси.

Радиус разворота самолета в зависимости от скорости руления составляет:

Скорость руления, км/час	I0	30	40	50
Радиус разворота, м	I3	35	63	I00

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ РУЛЕНИИ САМОЛЕТА С ЗАПАСОМ ТОПЛИВА БОЛЕЕ 55 Т НЕ ДОПУСКАЕТСЯ ОДНОСТОРОННЕЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ И РЕЗКИЙ ОДНОСТОРОННИЙ ПЕРЕВОД РУД ДВИГАТЕЛЕЙ.

(7) В процессе руления проверьте работу управления колесами носовой ноги шасси от педалей и эффективность тормозов, контролируя давление в тормозах по манометрам. Если руление выполняется с застопоренными рулями (при скорости ветра более I0 м/с, а для самолетов, имеющих демпфер РН, более I5 м/с) проверку управления колесами носовой ноги от педалей не производите.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. I. ПРИ РУЛЕНИИ САМОЛЕТА С ЗАДНЕЙ ЦЕНТРОВКОЙ (X_T =40% САХ) ИЛИ РУЛЕНИИ ПО СКОЛЬЗКОЙ ПОЛОСЕ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ЮЗА КОЛЕС НОСОВОЙ НОГИ ШАССИ РАЗВОРОТЫ С МИНИМАЛЬНЫМ РАДИУСОМ ПРОВОДИТЕ НА МИНИМАЛЬНОЙ СКОРОСТИ С ПОДТОРМАЖИВАНИЕМ ВНУТ-

РЕННИХ ТЕЛЕЖЕК ГЛАВНЫХ НОГ ШАССИ. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ОТКЛЮЧИТЕ АВТОМАТЫ ТОРМОЖЕНИЯ.

2. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МАНЕВРА НА РУЛЕНИИ ШТУРВАЛЬЧИК УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕСАМИ НОСОВОЙ НОГИ ШАССИ БРОСАТЬ НЕЛЬЗЯ, Т.К. ОТПУЩЕННЫЙ ШТУРВАЛЬЧИК ВОЗВРАЩАЕТСЯ ПРУЖИНАМИ ЦЕНТРИРОВАНИЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ, ЧТО ПРИВОДИТ К ВЫВОДУ САМОЛЕТА ИЗ РАЗВОРОТА.
3. НА РУЛЕНИИ ПРИ СИЛЬНОМ ПОРЫВИСТОМ ВЕТРЕ ВОЗМОЖНЫ ПОДЕРГИВАНИЯ ШТУРВАЛА ИЛИ НЕЗНАЧИТЕЛЬНЫЙ УХОД ПЕДАЛЕЙ ИЗ-ЗА ЧАСТИЧНОЙ ОБРАТИМОСТИ БУСТЕРОВ.

Во время руления второй пилот должен свободно держать штурвал. Все члены экипажа обязаны наблюдать за окружающей обстановкой и докладывать командиру корабля о препятствиях.

(8) Избегайте лишних, не вызванных необходимостью, торможений колесами на прямолинейных участках руления. Тормоза колес в процессе руления применяйте: при опробовании тормозов, при выполнении разворотов (при необходимости), для остановки самолета на предварительном и исполнительном старте, а также при наличии препятствий на пути движения самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. I. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОЦЕССЕ РУЛЕНИЯ.

2. НЕ ДОПУСКАЙТЕ РУЛЕНИЕ (ИЛИ ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА) С НЕОСТЫВШИМИ ТОРМОЗАМИ КОЛЕС (ИЛИ НЕОХЛАЖДЕННЫМИ) ПОСЛЕ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРЕДЫДУЩЕГО ПОЛЕТА.

(9) Если известен азимут рулежной дорожки, то при рулении производите выставку курса самолета по РД (или ВПП). Выставку курса следует выполнять на прямолинейном участке РД (или ВПП), обеспечивая направление руления возможно точнее по осевой линии.

Если условия руления на исполнительный старт не позволяют произвести выставку курса, то выставку курса выполняйте на исполнительном старте (см.6.I2.32,Е).

4.2.2. НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ

(I) Если руление производилось на двух внутренних двигателях дайте команду бортинженеру на запуск внешних двигателей.

(2) Дайте команду бортинженеру выпустить механизацию крыла во взлетное положение.

(3) Дайте команду "Контроль по карте" и проверьте готовность членов экипажа.

(4) Убедитесь в том, что:

стабилизатор установлен во взлетное положение, сигнальное табло "Проверь угол стаб" не горит, триммеры и механизмы триммерного эффекта находятся в нейтральном положении (зеленые лампы горят);

рули и элероны расстопорены, штурвальная колонка, штурвал и педали при трехкратном отклонении на полный ход до упоров отклоняются свободно, без заеданий и не фиксируются в положениях стопорения (РВ при отклонении штурвальной колонки от себя до упора; элероны – при отклонении штурвала вправо до упора; РН – при положении педалей, близком к нейтральному). АЗС "СТОПОРЕНИЕ РУЛЕЙ" выключен, красное табло "СТОПОР ВКЛ" и зеленое табло "РУЛИ РАССТОПОР" не горят;

демпферы крена и рыскания включены;

предкрылки и закрылки выпущены во взлетное положение;

тормозные щитки и спойлеры убраны;

стрелки всех высотомеров установлены на нуль; сравните их показания с атмосферным давлением на аэродроме вылета;

люк между кабинами пилотов и штурмана закрыт.

(5) Проверьте надежность стопорения сиденья, крепления привязных ремней и закрытие форточек.

(6) Дайте команду бортинженеру отключить отбор воздуха от двух симметрично расположенных двигателей (внешних или внутренних).

(7) Зачитайте расчетные скорости V_1 и V_R.

4.2.3. ВЗЛЕТ (фиг.4.2-I)

Взлет самолета выполняется на взлетном режиме работы двигателей и занимает участок полета от начала разбега до набора высоты круга. Взлет состоит из следующих этапов:

разбег по ВПП до скорости V_R;

отрыв колес носовой ноги шасси после достижения V_R и перевод самолета в режим начального набора высоты;

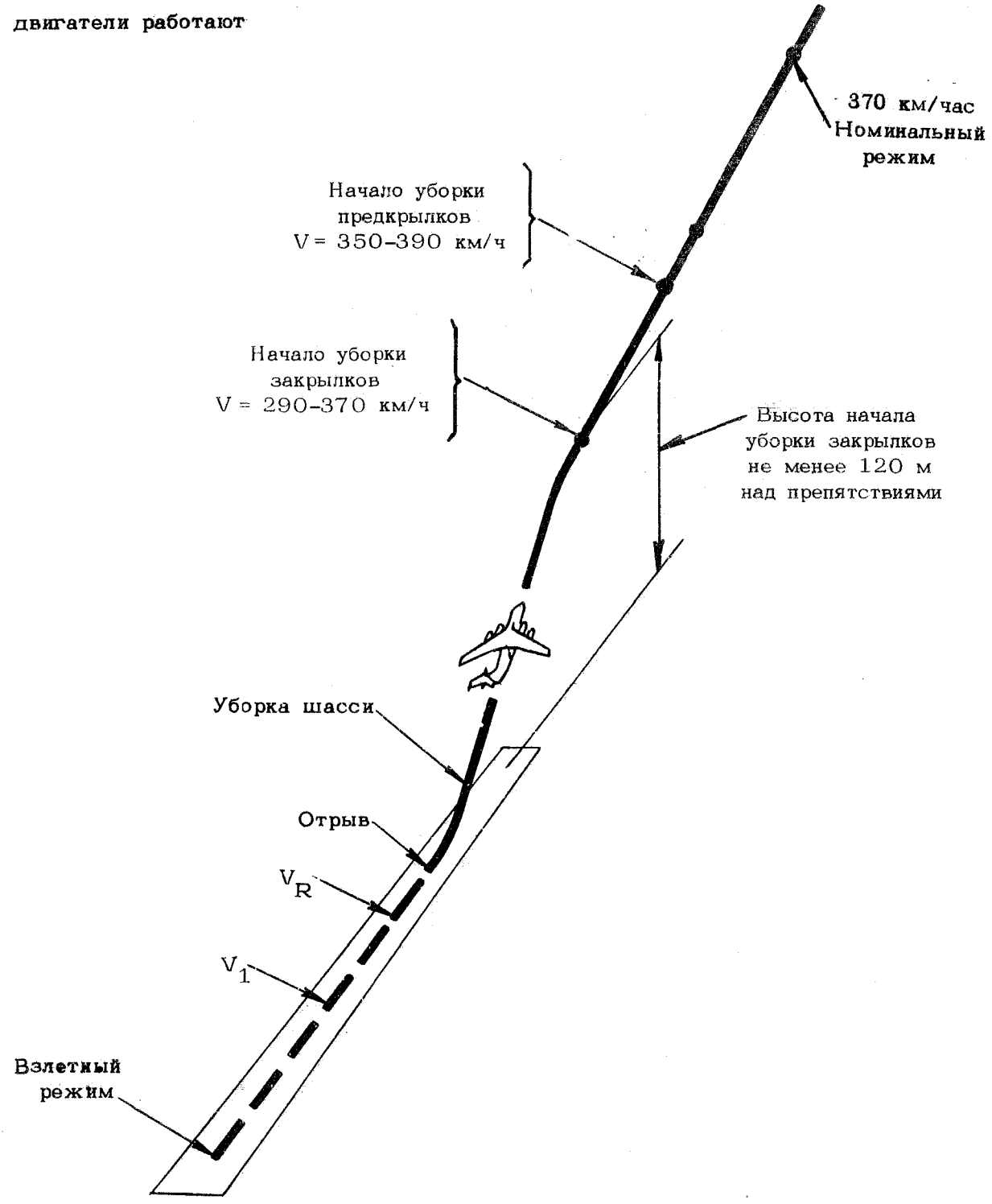
уборка шасси и начальный набор высоты на скорости не менее безопасной взлетной V_2;

разгон самолета и уборка механизации крыла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ПРОЦЕССЕ ВЗЛЕТА ЭКИПАЖ ДОЛЖЕН ВНИМАТЕЛЬНО СЛЕДИТЬ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК, СИСТЕМ И ПРИБОРОВ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ БЕЗОПАСНЫЙ ВЗЛЕТ. ПРИ ПОЯВЛЕНИИ ПРИЗНАКОВ ИХ ОТКАЗА НЕМЕДЛЕННО ДОКЛАДЫВАТЬ КОМАНДИРУ КОРАБЛЯ И В ДАЛЬНЕЙШЕМ ДЕЙСТВОВАТЬ ПО ЕГО УКАЗАНИЯМ.

ПРОФИЛЬ ВЗЛЕТА (ЗАКРЫЛКИ 30°, ПРЕДКРЫЛКИ 14°)

Все двигатели работают



фиг.4.2-1

А. Взлет с тормозов

Применяется в тех случаях, когда необходимый взлетный вес самолета ограничен максимально допустимым значением по условиям располагаемой длины полосы (т.е. рассчитанным по параметрам "Д" и " R ").

(I) Получив разрешение для выруливания на исполнительный старт, отключите стояночный тормоз и подайте команду "Занимаю исполнительный, взлет с тормозов".

(2) Вырулив на ВПП, включите взлетно-посадочное управление колесами носовой ноги шасси от педалей. Прорулите 5-I0 м и убедитесь в нормальной работе управления колесами носовой ноги.

(3) Установите самолет по оси ВПП и удерживайте его тормозами.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ РУЛЕНИЕ ПРОИЗВОДИЛОСЬ С ЗАСТОПОРЕННЫМ УПРАВЛЕНИЕМ ИЗ-ЗА ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВЕТРА, ВКЛЮЧИТЕ БУСТЕРЫ РН, БУСТЕР ЭЛЕРОНОВ, ОДИН БУСТЕР РВ. РАССТОПОРИТЕ УПРАВЛЕНИЕ РУЛЯМИ И ЭЛЕРОНАМИ, ВКЛЮЧИТЕ ОСТАЛЬНЫЕ БУСТЕРЫ РВ И ДЕМПФЕРЫ КРЕНА И РЫСКАНИЯ. СОЕДИНИТЕ ПРОВОДКИ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ И СПОЙЛЕРАМИ. УБЕДИТЕСЬ В ВЫСВЕЧИВАНИИ ЗЕЛЕНОГО ТАБЛО "РУЛИ РАССТОП" И В ПОГАСАНИИ КРАСНОГО ТАБЛО "СТОПОР ВКЛ". ВЫКЛЮЧИТЕ АЗС СТОПОРЕНИЯ И ПРОВЕРЬТЕ РАБОТОСПОСОБНОСТЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ. ЗЕЛЕНОЕ ТАБЛО "РУЛИ РАССТОП" НЕ ДОЛЖНО ГОРЕТЬ. ПРОВЕРЬТЕ ОТКЛОНЕНИЕ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ОТ САУ.

(4) Убедитесь в правильности показаний пилотажно-навигационных приборов (КПП, НПП, АГБ), в отсутствии аварийных сигналов и в том, что КПП и АГБ индицируют одинаковые углы тангажа.

(5) Подайте команду "Контроль по карте" и проверьте готовность экипажа к взлету.

(6) Подайте команду второму пилоту установить переключатель "Обогрев ПВД" в положение "Вкл ручное" за I-2 мин до начала разбега (при нулевых и отрицательных температурах - за 5 мин). После включения обогрева ПВД убедитесь в том, что табло "I отключ", "II отключ", "III отключ" погасли.

(7) Получив разрешение на взлет, подайте команду "Режим взлетный!".

(8) Бортинженер плавно переводит рычаги управления внешних, а затем внутренних двигателей на взлетный режим.

О выходе двигателей на взлетный режим бортинженер докладывает командиру корабля.

(9) Подайте команду "Экипаж! Взлетаем", после чего плавно отпустите тормоза и начните разбег.

ПРИМЕЧАНИЕ. На ВПП, покрытой атмосферными осадками, в случае невозможности удержания самолета на тормозах до выхода двигателей на взлетный режим, следует выполнять взлет в соответствии с указаниями подразд.4.2.3,Б.

(I0) Разбег выполняйте с отклоненным от себя штурвалом. Направление выдерживайте соответствующим отклонением педалей, при необходимости отклоняя их на полный ход.

(II) Внимательно следите за достижением расчетных значений скоростей V_1, V_R и V_2, (см. табл.I). До получения доклада штурмана "Рубеж" (по достижении скорости V_1) быть готовым к прекращению взлета, после - к продолжению взлета.

(I2) После доклада штурмана "Подъем" выключите управление поворотом колес носовой ноги шасси и плавным отклонением штурвала "на себя" переведите самолет в положение, при котором угол тангажа самолета по шкале тангажа КПП составляет 8^{o}.

При этом угол атаки, контролируемый вторым пилотом по показаниям УАП, не должен превышать II^{o}.

Отрыв самолета происходит при достижении скорости, превышающей V_R на 30 км/ч.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ЭНЕРГИЧНОМ ОТКЛОНЕНИИ ШТУРВАЛА НА СЕБЯ ВОЗМОЖНО КРАТКОВРЕМЕННОЕ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ АУАСП. В ЭТОМ СЛУЧАЕ ОСЛАБЬТЕ ТЯНУЩЕЕ УСИЛИЕ НА ШТУРВАЛЕ И УМЕНЬШИТЕ УГОЛ АТАКИ ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СВЕТОВОЙ И ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ.

(I3) После отрыва и уверенного отхода от ВПП (положительная вертикальная скорость по вариометру) подайте команду "Шасси убрать!".

(I4) Разгон самолета на участке начального набора высоты выполняйте так, чтобы к набору высоты I0 м скорость была не менее 230-285 км/ч в зависимости от веса самолета (см.табл.I).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. I. ЕСЛИ ПОСЛЕ ОТРЫВА САМОЛЕТА НАЧАЛОСЬ КРЕНЕНИЕ ИЗ-ЗА НЕСИНХРОННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ, ПАРИРУЙТЕ КРЕН ПОВОРОТОМ ШТУРВАЛА И ОТКЛОНЕНИЕМ ПЕДАЛИ ПРОТИВ КРЕНА ВПЛОТЬ ДО ПОЛНОГО И НЕМЕДЛЕННО ДАЙТЕ КОМАНДУ БОРТИНЖЕНЕРУ "УБРАТЬ ЗАКРЫЛКИ ДО $I5^{o}$". СЛЕДИТЕ ЗА ВЫСОТОЙ И СКОРОСТЬЮ ПОЛЕТА, НЕ ДОПУСКАЯ ИХ УМЕНЬШЕНИЯ.

2. НА ВЫСОТЕ КРУГА, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ, ИЗМЕНЕНИЕМ ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ СБАЛАНСИРУЙТЕ САМОЛЕТ ДО ПОЛОЖЕНИЯ ПЕДАЛЕЙ И ШТУРВАЛА БЛИЗКИМ К НЕЙТРАЛЬНОМУ.

3. ПРЕКРАТИТЕ ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАДАНИЯ И, НЕ МЕНЯЯ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ, ПРОИЗВЕДИТЕ ПОСАДКУ С ФАКТИЧЕСКИМ ВЕСОМ

НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА ИЛИ БЛИЖАЙШЕМ ПРИГОДНОМ ДЛЯ ПОСАДКИ АЭРОДРОМЕ ПРИ ПОЛОЖЕНИИ МЕХАНИЗАЦИИ И ВЫДЕРЖИВАНИИ РЕЖИМОВ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П.3.6.2.

4. ЕСЛИ САМОЛЕТ ОБОРУДОВАН ПРОТИВОУБОРОЧНЫМИ ТОРМОЗАМИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ, ТО В СЛУЧАЕ ПОЯВЛЕНИЯ КРЕНА И ЗАГОРАНИЯ ТАБЛО "ТОРМ ЗАКР ВКЛ" ПОСЛЕ ОТРЫВА САМОЛЕТА ОТ ВПП РУКОВОДСТВУЙТЕСЬ УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П.3.5.5.

(I5) По достижении высоты не менее I20 м над препятствиями и скорости 290–370 км/ч в зависимости от веса самолета (см.табл.I) подайте команду бортинженеру "Закрылки убрать!", по достижении скорости 350–390 км/ч – "Предкрылки убрать!"

По команде командира корабля бортинженер убирает механизацию крыла, контролирует положение и синхронность движения правых и левых секций закрылков и предкрылков по показаниям индикатора и докладывает об окончательной их уборке.

При появлении заметного рассогласования в положении стрелок индикатора положения закрылков бортинженер действует следующим образом :

при быстром перемещении одной из стрелок индикатора к нулевому положению убирает закрылки и докладывает командиру корабля: "Несинхронно. Убираю"

при задержке одной из стрелок индикатора в промежуточном положении прекращает уборку закрылков и докладывает командиру корабля: "Несинхронно. Стоп".

В случае появления несинхронности при уборке предкрылков дальнейшую их уборку прекратите.

Посадку с не полностью выпущенными предкрылками выполняйте в соответствии с рекомендациями пункта 3.6.2 при положении закрылков 30^0.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I. НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПРЕВЫШЕНИЯ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ И ПРЕДКРЫЛКАМИ, УБОРКУ ЗАКРЫЛКОВ И ПРЕДКРЫЛКОВ ПРОИЗВОДИТЕ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ БЕЗ КРЕНА.

2. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ ИЛИ ПРЕДКРЫЛКОВ ПОЯВИТСЯ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА, ПАРИРУЙТЕ ЕГО ПОВОРОТОМ ШТУРВАЛА И ОТКЛОНЕНИЕМ ПЕДАЛЕЙ ПРОТИВ КРЕНА ВПЛОТЬ ДО ПОЛНОГО. СЛЕДИТЕ ЗА ВЫВОДОМ САМОЛЕТА ИЗ КРЕНА И ЗА ПОЛОЖЕНИЕМ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА.

3. НА ВЫСОТЕ КРУГА, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ, ИЗМЕНЕНИЕМ ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ СБАЛАНСИРУЙТЕ САМОЛЕТ ДО ПОЛОЖЕНИЯ ПЕДАЛЕЙ И ШТУРВАЛА, БЛИЗКОГО К НЕЙТРАЛЬНОМУ.

ПРЕКРАТИТЕ ВЫПОЛНЕНИЕ ЗАДАНИЯ И, НЕ МЕНЯЯ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ, ПРОИЗВЕДИТЕ ПОСАДКУ С ФАКТИЧЕСКИМ ВЕСОМ НА АЭРОДРОМЕ ВЫЛЕТА ИЛИ БЛИЖАЙШЕМ ПРИГОДНОМ ДЛЯ ПОСАДКИ АЭРОДРОМЕ ПРИ ПОЛОЖЕНИИ МЕХАНИЗАЦИИ И ВЫДЕРЖИВАНИИ РЕЖИМОВ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П.3.6.2.

4. ЕСЛИ САМОЛЕТ ОБОРУДОВАН ПРОТИВОУБОРОЧНЫМИ ТОРМОЗАМИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ, ТО В СЛУЧАЕ ПОЯВЛЕНИЯ КРЕНА И ЗАГОРАНИЯ ТАБЛО "ТОРМ ЗАКР ВКЛ" В ПОЛЕТЕ С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ ИЛИ ПРИ УБОРКЕ ЗАКРЫЛКОВ ДЕЙСТВУЙТЕ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П.3.5.5.

На самолетах, оборудованных противоуборочными тормозами в системе управления закрылками, разрешается уборку механизации крыла производить в процессе разворота импульсами в два, три приема, если это предусмотрено схемой аэродрома. При этом угол крена должен быть не более $I5^0$.

(I6) Если при взлете с выпущенной механизацией крыла загорится табло "Проверь механиз" и прозвучит речевая информация "Скорость превышена! Проверь механизацию!" :

убедитесь в том, что скорость полета при фактическом положении механизации превысила установленные ограничения (см. подр.2) ;
на высоте менее I20 м над препятствиями уменьшите скорость полета до погасания табло увеличением угла набора;
на высоте более I20 м над препятствиями уберите закрылки и предкрылки.

(I7) В процессе уборки механизации крыла балансировку самолета производите перекладкой стабилизатора, обеспечивающей положение руля высоты, близкое к нейтральному (в пределах $\pm 2^{0}$ по указателю положения РВ).
Перекладку стабилизатора производите перемещениями по I^{0} – $I,5^{0}$ при энергичном включении переключателя стабилизатора на 3÷5 с.
Снимайте нагрузки со штурвала и педалей с помощью механизмов триммерного эффекта.

(I8) Перед входом в облачность сверьте показания крена и тангажа обоих КПП и авиагоризонта.

ПРИМЕЧАНИЕ. Техника пилотирования самолета при взлете с центровками, близкими к предельно передней и предельно задней, особенностей не имеет.

Таблица I

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ (ПРИБОРНЫЕ)
ЗАКРЫЛКИ 30^{0}
ПРЕДКРЫЛКИ $I4^{0}$

Вес, т	I00	I10	I20	I30	I40	I50	I60	I70	I80	I90
Скорость подъема носовой ноги, км/ч	I80		I90	I95	205	2I0	2I5	225	230	235
Безопасная скорость взлета (механизация во взлетном положении), км/ч	225		230	240	245	255	265	270	280	285
Скорость начала уборки закрылков, км/ч	290			320			340		360	370
Скорость начала уборки предкрылков, км/ч	350						370			390
Безопасная скорость (закрылки 0^{0}, предкрылки 0^{0}), км/ч	280	290	305	3I5	330	340	350	360	375	385

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" В ПРОЦЕССЕ ВЗЛЕТА ДО МОМЕНТА УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ - НЕМЕДЛЕННО ПРЕКРАТИТЕ СНИЖЕНИЕ И ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" ПОСЛЕ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ И ПРИ ДАЛЬНЕЙШЕМ МАНЕВРИРОВАНИИ В ЗОНЕ ВЗЛЕТА - ЕСЛИ ПОЛЕТ ВЫПОЛНЯЕТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ - ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ ИЛИ НА БОЛЕЕ КРУТУЮ ТРАЕКТОРИЮ НАБОРА (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЕ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

ПРИМЕЧАНИЕ. При полете на малых высотах в болтанку возможно кратковременное (не более 2с) срабатывание сигнализации "ОПАСНО ЗЕМЛЯ", не требующее от экипажа действий по изменению траектории полета.

Б. Взлет с кратковременной остановкой на ВПП

(I) Взлет с кратковременной остановкой на ВПП отличается от взлета с тормозов тем, что разбег самолета начинается до выхода двигателей на взлетный режим.
При этом взлетная тяга силовой установки достигается на начальном этапе разбега.

(2) Если взлетный вес самолета превышает максимально допустимый, рассчитанный по параметрам D и R, взлет с кратковременной остановкой на ВПП не применяется.

(3) О выполнении взлета с кратковременной остановкой на ВПП командир корабля обязан предупредить экипаж до вывода самолета на предварительный старт.

(4) На предварительном старте экипаж обязан выполнить все операции в соответствии с указаниями 4.2.2.

(5) Получив разрешение на выруливание, подайте команду "Выруливаем. Контроль по карте".

В процессе руления на исполнительный старт экипаж должен выполнить операции (I)-(3) п.4.2.3.А и начать контроль по разделу "На исполнительном старте" Карт контрольной проверки.

При этом необходимо:

бортрадисту убедиться, что красные лампы отказа генераторов не горят и доложить:"Готов";

второму пилоту проверить включение обогрева ПВД и доложить:"ПВД включен";

командиру корабля переключить СОМ-64 в режим "УВД" (или RBS), включить взлетно-посадочное управление передней ногой, проверить и доложить: "СОМ-УВД" (RBS , "А" или "С"), "Носовая от педалей".

(6) После вывода самолета на ось ВПП остановите самолет и удерживайте его тормозами.

Экипаж должен закончить контроль по Карте контрольной проверки.

При этом необходимо:

бортинженеру убедиться, что аварийные световые сигналы не горят и доложить: "Красные сигналы не горят. Готов";

штурману согласовать ТКС (если ранее она не была согласована на РД) и доложить: "Курсовая система согласована, курс .....Готов";

второму пилоту убедиться, что ТКС установлена по курсу взлета и доложить: "Курс ....Готов";

командиру корабля убедиться в окончании проверки по Карте и доложить: "Готов".

(7) Получив разрешение на взлет, подайте командиру "Взлетаем. Двигателям взлетный" и плавно отпустите тормоза.

По команде "Взлетаем. Двигателям взлетный" бортинженер плавно и синхронно переводит РУД всех двигателей за 4-5 с во взлетное положение. Штурман включает секундомер отсчета полетного времени.

(8) Бортинженер контролирует параметры работы двигателей и в момент выхода всех двигателей на взлетный режим докладывает: "Режим взлетный".

(9) Штурман контролирует скорость в процессе разбега. В момент достижения скорости I50 км/ч докладывает: "Контрольная".

(I0) Если к моменту доклада штурмана "Контрольная" доклад бортинженера "Режим взлетный" не поступил, командир корабля обязан немедленно прекратить взлет, действуя в соответствии с указаниями п.3.I.I.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВСТРЕЧНОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА БОЛЕЕ I5 М/С ВОЗМОЖЕН ВЫХОД ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ ПОСЛЕ ДОСТИЖЕНИЯ КОНТРОЛЬНОЙ СКОРОСТИ I50 КМ/Ч.

(II) Последующие этапы взлета и набора высоты выполняйте согласно указаниям подразд.4.2.3 /начиная с п.(4)/.

В. Немедленный взлет

(I) Немедленный взлет отличается от взлета с кратковременной остановкой на ВПП тем, что после вывода самолета на ось ВПП выполнение технологических операций и контроль по Карте контрольной проверки производятся без остановки самолета на исполнительном старте - в процессе движения на малом газе работы двигателей.

(2) При выполнении немедленного взлета потребная для взлета длина ВПП увеличивается на 60 м за счет выполнения контрольных операций по Карте контрольной проверки без остановки на исполнительном старте.

Поэтому при предполетном расчете взлетных параметров для выполнения немедленного взлета располагаемые длина разбега, взлетная дистанция и дистанция прерванного взлета должны быть уменьшены на 60 м (см. раздел 5.3.5), а потребная взлетная дистанция при работе всех двигателей - увеличена на 60 м.

(3) При выруливании, на предварительном старте последовательно выполните операции, указанные соответственно в п.п. 4.2.I и 4.2.2.

(4) Убедитесь в отсутствии аварийных сигналов.

(5) Получите разрешение у диспетчера УВД на выруливание и немедленный взлет.

(6) Отключите стояночный тормоз, подайте команду "Выруливаем. Взлет без остановки на исполнительном. Контроль по карте" и выруливайте.

(7) Во время выруливания обеспечьте движение самолета возможно точнее по осевой линии ВПП и переключите управление поворотом колес носовой ноги на педали.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к 4.2. Стр. 11.

По вопросу: Уточнение РЛЭ-76Т(ТД)

Основание: Подраздел 2.5.

Проведение изменения: В первом предложении п.4.2.4:

"12 м/сек" изменить на "15 м/с".

(8) Убедитесь в правильности показаний пилотажно-навигационных приборов (КПП, НПП, АГБ).

(9) Готовность экипажа к взлету контролируйте по карте при движении самолета по ВПП на малом газе работы двигателей.

ПРИМЕЧАНИЕ. Контроль по карте должен быть закончен в начале движения самолета по оси ВПП.

(I0) После доклада бортрадиста об окончании контроля по карте дайте команду : "Взлетаем. Двигателям взлетный".

(II) По команде "Взлетаем" бортинженер плавно и синхронно перемещает РУД всех двигателей во взлетное положение.

(I2) После выхода на взлетный режим бортинженер контролирует параметры работы двигателей и докладывает: "Режим взлетный".

(I3) На разбеге штурман контролирует скорость и в момент достижения скорости I50 км/час докладывает: "Контрольная".

(I4) Если к моменту доклада штурмана "Контрольная" доклад бортинженера "Режим взлетный" не поступил, прекратите взлет и действуйте в соответствии с указаниями п.3.I.I.

(I5) Последующие этапы взлета и набора высоты выполняйте по методике, указанной в пп. 4.2.3.А.

4.2.4. ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Взлет с сухой бетонированной ВПП разрешается при боковой составляющей скорости ветра до 15 м/сек. (Утв Госкомгидрометом 23.04.96г № 231300)

Направление на разбеге выдерживайте с помощью управления колесами носовой ноги шасси, рулем направления и отклонением штурвала в сторону против ветра.

По мере увеличения скорости разбега постепенно уменьшайте отклонение штурвала с таким расчетом, чтобы самолет отделился от ВПП без крена.

Направление полета после отрыва и в наборе высоты выдерживайте изменением курса самолета.

4.2.5. НАБОР ВЫСОТЫ

(I) После уборки механизации крыла на приборной скорости полета 370-400 км/ч установите номинальный режим работы двигателей и перейдите к набору высоты эшелона.

Разгон самолета до скорости, рекомендованной для набора высоты эшелона, производите непосредственно после уборки механизации крыла, либо после занятия заданной высоты на определенном рубеже, если это требуется по условиям выхода из зоны аэродрома.

(2) На высоте перехода установите на высотомерах давление 760 мм рт.ст., переключатель "Обогрев ПВД" - в положение "Автомат".

(3) Включите отбор воздуха от всех двигателей.

(4) При достижении скорости полета 500 км/ч сбалансируйте самолет на высоте не менее 400 м при необходимости включите САУ и продолжайте набор высоты в режиме стабилизации скорости (см. 6.I2.II).

В процессе разгона самолета и набора высоты при ручном управлении продольную балансировку осуществляйте перекладкой стабилизатора так, чтобы положение руля высоты было близко к нейтральному (в пределах $\pm 2^0$ по указателю РВ).

При включенной САУ балансировку самолета производите стабилизатором без отключения САУ, когда руль высоты отклонится на угол более $\pm 2^0$ (загорится лампа "Проверь положение РВ").

(5) Выключите радиовысотомеры.

(6) Продолжайте набор высоты на приборной скорости 500 км/ч и выдерживайте ее до высоты, на которой указанная скорость будет соответствовать числу M = 0,7 (угол атаки не более $6\text{-}7^0$ по АУАСП).

(7) При достижении числа M = 0,7 включите режим стабилизации числа M и продолжайте набор высоты при числе M = 0,7 (см. 6.I2.II).

(8) Убедитесь в том, что кислородные маски находятся в положении, при котором их можно немедленно применить.

ВНИМАНИЕ! ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" В ПРОЦЕССЕ НАБОРА ВЫСОТЫ, ЕСЛИ ПОЛЕТ ВЫПОЛНЯЕТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ, ИЛИ ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА – ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ НА БОЛЕЕ КРУТУЮ ТРАЕКТОРИЮ НАБОРА (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЕ Р У Д НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

(9) Следите за высотой и перепадом давления в кабинах по УВПД и проверяйте показания приборов, контролирующих работу двигателей и систем самолета.

4.2.6. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

В эксплуатации могут применяться два режима крейсерского полета : скоростное и дальнее крейсирование.

Режим скоростного крейсирования выполняется на M = 0,74 ÷ 0,77 и применяется для сокращения времени полета с целью выдерживания расчетного времени или полета по расписанию.

Режим дальнего крейсирования является основным режимом эксплуатации во всем диапазоне дальностей полета, при котором километровый расход топлива близок к минимальному. Режим дальнего крейсирования выполняется при числах M = 0,60 + + 0,73 в зависимости от высоты и полетной массы (см. табл. "Числа M горизонтального полета для режима дальнего крейсирования" или фиг. 4.2-2)".

ПРИМЕЧАНИЕ. Дополнительным резервом экономии топлива в горизонтальном полете как в режиме дальнего крейсирования так и при скоростном крейсировании является способ устранения на указанных режимах полета разнотяговости двигателей (только для Д-30КП2).

Для этого рекомендуется в крейсерском полете при установке режима полета на всех 4-х двигателях установить и поддерживать режим работы двигателей с одинаковой частотой вращения (n_T) роторов компрессоров низкого давления.

Числа M горизонтального полета для режима дальнего крейсирования

Высота, м	Масса, т	185–175	175–165	165–155	155–145	145–135	135–125	125–115	115–105	105–95
12100		–	–	–	–	–	–	0,735	0,725	0,710
11600		–	–	–	–	–	0,735	0,725	0,710	0,695
11100		–	–	–	–	0,735	0,725	0,710	0,695	0,680
10600		–	–	–	0,735	0,725	0,715	0,700	0,680	0,665
10100		–	–	0,730	0,725	0,710	0,700	0,680	0,665	0,650
9600		–	0,730	0,725	0,710	0,700	0,680	0,670	0,650	0,635
9100		0,720	0,720	0,710	0,695	0,685	0,670	0,655	0,640	0,625
8600		0,715	0,705	0,690	0,680	0,670	0,655	0,640	0,630	0,610
8100		0,705	0,690	0,680	0,670	0,655	0,645	0,630	0,615	0,600

(I) На высоте заданного эшелона переведите самолет в горизонтальный полет и установите режим работы двигателей, обеспечивающий выдерживание выбранных скоростей полета. Заданный эшелон полета выдерживайте по показаниям высотомеров с учетом данных, указанных в бортовых таблицах показаний высотомеров.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПЕРЕД ВХОДОМ В ОБЛАЧНОСТЬ СВЕРЬТЕ ПОКАЗАНИЯ КРЕНА И ТАНГАЖА ОБОИХ КПП И АВИАГОРИЗОНТА.

(2) Продольную балансировку самолета при полете на приборных скоростях до 530 км/ч производите перемещением стабилизатора, обеспечивая положение руля высоты в диапозоне углов $\pm 2^0$.

Перебалансировку самолета производите стабилизатором только в случае отклонения руля высоты на угол более $\pm 2^0$. При выполнении маневров на неизменной скорости, когда руль высоты может оказаться отклоненным на угол более $\pm 2^0$, стабилизатором пользоваться не рекомендуется.

При полетах на приборных скоростях более 530 км/ч балансировку производите только рулем высоты, используя механизм триммерного эффекта.

(3) Минимально допустимая приборная скорость на эшелоне 370 км/ч.

При полете со встречным (попутным) ветром число М полета увеличивайте (уменьшайте) на М=0,01 на каждые 100 км/ч встречной (попутной) составляющей ветра.

(4) При попадании в зону турбулентности руководствуйтесь указаниями 4.2.16.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ПОЛЕТЕ С МАЛЫМ ПОЛЕТНЫМ ВЕСОМ ПРИ ЦЕНТРОВКЕ, БЛИЗКОЙ К ПРЕДЕЛЬНО-ЗАДНЕЙ, ВНИМАТЕЛЬНО КОНТРОЛИРУЙТЕ УГОЛ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗКУ, НЕ ДОПУСКАЯ ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ ЗНАЧЕНИЙ. В СЛУЧАЕ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ ПЛАВНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ШТУРВАЛА ОТ СЕБЯ УМЕНЬШИТЕ ПЕРЕГРУЗКУ И УГОЛ АТАКИ.

(5) Контролируйте расход топлива, работу бустеров, показания приборов двигателей и систем самолета.

ВНИМАНИЕ! ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ ИЛИ, ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА - ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЕ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ.

(6) Перед началом снижения включите радиовысотомеры и установите ручками "Устан. высот" индекс заданной высоты на указателе радиовысотомера командира корабля 60 м (или ВПР, если ВПР меньше 60 м), а на указателе радиовысотомера второго пилота - высоту круга аэродрома (если высота круга более 750 м, установите 750м).

(7) Наивыгоднейшая высота эшелона полета определяется в зависимости от эквивалентного расстояния и курса полета.

Эквивалентное расстояние определяется как произведение фактического расстояния на отношение времени полета с учетом ветра к времени полета в штиль.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к 4.2. Стр. 14.

По вопросу: Уточнение по установке высоты принятия решения (ВПР) на указателях радиовысотомеров (РВ).

Основание: Исх. 36/144 от 15.04.99 г., 887/150 от 08.06.99 г. и 71/56-425 от 25.06.99 г.

Проведение изменения: Пункт (6) изложить в редакции:

"Перед началом снижения включите радиовысотомеры и установите ручкой "КОНТРОЛЬ УСТ. ВЫСОТ." (с индексом "Δ" для указателей А-034-4-12) индекс заданной высоты на указателе командира корабля 60 м (если ВПР равна 60 и более метров, ее достижение определяется по барометрическому высотомеру), а на указателе радиовысотомера второго пилота - высоту круга аэродрома (если высота круга более 750 м, установите 750 м)."

Наивыгоднейшие эшелоны полета

Расстояние, км	Высота эшелона, м	
	Направление маршрута на запад	Направление маршрута на восток
От I00 до 200	3000	2700
От 200 до 300	4800	5I00
От 300 до 400	7200	7500
От 400 до 500	8600	8I00
От 500 до 600	9600	9I00
От 600 до 900	I0600	I0I00
От 900 до II00	I0600	III00
От II00 до 2200	I0600	I0I00 - III00*
От 2200 до 5000	9600 - I0600*	I0I00 - III00*
От 5000 и более	9600 - I0600*	I0I00 - I2I00*

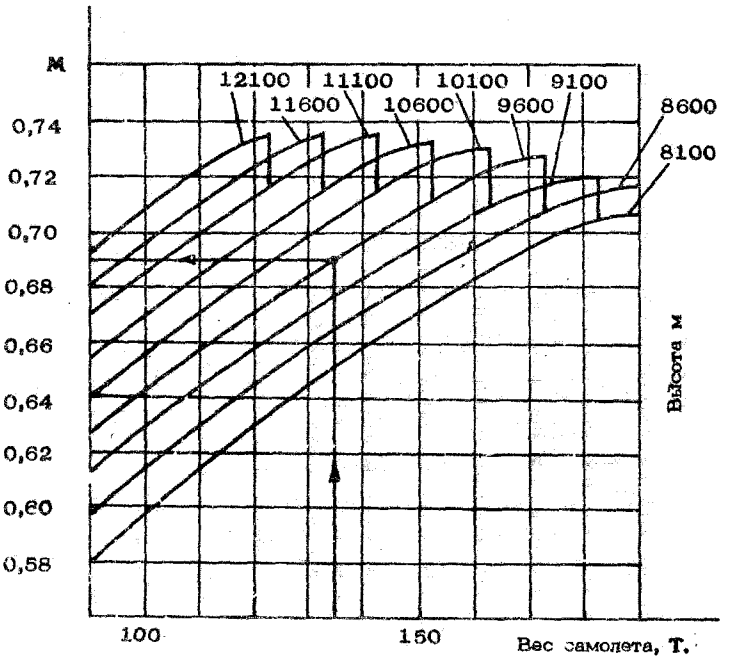
* В целях экономии топлива профиль полета по согласованию с УВД рекомендуется выполнять ступенчатым. Смену эшелонов производить при достижении полетных весов (см. таблицу ниже), соответствующих отклонениям температуры наружного воздуха на высоте полета от стандартных значений (см. раздел "Справочные сведения", "Определение отклонений температуры от МСА", раздел 2, стр.4, фиг.2-I МСА).

Смена высоты эшелона (м)	Полетный вес, (т)			
	СА	СА + I0°С	СА + I5°С	СА + 20°С
9I00 - I0I00	I63	I56	I52	I45
I0I00 - III00	I43	I34	I24	II3
III00 - I2I00	I23	III	I03	92
9600 - I0600	I53	I48	I37	I29
I0600 - II600	I33	I23	II4	I03

Эшелоны II600 - I2I00 рекомендуется занимать, если до конца маршрута остается не менее 400 км.

(2) Продольную балансировку самолета при полете ана приборных скоростях до 530 км/ч производитем перемещением стабилизатора

Числа М горизонтального полета для режима дальнего крейсирования



Пример :

Дано : Полетный вес 135 т

Высота полета 9600 м

Ответ : Мдк = 0,69 (штиль)

Мдк = 0,70 (встречный ветер 100 км/ч)

Фиг. 4.2-2

4.2.7. СНИЖЕНИЕ

(I) Просмотрите схему снижения и захода на посадку.

(2) Установите соответствующую частоту или номер канала посадочных маяков и необходимый режим системы "Курс-МП".

(3) Получив разрешение на снижение, переведите все двигатели на режим малого газа

(4) Снижение с заданного эшелона рекомендуется производить на следующих режимах :

Высота, м : полета :	I2000-8000	8000 - высота эшелона перехода	высота эшелона перехода -	высота круга
Приборная скорость, км/ч	М = 0,75	570	570	

Во всех других случаях снижение с заданного эшелона, в том числе при маневрировании в районе аэродрома на высотах более высоты круга, выполняйте не превышая скоростей, указанных в разделе 2 "Ограничения".

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае необходимости для увеличения вертикальной скорости снижения до эшелона перехода допускается отклонение спойлеров в тормозном режиме до 20^0. Вертикальная скорость при этом может увеличиться до 22 - 25 м/с.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЫПУСК И УБОРКУ СПОЙЛЕРОВ ПРОИЗВЕДИТЕ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ ПЛАВНО В ТЕЧЕНИЕ 3-4 СЕК. ПРИ ЭТОМ СЛЕДИТЕ ЗА ТЕМ, ЧТОБЫ НЕ БЫЛО КРЕНА САМОЛЕТА. ПРИ ПОЯВЛЕНИИ КРЕНА ПРИОСТАНОВИТЕ ДВИЖЕНИЕ РУЧКИ "СПОЙЛЕРЫ", ПАРИРУЯ СТРЕМЛЕНИЕ К КРЕНЕНИЮ, И УБЕРИТЕ СПОЙЛЕРЫ.

При маневрировании учитывайте следующие данные :

а) Величину просадки при выводе самолета в горизонтальный полет.

Исходная вертикальная скорость снижения;м/с	Перегрузка при выводе, n_y	Просадка самолета, м
I0	I,2	25
	I,4	I5
I5	I,2	60
	I,4	25
20	I,2	I00
	I,4	45
25	I,2	I55
	I,4	80

б) Дистанцию для уменьшения скорости самолета на 100 км/ч в горизонтальном полете с уборкой РУД в положение малого газа.(высота полета в диапазоне 3000 м до высоты круга).

Начальная скорость, км/ч	Потребная дистанция для торможения, км
600	6
500	5

(5) Уточните расчетные посадочные данные.

(6) На эшелоне перехода, в горизонтальном полете, получив от диспетчера УВД условия посадки и разрешение на дальнейшее снижение, командир корабля дает команду второму пилоту:"Взять управление". Получив доклад "Управление взял", командир корабля устанавливает на высотомерах величину давления аэродрома посадки, информирует экипаж "Давление ... установил, высота ...(М)", берет управление самолета на себя и дает команду: "Управление взял, установите давление".

Члены экипажа устанавливают на высотомерах величину давления аэродрома посадки и докладывают: "Давление установил, высота ... (М)".

Сравните показания высотомеров. При расхождении показаний более 40 м, повторно, в том же порядке, проверить правильность установки давления аэродрома посадки. Доложить диспетчеру УВД: "Эшелон перехода, давление ... установил, занимаю...(М)".

(7) Уберите спойлеры, если они были выпущены.

ПРИМЕЧАНИЕ. В случае неуборки спойлеров скорость захода на посадку должна быть увеличена на 20 км/ч.

(8) Снижение с эшелона перехода до высоты маневра захода на посадку выполняйте таким образом, чтобы вертикальная скорость на этом участке уменьшилась до нулевого значения, а приборная скорость составляла 370-400 км/ч.

ВНИМАНИЕ. ПРИ СНИЖЕНИИ С ЭШЕЛОНА ПЕРЕХОДА ДО ВЫСОТЫ КРУГА С ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ БОЛЕЕ 10 м/с ВОЗМОЖНО СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ССОС

(9) Контролируйте работу САРД, показания приборов двигателей и систем самолета. Перед началом снижения установите давление аэродрома посадки на командных приборах регуляторов давления по шкале "начало герметизации".

(10) Если в процессе снижения с эшелона перехода до высоты круга сработал сигнализатор заданной высоты радиовысотомера, прекратите снижение, проверьте показания барометрических высотомеров и оцените, с учетом рельефа местности, их соответствие показаниям радиовысотомеров.

Проверьте правильность установки давления на барометрических высотомерах и заданной высоты круга на радиовысотомере.

При обнаружении несоответствия в показаниях радиовысотомеров между собой проконтролируйте работоспособность радиовысотомеров встроенным контролем. При необходимости уточните у диспетчера УВД место самолета и давление на аэродроме посадки.

Убедившись в возможности дальнейшего уверенного контроля за высотой полета, продолжите снижение до высоты круга.

(11) Если в процессе снижения до высоты круга сигнализатор заданной высоты радиовысотомера не сработал, то на высоте круга оцените - с учетом рельефа местности - соответствие показаний барометрических высотомеров показаниям радиовысотомеров, при обнаружении несоответствия в показаниях радиовысотомеров между собой проконтролируйте работоспособность радиовысотомеров встроенным контролем.

Установите на задатчике правого радиовысотомера 60 м (или ВПР, если ВПР меньше 60 м).

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной на 4.2. Стр. 18.

По вопросу: Уточнение по установке высоты принятия решения (ВПР) на указателях радиовысотомеров (РВ)

Основание: Исх. 36/144 от 15.04.99 г., 887/150 от 08.06.99 г. и 71/56-425 от 25.06.99 г.

Проведение изменения: Строки 2 и 1 снизу изложить в редакции:

"Установите на указателе радиовысотомера второго пилота 60 м (если ВПР равна 60 и более метров)."

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № II6 (4.2)

РЛЭ-76Т(ТД)
(на 2-х листах)

Разместить лицевой стороной к 4.2. Стр.I8

По вопросу: Использование спойлеров в тормозном режиме при заходе на посадку.

Основание: I. Исх.№ I4-64 от 0I.07.99 г. ОАО "АЭРОФЛОТ"
2. Рекомендации отделов II4 и I2I ОАО "Ил"

Проведение изменения: В ПРИМЕЧАНИЕ ввести п.2, обозначив имеющийся текст п.I.

"2. В отдельных случаях разрешается использовать спойлеры в тормозном режиме при заходе на посадку ниже эшелона перехода в конфигурации: Закрылки 30^{o}
Предкрылки 25^{o}

Спойлеры должны быть убраны перед довыпуском закрылков в положение 43^{o}, а при посадке - в конфигурации $\delta_{закр}= 30^{o}/\delta_{пр}= 25^{o}$ на высоте не ниже 350 м".

ВНИМАНИЕ. ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" НА СНИЖЕНИИ, В ТОМ ЧИСЛЕ, В ЗОНЕ ПОСАДКИ - НЕМЕДЛЕННО УМЕНЬШИТЕ ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ, ЕСЛИ ПРИ ЭТОМ ПОЛЕТ ПРОИЗВОДИТСЯ НАД ХОЛМИСТОЙ ИЛИ ГОРНОЙ МЕСТНОСТЬЮ, ИЛИ ЕСЛИ ЭКИПАЖУ НЕИЗВЕСТЕН ХАРАКТЕР РЕЛЬЕФА - ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЕ РУД НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ. О ВЫПОЛНЕНИИ МАНЕВРА ДОЛОЖИТЕ ДИСПЕТЧЕРУ УВД.

4.2.8. ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

А. Посадочная конфигурация: закрылки 43°, предкрылки 25°

Если отбор воздуха для СКВ осуществляется от всех двигателей, подайте команду бортинженеру отключить отбор воздуха от двух симметрично расположенных двигателей (внутренних и внешних).

(I) За 10° до траверза ДПРМ уменьшите режим работы двигателей, погасите скорость до 370 км/ч и после пролета траверза ДПРМ до начала третьего разворота выпустите шасси.
убедившись в нормальном выпуске шасси, бортинженер докладывает командиру корабля: "Шасси выпущено".

ПРИМЕЧАНИЕ. В целях экономии топлива разрешается выпускать шасси между третьим и четвертыми разворотами перед выпуском предкрылков и закрылков (25°/30°), а при заходе по кратчайшему пути на удаление не менее 18 км.
В этом случае окончанием контроля по карте контрольных проверок по разделу "Перед третьим разоворотом..." является доклад бортинженера об окончании выпуска шасси.

При заходе на посадку с весом более максимального посадочного рекомендуется выполнить предварительный выпуск механизации в положение : предкрылки 14°, закрылки 15°.

За 20° до траверза ДПРМ или на удалении 20 - 25 км при заходе на посадку "с прямой" на скорости 390 км/ч дайте команду: "Предкрылки 14°, закрылки 15°".
В процессе выпуска механизации крыла установите скорость 370 км/ч и после пролета траверза ДПРМ до начала третьего разворота выпустите шасси.

(2) Предварительный выпуск механизации крыла в промежуточное положение ($\delta_{пр}/\delta_{зак}$ = I4°/I5°) применим и при заходе на посадку с максимальным посадочным весом и менее.

(3) Третий разворот выполните в горизонтальном полете на скоростях, указанных в таблице 2.

(4) После выполнения третьего разворота на скоростях, указанных в табл.2, (в зависимости от веса) дайте команду: "Предкрылки 25°, закрылки 30°". По этой команде бортинженер одновременно начинает выпуск предкрылков и закрылков на заданные углы, контролирует синхронность движения правых и левых закрылков (предкрылков) по индикатору и докладывает об их установке в заданное положение.

При появлении заметного рассогласования в положении стрелок индикатора положения закрылков бортинженер действует следующим образом:

- при быстром перемещении одной из стрелок индикатора к нулевому положению убирает закрылки и докладывает командиру корабля: "Несинхронно. Убираю";
- при задержке одной из стрелок индикатора в промежуточном положении прекращает выпуск закрылков и докладывает командиру корабля: "Несинхронно. Стоп".

В случае появления несинхронности при выпуске предкрылков дальнейший их выпуск прекратите.

Посадку с неполностью выпущенными предкрылками выполняйте в соответствии с рекомендациями пункта 3.6.2 при положении закрылков 30°.

Таблица 2

СКОРОСТИ НА ПОСАДКЕ (приборные)

Закрылки 43° Предкрылки 25°

Вес	'90	I00	I10	I20	I30	I40	I50	I60	I70	I80	I90
Скорость выпуска шасси, км/ч	370								390 (370)*		
Скорость третьего разворота, км/ч	370								380 (370)*		
Скорость выпуска предкрылков на 25°, закрылков на 30°, км/ч	330		340		350	360	370		380 (370)*		
Скорость четвертого разворота, км/ч	300								3I0		
Скорость довыпуска закрылков на 43°, км/ч	250		260		270	280			290		
Максимальная скорость с механизацией, км/ч	230	240	250	265	280				300		
Скорость пересечения порога ВПП (снижение по глиссаде), км/ч	2I0			220	230	240	250	260	270	275	280
Минимальная скорость приземления, км/ч	I9C				200	2I0	2I5	220	225	230	235

ПРИМЕЧАНИЕ. При посадке с весом, превышающим максимальный посадочный, руководствуйтесь указаниями п.3.6.I.

*) При предварительном выпуске механизации крыла в положение: предкрылки I4°, закрылки I5°.

(5) После выпуска закрылков и предкрылков в положение $\delta_з/\delta_{пр}=30^0/25^0$ (на установленной скорости захода на посадку) произвести балансировку самолета стабилизатором таким образом, чтобы руль высоты занял положение, близкое к нейтральному. Нагрузки со штурвала и педалей снимите с помощью механизмов триммеров эффекта.
В дальнейшем заходе на посадку пользоваться стабилизатором рекомендуется только при изменении балансировки самолета, требующей отклонения руля высоты на угол более $\pm5^0$.

ПРИМЕЧАНИЕ. На аэродромах, где внедрена схема захода на посадку с углом крена 25^0 до начала третьего разворота выпустите шасси в соответствии с указаниями 4.2.8-А п.(I) и затем выпустите закрылки на 30^0, предкрылки на 25^0 при скоростях, указанных в таблице 2 (в зависимости от веса).
Третий разворот выполняйте на скорости 310-300 км/ч с креном 25^0 в штурвальном режиме или от рукоятки "крен".

(6) Четвертый разворот выполняйте на скорости 300-310 км/ч в горизонтальном полете.

(7) После выполнения четвертого разворота, на прямой, до входа самолета в глиссаду на скоростях 250-290 км/ч (в зависимости от веса, см.табл.2) дайте команду: "Закрылки 43".
Бортинженер выпускает закрылки полностью и докладывает: "Закрылки 43".
В процессе выпуска механизации крыла бортинженер контролирует синхронность движения левых и правых закрылков и предкрылков и при появлении признаков их рассогласования действуйте в соответствии с указаниями 4.2.8, п.(4).
Довыпуск закрылков на 43^0 приводит к быстрому уменьшению скорости и увеличению тянущих усилий на штурвале, что требует своевременного отклонения стабилизатора на кабрирование.
После довыпуска закрылков на полный угол и балансировки самолета на расчетной скорости полета по глиссаде вплоть до касания ВПП пользоваться стабилизатором не следует. Нагрузки на штурвале и педалях снимайте с помощью механизмов триммерного эффекта.

ПРИМЕЧАНИЕ. I. В случае выполнения посадки в конфигурации $\delta_з/\delta_{пр}=43^0/25^0$, с центровкой близкой к предельно передней и с полностью отклоненным на кабрирование стабилизатором балансировка самолета на скоростях захода на посадку обеспечивается отклонением руля высоты. При этом возможно загорание табло "ПРОВЕРЬ ПОЛОЖ РВ" на приборных досках пилотов. Усилия на штурвале и педалях снимите с помощью механизма триммерного эффекта.

2. В целях исключения столкновения с птицами днем на посадке рекомендуется включать фары и аэронавигационные огни так же, как и ночью (см.4.2.I3, стр.35 "Полеты ночью", пункты 2-б).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. I. ВЫПУСК ЗАКРЫЛКОВ И ПРЕДКРЫЛКОВ ПРОИЗВОДИТЕ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ. НА САМОЛЕТАХ, ОБОРУДОВАННЫХ ПРОТИВОУБОРОЧНЫМИ ТОРМОЗАМИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ДОПУСКАЕТСЯ ВЫПУС МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА В ПРОЦЕССЕ РАЗВОРОТА ИМПУЛЬСАМИ В ДВА - ТРИ ПРИЕМА С КРЕНОМ НЕ БОЛЕЕ 15^0. НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПРЕВЫШЕНИЯ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ СКОРОСТИ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА

2. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ВЫПУСКА МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ИЛИ ПОСЛЕ ЕЕ ВЫПУСКА ПОЯВЛЯЕТСЯ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА, ПАРИРУЙТЕ ЕГО ПОВОРОТОМ ШТУРВАЛА И ОТКЛОНЕНИЕМ ПЕДАЛЕЙ ПРОТИВ КРЕНА ВПЛОТЬ ДО ПОЛНОГО И, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ, УВЕЛИЧЬТЕ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НА КРЫЛЕ, ОПУСКАЮЩЕМСЯ ВНИЗ, ВПЛОТЬ ДО ВЗЛЕТНОГО.

3. ЕСЛИ В ПРОЦЕССЕ ПАРИРОВАНИЯ КРЕНА РАСХОД ШТУРВАЛА И ПЕДАЛЕЙ УМЕНЬШАЕТСЯ, ТО ПОСЛЕ ЕГО УСТРАНЕНИЯ ДАЙТЕ КОМАНДУ БОРТИНЖЕНЕРУ: "ЗАКРЫЛКИ СТОП". УБЕДИВШИСЬ, ЧТО КРЕН УСТРАНЕН, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ, ИЗМЕНЕНИЕМ ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ ОБЕСПЕЧЬТЕ БАЛАНСИРОВОЧНОЕ ОТКЛОНЕНИЕ ШТУРВАЛА И ПЕДАЛЕЙ, БЛИЗКОЕ К НЕЙТРАЛЬНОМУ. ПРОДОЛЖАЙТЕ ЗАХОД НА ПОСАДКУ И, НЕ МЕНЯЯ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ, ПРОИЗВЕДИТЕ ПОСАДКУ С ФАКТИЧЕСКИМ ПОЛОЖЕНИЕМ МЕХАНИЗАЦИИ. ВЫДЕРЖИВАЙТЕ РЕЖИМЫ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В п.3.6.2.

4. В СЛУЧАЕ НЕПРОИЗВОЛЬНОЙ СИММЕТРИЧНОЙ УБОРКИ ЗАКРЫЛКОВ (ОПРЕДЕЛЯЕТСЯ ПО СТРЕЛКАМ ИНДИКАТОРА ПОЛОЖЕНИЯ ЗАКРЫЛКОВ И СОПРОВОЖДАЕТСЯ ПОТЕРЕЙ ВЫСОТЫ, КРЕН ОТСУТСТВУЕТ) НЕМЕДЛЕННО УВЕЛИЧЬТЕ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВПЛОТЬ ДО ВЗЛЕТНОГО И ОТКЛОНЕНИЕМ ШТУРВАЛА "НА СЕБЯ" СТАРАЙТЕСЬ УМЕНЬШИТЬ ПОТЕРЮ ВЫСОТЫ, НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА САМОЛЕТА НА БОЛЬШИЕ УГЛЫ АТАКИ ПО ПОКАЗАНИЯМ УКАЗАТЕЛЯ И СИГНАЛИЗАЦИИ АУАСП. НАБЕРИТЕ ВЫСОТУ НЕ МЕНЕЕ ВЫСОТЫ КРУГА, ПОВТОРИТЕ ЗАХОД И ПРОИЗВЕДИТЕ ПОСАДКУ С ФАКТИЧЕСКИМ ПОЛОЖЕНИЕМ МЕХАНИЗАЦИИ, ВЫДЕРЖИВАЯ РЕЖИМЫ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П.3.6.2.

5. ЕСЛИ САМОЛЕТ ОБОРУДОВАН ПРОТИВОУБОРОЧНЫМИ ТОРМОЗАМИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ, ТО В СЛУЧАЕ ПОЯВЛЕНИЯ КРЕНА И ЗАГОРАНИЯ ТАБЛО "ТОРМ ЗАКР ВКЛ" ПРИ ВЫПУСКЕ ЗАКРЫЛКОВ ИЛИ В ПОЛЕТЕ С ВЫПУЩЕННЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ ДЕЙСТВУЙТЕ В СООТВЕТСТВИИ С УКАЗАНИЯМИ, ИЗЛОЖЕННЫМИ В П. 3.5.5.

ВНИМАНИЕ! ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" В ПРОЦЕССЕ ВЫПОЛНЕНИЯ МАНЕВРА ДЛЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМЕ, РАСПОЛОЖЕННОМ В ГОРНОЙ ИЛИ ХОЛМИСТОЙ МЕСТНОСТИ, ЭНЕРГИЧНО ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В НАБОР ВЫСОТЫ (НЕ ДОПУСКАЯ ВЫХОДА ЗА ДОПУСТИМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ И УГЛА АТАКИ) И УСТАНОВИТЕ Р У Д НА ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ, ВЫДЕРЖИВАЯ ЕГО ДО ОТКЛЮЧЕНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ. О ВЫПОЛНЕННОМ МАНЕВРЕ ДОЛОЖИТЕ ДИСПЕТЧЕРУ У В Д.

(8) Снижение по глиссаде выполняйте на постоянной скорости (в зависимости от веса самолета), но не более максимальной для полета с выпущенной механизацией (см. табл.2).

В случае срабатывания сигнализации "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" при снижении по глиссаде - немедленно уменьшите вертикальную скорость снижения и проконтролируйте правильность выдерживания профиля снижения, а также положение шасси; если шасси не выпущено - уйдите на второй круг.

Если до установления надежного визуального контакта с огнями приближения аэродрома или другими ориентирами по курсу посадки сработала сигнализация "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" и (или) сигнализация радиовысотомера - уйдите на второй круг.

ПРИМЕЧАНИЕ: При полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом поверхности на посадочной прямой, в том числе, при полете по глиссаде с углом наклона более 3^0 (пролет над препятствием), возможно кратковременное не более 2с, срабатывание сигнализации "ОПАСНО ЗЕМЛЯ", не требующее от экипажа действий по изменению траектории полета.

(9) Если при посадке с выпущенной механизацией крыла загорится табло "ПРОВЕРЬ МЕХАНИЗ." и прозвучит речевая информация "СКОРОСТЬ ПРЕВЫШЕНА! ПРОВЕРЬ МЕХАНИЗАЦИЮ!" :

убедитесь в том, что скорость полета при фактическом положении механизации превысила установленные ограничения (см. подр.2);

уменьшите скорость полета до погасания табло снижением режима работы двигателей.

(I0) Управляйте режимом работы симметрично расположенных двигателей синхронно, так как при несоответствиях тяги двигателей, особенно внешних, создаются моменты рыскания.

(II) Для выдерживания режима предпосадочного планирования установите одинаковое число оборотов для всех двигателей, а для более точного выдерживания скорости изменяйте режим только внутренних двигателей.

(I2) Пролет ДПРМ и БПРМ контролируйте по звуковой и световой сигнализации и стрелкам приборов НПП и ИКУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЕСЛИ ПРИ ПРОЛЕТЕ ВХОДНОЙ КРОМКИ ВПП СКОРОСТЬ БОЛЬШЕ РАСЧЕТНОЙ НА 20 КМ/ЧАС ИЛИ ВЫСОТЫ ПРОЛЕТА БОЛЕЕ 35 М, УЙДИТЕ НА ВТОРОЙ КРУГ.

(I3) На высоте 60 м выключите САУ.

(I4) Выравнивание начинайте на высоте I0-I2 м. В процессе выравнивания, убедившись в точности расчета, плавно уменьшите режим всех двигателей до малого газа.

(I5) После выравнивания отклоняйте штурвал на себя так, чтобы скорость касания ВПП была на 20-26 км/час меньше скорости пересечения входной кромки ВПП.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. НЕ ДОПУСКАЙТЕ УМЕНЬШЕНИЯ СКОРОСТИ КАСАНИЯ НИЖЕ I90 КМ/ЧАС.

(I6) После касания полосы колесами главных ног шасси дайте команду бортинженеру включить реверс тяги внешних двигателей, выпустить спойлеры и тормозные щитки. Плавно опустите переднюю ногу шасси и используйте тормоза колес.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПОСАДКАХ С ВЕСОМ 120 Т И МЕНЕЕ НА СУХУЮ БЕТОНИРОВАННУЮ ВПП ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС ПРИМЕНЯТЬ НА СКОРОСТИ НЕ БОЛЕЕ 110 КМ/ЧАС ПРИ ОБЯЗАТЕЛЬНОМ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РЕВЕРСА ТЯГИ ВНЕШНИХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДО СКОРОСТИ 50 КМ/ЧАС.

ПРИ ЭТОМ ПОСАДОЧНЫЕ ДИСТАНЦИИ ПРИНИМАЮТСЯ СООТВЕТСТВУЮЩИМИ МАКСИМАЛЬНОМУ ПОСАДОЧНОМУ ВЕСУ.

(17) На скорости не более 170 км/час включите управление поворотом колес носовой ноги шасси от педалей.

(18) Направление на пробеге выдерживайте отклонением руля направления и колес носовой ноги шасси.

(19) На скорости не менее 50 км/час дайте команду бортинженеру "Реверс выключить". В случае крайней необходимости разрешается использовать реверс тяги до полной остановки самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В ИСКЛЮЧИТЕЛЬНЫХ СЛУЧАЯХ ДОПУСКАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕВЕРСА ЧЕТЫРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПОСЛЕДУЮЩИМ ТЩАТЕЛЬНЫМ ОСМОТРОМ ВСЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ.

(20) На скорости не более 50 км/час переключите систему поворота колес носовой ноги шасси на управление от штурвальчика. Дайте команду бортинженеру включить отбор воздуха от двигателей выключенной полусистемы.

(21) После окончания пробега дайте команду: "Механизацию убрать, переключатель "Обогрев ПВД" установить в положение " Автомат".

ПРИМЕЧАНИЕ. При торможении на скоростях 50 км/ч и менее могут возникнуть продольные колебания самолета. Для устранения этих колебаний необходимо отпустить и через 0,5-1 сек снова нажать на тормозные педали или несколько уменьшить давление в тормозах колес.

ВНИМАНИЕ! ПРИ СКОРОСТИ ВЕТРА БОЛЕЕ 15 М/СЕК (10 М/СЕК - ДЛЯ САМОЛЕТОВ, НЕ ИМЕЮЩИХ ДЕМПФЕРЫ РН) ПЕРЕД ОСВОБОЖДЕНИЕМ ВПП ЗАСТОПОРИТЕ РУЛИ И ЭЛЕРОНЫ.

(22) При выполнении посадки в условиях высоких температур наружного воздуха (более 30°С) торможение колес начинайте со скорости не более 150 км/час.

При достаточной длине ВПП тормоза колес используйте умеренно.

(23) В зимнее время после каждой посадки на заснеженную или покрытую слякотью ВПП с применением реверса тяги двигателей закрылки не убирайте и повторно

не взлетайте до тех пор, пока закрылки, элероны и предкрылки не будут осмотрены и с них не будет удален лед.

ПРИМЕЧАНИЕ. Техника пилотирования при выполнении посадки с центровками, близкими к предельно задней и предельно передней, особенностей не имеет.

(24) Включите отбор воздуха от двигателей.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ПОСАДКЕ НА АЭРОДРОМЕ, ГДЕ ОТНОСИТЕЛЬНАЯ ВЛАЖНОСТЬ БОЛЕЕ 70% ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА БОЛЕЕ +30°С, ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ КОНДЕНСАЦИИ ВЛАГИ НА БЛОКАХ УВК ОТБОР ВОЗДУХА ОТ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕ ВКЛЮЧАЙТЕ. ВРЕМЯ РАБОТЫ УВК БЕЗ ОБДУВА НЕ ДОЛЖНО ПРЕВЫШАТЬ 5 МИН.

Б. Посадочная конфигурация : закрылки 30°; предкрылки 25°

Заход на посадку и посадку с указанным положением механизации крыла выполняйте в соответствии с рекомендациями пп.(I)-(6), (9)-(25) подр.4.2.8"А" с учетом следующих особенностей.

(а) После выполнения четвертого разворота снижение по глиссаде до пересечения порога ВПП выполняйте на постоянной скорости, определенной для посадочного веса по фиг.5.2.-5.I.

(б) Максимальный посадочный вес и потребные посадочные дистанции определяйте по номограммам фиг.5.4.-I.I, 5.4-I.2, 5.4-7I, 5.4-8.

В случае, если посадочная дистанция, определенная по номограммам (фиг.5.4-7.I 5.4-8), больше располагаемой посадочной дистанции или посадочный вес ограничивается скоростью касания (фиг.5.4-I.2), посадку следует выполнять с механизацией крыла, выпущенной в положение: закрылки 43°, предкрылки 25°.

В. Заход на посадку в автоматическом режиме

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПРИ ЦЕНТРОВКАХ САМОЛЕТА ОТ 26% ДО 36% САХ. ПРИ ЦЕНТРОВКАХ БЛИЗКИХ К ПРЕДЕЛЬНЫМ АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАХОД РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ТОЛЬКО ПО БОКОВОМУ КАНАЛУ С ОТКЛЮЧЕННЫМ КАНАЛОМ ТАНГАЖА.

Автоматическое управление самолетом при заходе на посадку включается в зоне действия курсового радиомаяка посадки по сигналам УВК "Выход на ВПП", если САУ работает в режиме управления от УВК (см.6.I2.II).

Если при входе в район аэродрома посадки САУ работает в режиме "Курсовая стабилизация", режим автоматического управления включите вручную.

(I) На высоте круга переключатель режимов на ПУ САУ установите в положение "Заход", а рукоятку "Курс" - в положение, при котором стрелки "ЗК" НПП устанавливаются на курс ВПП.

(2) На высоте предпосадочного маневра кнопкой-лампой "Высота-стабилиз." включите режим стабилизации заданной высоты.

Развороты для изменения и уточнения курса полета самолета выполняйте с помощью рукоятки "Крен".

Автоматический заход на посадку начинайте выполнять с четвертого разворота на удалении от начала ВПП не менее I6-I7 км (для высоты круга 400 м) или при заходе "с прямой" на удалении от начала ВПП на 20-25 км.

Начало четвертого разворота контролируйте по расчетному КУР ДПРС с учетом угла сноса или по команде диспетчера.

Перед четвертым разворотом планка глиссады НПП должна находиться выше нулевого положения не менее чем на одну точку.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВОЗМОЖНОГО ВЛИЯНИЯ РЛС-П НА СИГНАЛЫ РТС ПОСАДКИ ПЕРЕД ЧЕТВЕРТЫМ РАЗВОРОТОМ (ДО ВХОДА В ЗОНУ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА) ВЫКЛЮЧИТЕ АЗИМУТАЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ АНТЕННЫ.

(3) В точке начала четвертого разворота нажмите кнопки "Гориз" и "Вертик."

Гаснет табло "Курсов.стабил.", загорается табло "Управл. от РТС".

Стрелки положения курса КПП указывают положение самолета относительно равносигнальной линии курса.

(4) Самолет начинает выполнять разворот с креном в сторону отклонения командной курсовой стрелки КПП до выхода на равносигнальную линию курса (см. 6.I2.II, п. (I0).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ С ЗАКРЫЛКАМИ, ВЫПУЩЕННЫМИ НА 30°, ПОСЛЕ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА (ДО ПЕРЕСЕЧЕНИЯ РАВНОСИГНАЛЬНОЙ ЛИНИИ ГЛИССАДЫ) ВКЛЮЧИТЕ НА ВЕРХНЕМ ЩИТКЕ ПИЛОТОВ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30°".

(5) Не менее чем за 2-3 км до входа в зону глиссады завершите выполнение операций по довыпуску закрылков в посадочное положение, установлению скорости, равной скорости снижения по глиссаде, и балансировке самолета в соответствии с указаниями п.(5), (7), подр. 4.2.8.

Контроль за балансировкой самолета осуществляйте по индикатору ИН-3 и указателю положения руля высоты. Включите автомат тяги. Убедитесь в том, что скорость самолета не изменилась. Если автомат тяги не включен, то во время входа в глиссаду и на глиссаде выдерживайте скорость постоянной вручную.

При этом рекомендуется режим работы двигателей изменять в небольших пределах или стремиться держать его постоянным.

(6) При автоматическом заходе на посадку постоянно контролируйте :

положение самолета - по авиагоризонтам;
скорость снижения - по вариометру;
высоту - по высотомерам; курс;
отклонение от курсовой и глиссадной зон - по стрелкам положения КШП, планкам НШП и табло " ⟷ " " ↕ " с высоты 200 м;

горение ламп "Гориз" и "Вертик" на ПУ САУ;
положение командных стрелок КШП в установившемся полете в пределах центрального кружка.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОМАТИЧЕСКОМ ИЛИ ДИРЕКТОРНОМ РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "КОНТРОЛЬ" УКАЗАТЕЛЕЙ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(7) При пролете ДПРМ определите возможность продолжения автоматического захода на посадку до ВПР.

Для этого убедитесь в том, что :

отклонение самолета от заданной траектории по курсу и глиссаде не превышает одной точки отклонения планок НШП от центрального кружка,

высота пролета ДПРМ не менее установленной для данного аэродрома;

крен самолета не превышает 5-8^{0} (после вписывания в равносигнальную линию курса).

Если отклонение самолета не превышает указанных ограничений, автоматический заход продолжайте до высоты 60 м.

(8) При пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории должны находиться в следующих пределах :

по курсу - планка НШП в пределах центрального кружка;

по глиссаде - планка НШП не более первой точки;

по высоте - не менее установленной для данного аэродрома.

(9) До достижения ВПР командир корабля должен принять решение о посадке или уходе на второй круг. Если пространственное положение самолета оценивается как непосадочное, командир корабля должен отключить САУ кнопкой "Откл.САУ" на штурвале и немедленно начать уход на второй круг. Бортинженер дублирует отключение САУ выключением выключателя "АП ВКЛ" на пульте управления САУ. Уход на второй круг выполняйте в соответствии с требованиями, изложенными в 4.2.10. Если принято решение о посадке, то для ВПР больше 60 м автоматический заход на посадку может быть продолжен до высоты 60 м; во всех случаях на этой высоте командир корабля должен выключить САУ кнопкой "Откл.САУ"

на штурвале и перейти на ручное пилотирование для выполнения посадки. Борт-инженер дублирует отключение САУ выключением выключателя "АП вкл." на пульте управления САУ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. КОМАНДИР КОРАБЛЯ И ВТОРОЙ ПИЛОТ В ПРОЦЕССЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ДОЛЖНЫ ДЕРЖАТЬ ШТУРВАЛ РУКАМИ (НОГИ НА ПЕДАЛЯХ) И БЫТЬ ГОТОВЫМИ В ЛЮБОЙ МОМЕНТ ОТКЛЮЧИТЬ САУ И ПЕРЕЙТИ НА РУЧНОЕ ПИЛОТИРОВАНИЕ. БОРТИНЖЕНЕР ДУБЛИРУЕТ ОТКЛЮЧЕНИЕ САУ ВЫКЛЮЧЕНИЕМ ВЫКЛЮЧАТЕЛЯ "АП ВКЛ" НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ.

Г. Заход на посадку в директорном режиме

(I) На высоте круга при подходе к четвертому развороту на ПУ САУ :

включите выключатель "Вкл. АП";

установите рукоятку "Курс" в положение, при котором стрелки "ЗК" НШ индицируют курс посадки. Узкие стрелки НШ индицируют КУР ДПРС;

установите переключатель режимов в положение "Заход".

(2) Директорный режим захода на посадку начинайте с четвертого разворота, на удалении от начала ВПП не менее I6-I7 км (для высоты круга 400 м) или при заходе "с прямой" на удалении от начала ВПП 20-25 км.

(3) Точку начала четвертого разворота определите по расчетному КУР ДПРС с учетом угла сноса или по команде диспетчера.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ДЛЯ ИСКЛЮЧЕНИЯ ВОЗМОЖНОГО ВЛИЯНИЯ РЛС-П НА СИГНАЛЫ РТС ПОСАДКИ ПЕРЕД ЧЕТВЕРТЫМ РАЗВОРОТОМ (ДО ВХОДА В ЗОНУ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА) ВЫКЛЮЧИТЕ АЗИМУТАЛЬНОЕ ВРАЩЕНИЕ АНТЕННЫ.

(4) При входе самолета в зону курсо-глиссадных радиомаяков загорается табло "Управл. от РТС".

Планки НШ и стрелки положения курса КШ указывают положение самолета относительно равносигнальных линий по курсу и глиссаде.

Командные стрелки КШ указывают направление разворота для выхода равносигнальную линию курса посадки.

(5) Координированным отклонением штурвала и педалей выполните четвертый разворот, удерживая командную стрелку КШ в пределах центрального кружка, выведите самолет на равносигнальную линию зоны курса.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСАДКИ С ЗАКРЫЛКАМИ, ВЫПУЩЕННЫМИ НА 30^{0}, ПОСЛЕ ЧЕТВЕРТОГО РАЗВОРОТА (ДО ПЕРЕСЕЧЕНИЯ РАВНОСИГНАЛЬНОЙ ЛИНИИ ГЛИССАДЫ) ВКЛЮЧИТЕ НА ВЕРХНЕМ ЩИТКЕ ПИЛОТОВ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ "ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30^{0}".

(6) Не менее чем за 2-3 км до входа в зону глиссады завершите выполнение операций по довыпуску закрылков в посадочное положение, установлению скорости, равной скорости снижения по глиссаде, и балансировке самолета в соответствии с п.(5), (7) подр. 4.2.8. Во время входа в глиссаду и на глиссаде выдерживайте скорость постоянной вручную.

(7) Для выдерживания траектории полета, заданной курсовым и глиссадным радиомаяками, своевременно отклоняйте органы управления на небольшие углы в соответствии с отклонением командных стрелок от центрального кружка.

При заходе на посадку постоянно контролируйте :

положение самолета - по авиагоризонтам;

скорость снижения - по вариометру;

высоту - по высотомеру;

курс;

отклонение от курсовой и глиссадной зон - по стрелкам положения КПП, планкам НПП и табло "—" " ┼ " с высоты 200 м.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВКЛЮЧЕННОМ АВТОМАТИЧЕСКОМ ИЛИ ДИРЕКТОРНОМ РЕЖИМЕ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ НАЖИМАТЬ КНОПКУ "КОНТРОЛЬ" УКАЗАТЕЛЕЙ РАДИОВЫСОТОМЕРОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(8) При пролете ДПРМ определите возможность продолжения директорного захода на посадку. Для этого убедитесь в том, что :

отклонение самолета от заданной траектории по курсу и глиссаде не превышает одной точки отклонения планок НПП от центрального кружка;

высота пролета ДПРМ не ниже установленной для данного аэродрома;

крен самолета не превышает 5-8° (после вписывания в равносигнальную линию курса).

Если отклонение самолета не превышает указанных ограничений, заход на посадку по командным стрелкам продолжайте до высоты 60 м.

После пролета ДПРМ учитывайте уменьшение ширины линейной зоны курса и глиссады и пилотируйте самолет, удерживая командные стрелки в пределах центрального кружка небольшими отклонениями рулей.

(9) При пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории должны быть в следующих пределах :

по курсу - планка НПП в пределах центрального кружка;

по глиссаде - планка НПП не более первой точки;

по высоте - не ниже установленной для данного аэродрома.

(I0) До достижения ВПР командир корабля должен принять решение о посадке или уходе на второй круг. Если пространственное положение самолета оценивается как непосадочное, командир корабля должен отключить автомат тяги (если заход с автоматом тяги) кнопкой "Откл. САУ" на штурвале и немедленно начать уход на второй круг.

Бортинженер должен выключить выключатель "АП вкл." на пульте управления САУ. Уход на второй круг выполняйте в соответствии с требованиями, изложенными в 4.2.I0.

Если принято решение о посадке, то для ВПР больше 60 м директорный заход на посадку может быть продолжен до высоты 60 м; во всех случаях на этой высоте командир корабля должен отключить автомат тяги (если заход с автоматом тяги) кнопкой "Откл. САУ" на штурвале и перейти на ручное пилотирование для выполнения посадки.

Бортинженер должен выключить выключатель "АП вкл." на пульте управления САУ.

<u>В процессе захода на посадку</u>

Командир корабля:

контролирует параметры захода на посадку;

с ВПР +30 ÷ 40 м устанавливает визуальный контакт с наземными ориентирами и до ВПР принимает решение о посадке (дает команду "Садимся" и выполняет посадку);

выполняет уход на второй круг (дает команду "Уходим"), если до ВПР положение самолета будет оценено как непосадочное или последует команда диспетчера об уходе на второй круг.

Второй пилот:

контролирует работу САУ (в режиме автоматического управления при заходе на посадку);

пилотирует самолет в директорном режиме до команды "Садимся";

на ВПР выполняет уход на второй круг с соответствующим докладом, если до ВПР командир корабля не принял решения о выполнении посадки или об уходе на второй круг.

С момента входа в глиссаду контролирует параметры полета – приборную скорость и положение самолета относительно глиссады и курса. Докладывает:

"Скорость мала (велика)" – если скорость на I0 км/ч больше или меньше заданной;

"Ниже (выше) глиссады" – если планка глиссады отклоняется на одну или более точек ниже или выше центрального кружка НПП.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к 4.2. Стр. 28.

По вопросу: Уточнение по установке высоты принятия решения (ВПР) на указателях радиовысотомеров (РВ)

Основание: Исх. 71/56-425 от 25.06.99 г.

Проведение изменения: После 17 строки сверху поместить текст:

"осуществляет отсчет высоты на глиссаде до ВПР по барометрическому высотомеру (ВБ), а от ВПР - по радиовысотомеру (РВ);"

Строки 16...14 снизу изложить в редакции:

"выполняет уход на второй круг (дает команду "Уходим"), если до ВПР положение самолета оценено как не посадочное или сработала сигнализация РВ до команды "Садимся", или поступила команда диспетчера УВД."

Между 10 и 9 строками снизу поместить текст:

"осуществляет отсчет высоты на глиссаде до ВПР по БВ, от ВПР - по РВ;"

Строку 7 снизу дополнить текстом; убрав в конце предложения точку:

"и в случаях, указанных выше, для командира корабля"

На высотах менее 100 м осуществляет повышенный контроль за вертикальной скоростью снижения, докладывая "Крутое снижение" в момент, когда скорость достигнет 5 м/с и более.

Штурман :

Контролирует и докладывает высоту и скорость захода. Начиная с высоты 60м, докладывает высоту по радиовысотомеру через каждые 10 м, а с 10 м - текущую высоту с интервалом 1 сек.

Бортинженер :

Контролирует работу автомата тяги.
При заходе без автомата тяги выдерживает вручную заданную скорость захода.

Д. Выполнение автоматического и директорного режимов захода на посадку с одним отказавшим двигателем

Заход на посадку с одним отказавшим двигателем выполняйте в автоматическом или директорном режиме , так же, как заход на посадку со всеми работающими двигателями.

ПРИМЕЧАНИЕ : Если отказ одного из двигателей произошел на снижении самолета по глиссаде в автоматическом режиме захода на посадку, отключите САУ и АТ кнопкой "Откл САУ", заход продолжайте в директорном или ручном режиме, управляя скоростью вручную.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ : ВЫПОЛНЯТЬ АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАХОД НА ПОСАДКУ С ДВУМЯ ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Е. Заход на посадку в режиме ПСП

(1) Выполняйте заход на посадку согласно схеме данного аэродрома, четвертый разворот начинайте при достижении расчетного КУР дальней приводной или по команде диспетчера.

(2) После выхода на предпосадочную прямую, перед входом в глиссаду выпустите полностью механизацию, сбалансируйте самолет, продолжите горизонтальный полет до тех пор, пока глиссадная стрелка прибора ПНП не начнет смещаться к центру шкалы, с этого момента перейдите на снижение, плавно увеличивая вертикальную скорость до расчетного значения.

Дальнейший полет по глиссаде выполняйте, выдерживая планки курса и глиссады около нулевого положения.

(3) До ВПР примите решение. Если не принято решение о посадке , начните уход на второй круг не ниже ВПР.

(4) Обязанности между членами экипажа распределены так же, как и при выполнении захода в директорном режиме.

Ж. Заход на посадку в режиме ОСП

(I) Выполняйте заход на посадку согласно схеме данного аэродрома, четвертый разворот начинайте при достижении расчетного КУР дальней приводной радиостанции или по команде диспетчера.

(2) После выполнения четвертого разворота при КУР=0, если самолет летит с курсом больше посадочного, произведите доворот вправо на величину ошибки. При приближении КУР к величине, равной 360^0 без удвоенной ошибки, снова разверните самолет по АРК в направлении на ДПРМ с учетом угла сноса.

(3) После выполнения четвертого разворота при КУР=0, если самолет летит с курсом меньше посадочного, произведите доворот влево на величину ошибки. При приближении КУР к величине, равной удвоенной ошибке, снова разверните самолет по АРК в направлении на ДПРМ с учетом угла сноса.

(4) После выхода на предпосадочную прямую, перед входом в глиссаду выпустите полностью механизацию, сбалансируйте самолет в соответствии с указаниями п.(5), (7) подр. 4.2.8, при этом определите (запомните положение РУД) режим работы двигателей в установившемся горизонтальном полете.

(5) В расчетной точке входа в глиссаду переведите самолет на снижение с вертикальной скоростью, превышающей расчетную на I-I,5 м/с, до высоты пролета ДПРМ, установленной на данном аэродроме.

(6) На высоте пролета ДПРМ установите двигателям режим работы, соответствующий горизонтальному полету, и переведите самолет в горизонтальный полет до момента пролета ДПРМ.

(7) При пролете ДПРМ переведите самолет на снижение с расчетной вертикальной скоростью для данного аэродрома.

(8) До ВПР примите решение. Если не принято решение о посадке, начните уход на второй круг не ниже ВПР.

(9) Обязанности между членами экипажа распределены так же, как при выполнении захода в директорном режиме.

И. Устранение боковых отклонений самолета от оси ВПП при автоматическом и директорном заходах на посадку

(I) До момента достижения высоты принятия решения после установления надежного контакта с наземными ориентирами оцените величину бокового отклонения самолета от оси ВПП и направление вектора путевой скорости.

ВНИМАНИЕ! ЕСЛИ ДО ВПР НАДЕЖНЫЙ КОНТАКТ С НАЗЕМНЫМИ ОРИЕНТИРАМИ НЕ БУДЕТ УСТАНОВЛЕН, НЕМЕДЛЕННО УЙДИТЕ НА ВТОРОЙ КРУГ.

(2) Величину бокового отклонения оценивайте визуально по огням системы посадки и другим ориентирам.

В качестве ориентиров используйте:

световой горизонт № I ОВИ (ближайший к БПРМ), половина ширины которого по обе стороны от оси ВПП составляет 42 м (для системы ОВИ с шестью горизонтами) и 37 или 27 м (для системы ОВИ с пятью горизонтами);

боковые огни ВПП (боковое отклонение самолета от оси ВПП в этом случае определите по известной ширине ВПП);

боковые огни приближения на КПБ красного цвета (боковое удаление крайних огней от оси ВПП составляет I2-I5 м);

входные огни ВПП (зеленого цвета).

(3) Предельно допустимые отклонения от оси ВПП в зависимости от высоты полета составляют:

Высота начала маневра, м	I00	80	60
Предельно допустимое боковое отклонение, м	I00	70	40

(4) Если боковое отклонение от оси превышает предельно допустимое значение (см. табл.) или равно предельно допустимому значению, но вектор путевой скорости направлен так, что самолет удаляется от оси ВПП - немедленно уйдите на второй круг.

(5) Если боковое отклонение находится в допустимых пределах и вектор путевой скорости направлен параллельно оси ВПП или так, что самолет приближается к оси ВПП, примите решение о выполнении посадки.

(6) Приняв решение о посадке, отключите САУ, если заход был автоматическим, или прекратите пилотирование по командным стрелкам КПП, если заход выполнялся в директорном режиме, и немедленно начните маневр по устранению бокового отклонения.
При начале маневра на высотах 60 м и более выполните вначале доворот в сторону оси ВПП координированным отклонением органов управления с углом крена I0-I2^{0}, "прицеливаясь" на четверть ширины ВПП, примыкающую к ее оси, а затем обратный доворот с креном 6-8^{0}. Этот S-образный маневр должен быть выполнен с таким расчетом, чтобы к входной кромке ВПП самолет находился на оси ВПП без крена и скольжения.

(7) При боковых отклонениях самолета на высоте принятия решения в пределах боковых огней приближения красного цвета на КПБ (I2-I5 м) решение о посадке может быть принято без видимости порога ВПП и посадка может быть выполнена без маневра по устранению бокового отклонения.

К. Заход на посадку по методике, обеспечивающей экономию топлива

Метод захода на посадку, обеспечивающий экономию топлива, допускается во всех режимах ручного пилотирования без применения автомата тяги как со всеми работающими двигателями, так и с одним неработающим двигателем, с весом не более 151500 кг.

(1) Скорости полета при заходе на посадку и при посадке выдерживайте в соответствии с табл.2 настоящего раздела.

(2) Погасите скорость полета до 370 км/ч и на расстоянии до ВПП не менее 14 км дайте команду :

"Шасси выпустить".

Убедившись в нормальном выпуске шасси, бортинженер докладывает командиру корабля :

"Шасси выпущено".

(3) На удалении до ВПП не менее 12 км, на скорости 330-370 км/ч (в зависимости от веса, табл.2) дайте команду :

"Предкрылки 25^{o}, закрылки 30^{o}".

По этой команде бортинженер одновременно начинает выпуск предкрылков и закрылков на заданные углы, контролирует синхронность движения правых и левых закрылков (предкрылков) по индикатору и докладывает об их установке в заданное положение. При появлении заметного рассогласования бортинженер действует в соответствии с указаниями 4.2.8, п. (4).

ПРИМЕЧАНИЕ: Выпуск шасси и механизации крыла допускается производить как в горизонтальном полете, так и при снижении по глиссаде.

(4) При снижении по глиссаде на скорости 250-280 км/ч (в зависимости от веса, табл.2) и на расстоянии до ВПП не менее 7 км (высота не менее 350 м) дайте команду : "Закрылки 43^{o}".

Бортинженер выпускает закрылки полностью и докладывает: "Закрылки 43^{o}". В процессе выпуска механизации крыла бортинженер контролирует синхронность движения правых и левых закрылков и при появлении признаков их рассогласования действует в соответствии с указаниями 4.2.8. п.(4) и п.(7).

ПРИМЕЧАНИЕ: При выпуске шасси и механизации крыла сбалансируйте самолет в соответствии с указаниями подраздела 4.2.8, п.(5), (7).
При полете с передними центровками и возможном полном отклонении стабилизатора балансировку осуществляйте рулем высоты, снимая усилия механизмом триммерного эффекта.

(5) В процессе довыпуска закрылков до 43^{o} уменьшите скорость и до пролета ДПРМ установите ее в зависимости от веса (табл.2).

(6) После пролета ДПРМ полет выполняйте в соответствии с указаниями 4.2.8.

ПРИМЕЧАНИЕ. При выполнении "Карты контрольных проверок" изменяется последовательность окончания контрольных операций :

- "Шасси" - по окончании выпуска шасси по докладу бортинженера
- "Механизация крыла" :
- "Предкрылки" - по окончании выпуска до 25^{o} по докладу бортинженера.
  "Закрылки": "30^{o}" и "43^{o}" -по окончании выпуска, по докладу бортинженера.
- "Готовность к посадке" - до пролета ДПРМ, по докладу всех членов экипажа".

Л. Особенности пилотирования при визуальном заходе на посадку (фиг.4.2-2а)

(I) Визуальный заход на посадку - продолжение захода на посадку по приборам, когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход на посадку осуществляется при визуальном контакте с ВПП и (или) ее ориентирами.

(2) Вход в зону (район) аэродрома выполняйте по установленным схемам (STAR) или по траекториям, задаваемым службой УВД. Снижение и заход на посадку по ППП осуществляйте с помощью радиотехнических средств посадки и навигации - РМС, РСП, ОСП, ОПРС, VOR, VOR/ДМЕ до установленной высоты точки начала визуального захода на посадку (ТН ВЗП).

(3) До достижения ТН ВЗП выпустите шасси и механизацию крыла в положение $\delta_{пр}/\delta_{з} = 25^{0}/30^{0}$.

(4) Как правило, жесткая схема визуального захода на посадку не устанавливается. В общем случае, визуальный полет в зоне визуального маневрирования осуществляется на высоте полета по кругу, не менее $H_{мс}$ конкретного аэродрома, выполнением кругового маневра (фиг. 4.2-2а).

(5) На высоте точки начала визуального захода на посадку, если не установлен визуальный контакт с ВПП и (или) ее ориентирами, переведите самолет в горизонтальный полет до установления надежного визуального контакта с ВПП или ее ориентирами.

(6) При установлении надежного визуального контакта доложите диспетчеру "Полосу вижу, захожу визуально" и получите разрешение (подтверждение) на выполнение визуального захода на посадку.

Пилотирование при визуальном заходе на посадку осуществляет командир самолета при постоянном визуальном контакте с ВПП и (или) ее ориентирами.

Если при приближении к ВПП визуальный контакт не установлен или впоследствии потерян, выполните разворот в сторону ВПП с набором высоты и выходом на установленную схему ухода на второй круг по приборам для последующего захода на посадку по ППП.

(7) Маневрирование при визуальном заходе на посадку осуществляйте с кренами не более 30^{0}.

(8) До начала разворота в направлении ВПП предполагаемой посадки на высоте не ниже минимальной высоты снижения :

выпустите закрылки в положение $\delta_{з} = 43^{0}$;

установите скорость $V_{зп}$;

выполните контрольные операции по Карте контрольной проверки, соответствующей карте "Перед входом в глиссаду".

Разворот на посадочный курс выполняйте со снижением с вертикальной скоростью, не превышающей 5 м/с до высоты входа в глиссаду. Рекомендуемый крен при развороте на посадочный курс 20^{0}, но не более 30^{0}. Высота входа в глиссаду должна быть не менее 100 м.

ВНИМАНИЕ! ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РАЗВОРОТА НА ПОСАДОЧНЫЙ КУРС ВОЗМОЖНО И ДОПУСКАЕТСЯ СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ.

(9) При довороте на посадочный курс (на предпосадочной прямой) доложите диспетчеру о готовности к посадке и получите разрешение на посадку. После выхода на посадочный курс оцените положение самолета относительно ВПП. Если положение самолета посадочное, установите режим снижения по глиссаде ($\sim 3^{0}$).

(I0) С точки начала визуального захода на посадку пилотирование осуществляет только командир корабля. Второй пилот контролирует полет по приборам, обращая особое внимание на выдерживание установленной для данного аэродрома минимальной высоты снижения, скорости и углов крена. При выполнении разворота на посадочный курс при горящем табло сигнализации предельных кренов второй пилот сообщает командиру корабля о достижении крена 30^0.

Штурман контролирует высоту, скорость полета и, по возможности, положение самолета относительно ВПП.

4.2.9. ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Максимально допустимая скорость бокового ветра (под углом 90^0 к ВПП) с учетом коэффициента сцепления и состояния ВПП :

Коэффициент сцепления	$\mu \geq 0,55$	$0,5 \leq \mu < 0,55$	$0,4 \leq \mu < 0,5$	$0,3 \leq \mu < 0,4$
Величина боковой составляющей ветра, м/с	I5*	I2	I0	7

(I) При заходе на посадку с боковым ветром парируйте снос самолета углом упреждения.

(2) Непосредственно перед приземлением отклонением руля направления уберите угол упреждения и разверните самолет по оси ВПП. Возникающий при этом крен парируйте отклонением штурвала. Скорость касания самолетом ВПП должна быть на I0 км/ч больше, чем при посадке в нормальных условиях.

(3) После приземления, удерживая самолет рулем направления по оси ВПП, опустите колеса носовой ноги шасси.

(4) Дайте команду бортинженеру включить реверс тяги внешних двигателей, а затем при устойчивом пробеге – выпустить спойлеры и тормозные щитки.

(5) При выпуске спойлеров и тормозных щитков кренящий момент увеличивается, что требует дополнительного поворота штурвала.

(6) Включите управление поворотом колес носовой ноги шасси от педалей, при необходимости примените тормоза колес.

4.2.I0. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

А. Посадочная конфигурация : закрылки 43^0, предкрылки 25^0

(I) Уход на второй круг при всех работающих двигателях с нормальным посадочным весом выполняйте с высоты не ниже I5 м.

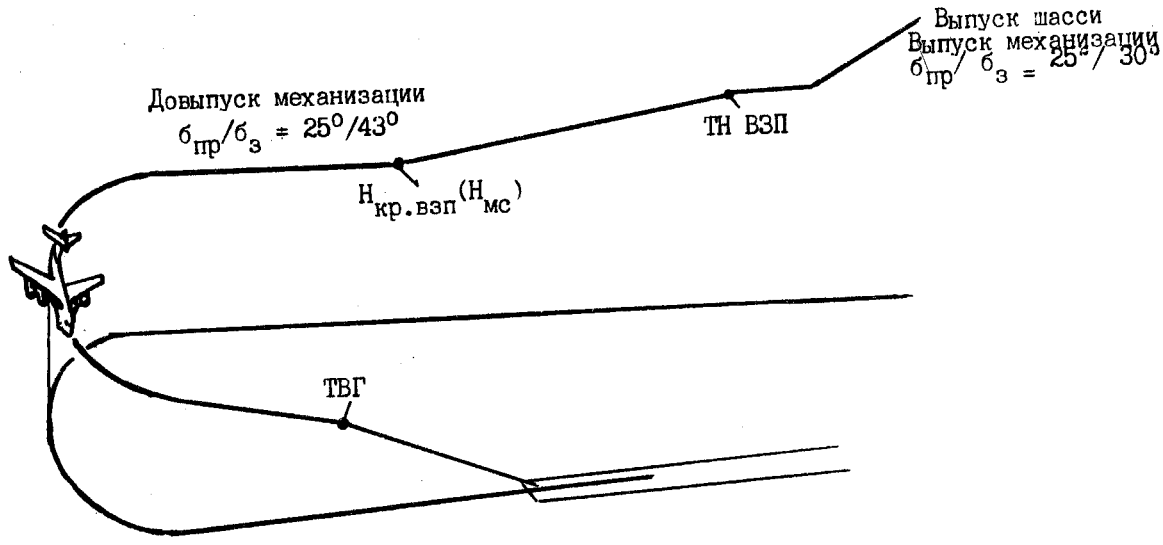
(2) Приняв решение об уходе на второй круг :

(а) Подайте команду "Экипаж. Уходим на второй круг".

(б) Подайте команду "Режим взлетный" и, сохраняя скорость планирования, начните перевод самолета в набор высоты.

(в) После выхода двигателей на взлетный режим подайте команду "Закрылки 30^0" и продолжайте перевод самолета в набор высоты, не допуская уменьшения скорости.

* При отсутствии попутной составляющей



Фиг. 4.2-2а

Визуальный заход на посадку (круговой маневр)

(г) При положительной вертикальной скорости подайте команду "Шасси убрать". Дальнейший набор высоты выполняйте с увеличением скорости.

(д) На высоте не менее 120 м над препятствиями полностью уберите механизацию крыла, выдерживая скорости в соответствии с таб.1.

Контроль за положением механизации в процессе уборки осуществляйте в соответствии с подпунктом 4.2.3.А (15).

(3) В процессе уборки механизации крыла сбалансируйте самолет в соответствии с указаниями подраздела 4.2.3.А., п.(17).

(4) После уборки РУД с взлетного на номинальный или другой пониженный режим подайте команду бортинженеру включить отбор воздуха от двигателей.

(5) Повторите заход на посадку.

Если при уходе на второй круг с выпущенной механизацией крыла загорелось табло "Проверь механиз." и прозвучит речевая информация "Скорость превышена! Проверь механизацию!" :

убедитесь в том, что скорость полета при фактическом положении механизации превысила установленные ограничения (см. подр. 2);

на высоте менее 120 м над препятствиями уменьшите скорость полета до погасания табло увеличением угла набора высоты;

на высоте более 120 м над препятствиями уберите закрылки и предкрылки.

Б. Посадочная конфигурация: закрылки 30°, предкрылки 25°

Уход на второй круг выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.10 "А" с учетом следующих особенностей :

(а) Закрылки и предкрылки убирайте только при достижении высоты круга.

(б) В наборе высоты установите скорость не менее скорости снижения по глиссаде (фиг.5.2-5.1) и, сохраняя ее постоянной, наберите высоту круга.

(в) Войдите в круг полета и повторите заход на посадку.

4.2.11. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ВЗЛЕТОВ-ПОСАДОК

(1) При выполнении полетов по кругу в зоне аэродрома взлет, уборку шасси и механизации крыла выполняйте в соответствии с указаниями 4.2.3.

(2) После уборки механизации крыла установите режим работы двигателей, обеспечивающий полет на скорости 370-400 км/ч.

(3) Для охлаждения колес шасси после уборки механизации крыла вновь выпустите шасси.

(4) Разрешается выполнять пять последовательных взлетов-посадок при соблюдении следующих условий :

температура воздуха не выше +30°С, посадочный вес не более 130 т;

время полета с выпущенным шасси не менее 15 мин при температуре наружного воздуха не выше +10°С и не менее 20 мин - при температуре выше +10°С;

продолжительность пятого полета с выпущенным шасси не менее 25 мин;

полное охлаждение колес после выполнения пятой посадки;

скорость начала торможения не должна превышать 180 км/час;

очередной взлет можно выполнять не позже чем через 10 мин после посадки, в случае же задержки взлета до 15 мин полет, как исключение, разрешается, но при этом время полета с выпущенным шасси необходимо увеличить до 40 мин.

(5) Разрешается выполнение пяти последовательных посадок без использования реверса тяги двигателей на сухую бетонированную ВПП при температуре воздуха не выше +20°С и весе не более 130 т. При этом скорость начала торможения колес не должна превышать 150 км/час. Потребную посадочную дистанцию и длину пробега определяйте по номограммам фиг. 5.4-5 и 5.4-8.1.

(6) При температуре воздуха +30°С и выше разрешается выполнение трех последовательных посадок с использованием реверса тяги двух двигателей. Скорость начала торможения колес при этом не должна превышать 150 км/час.

Потребную посадочную дистанцию и длину пробега определяйте по номограммам фиг. 5.4-4 и 5.4-7.

ПРИМЕЧАНИЕ: Выполнение полетов на малых высотах при температурах воздуха выше +35°С продолжительностью более 1 час не рекомендуется.

(7) Перед каждым полетом проверьте состояние термосвидетелей. В случае выплавления одного термосвидетеля охладите колеса водой.

При трехкратном выплавлении одного термосвидетеля или одновременном выплавлении двух (трех) термосвидетелей вылет запрещается.

4.2.12. РУЛЕНИЕ НА СТОЯНКУ

(1) Руление на стоянку выполняйте с учетом указаний, изложенных в разделе "Выруливание на старт".

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. После сруливания с ВПП и уборки механизации крыла рекомендуется рулить на стоянку с выключенными внешними (внутренними) двигателями.

2. Двигатели, реверсивные устройства которых использовались на пробеге, выключайте не ранее чем через 1-1,5 мин с момента выключения реверса.

Временное изменение № 44 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД) на 5 листах

Уточнение эксплуатационных рекомендаций для двигателей Д-30КП, Д-30КП-2 при $t_{нар.возд.} \geqslant +15^{\circ}C$ по вопросам:

1. Порядок проведения холодной прокрутки двигателя после останова.
2. Порядок прогрева и охлаждения при опробовании и регулировке двигателя на земле.
3. Установка заглушек на вход и выход двигателей.

Основание: 1. Бюлл.№ 534-БЭ-Г
2. Решение № 700/12-149/90.

Разместить: Подраздел 4.2.II. "Выполнение последовательных взлетов-посадок", лицевой стороной к стр.34 (к тексту п.(4).

"ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: 1. ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА $+15^{\circ}C$ И ВЫШЕ, ЕСЛИ С МОМЕНТА ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ПЛАНИРУЕТСЯ ВРЕМЯ МЕНЕЕ 1,5 ЧАСА, НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ (ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРОВ).

ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО УСМОТРЕНИЮ ЭКИПАЖА НА РУЛЕНИИ, ПОСЛЕ ПОСАДКИ, НА СТОЯНКЕ ИЛИ ПРИ БУКСИРОВКЕ САМОЛЕТА.

2. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ВЗЛЕТОВ-ПОСАДОК:

ПЕРЕД КАЖДЫМ ОЧЕРЕДНЫМ ВЗЛЕТОМ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ, НЕЗАВИСИМО ОТ $t_{Н.В.}$, ДВИГАТЕЛИ ДОЛЖНЫ ПРОРАБОТАТЬ НЕ МЕНЕЕ 1 МИН НА 0,7 НОМ.

ПРИ ВЗЛЕТЕ НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РАБОТУ ДВИГАТЕЛЕЙ НА 0,7 НОМ РАЗРЕШАЕТСЯ НЕ ПРОВОДИТЬ".

Внимание!

Временные изменения № 38 от 24 сентября 1990 г. № 43 от 25 марта 1991 г., №44(4-2) от 13 июня 1991 г. аннулированы.

Временное изменение № 44(4.2)

РЛЭ-76Т(ТД) на 5 листах

Уточнение эксплуатационных рекомендаций для двигателей Д-30КП, Д-30КП-2 при $t_{нар.возд.} \geqslant +15^{\circ}C$ по вопросам:

1. Порядок проведения холодной прокрутки двигателя после останова.
2. Порядок прогрева и охлаждения при опробовании и регулировке двигателя на земле.
3. Установка заглушек на вход и выход двигателей.

Основание: 1. Бюлл. № 534-БЭ-Г

2. Решение № 700/12-149/90

Разместить: Подраздел 4.2.12. "Руление на стоянку", лицевой стороной к стр.35 (к тексту п.(3).

"ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА $+15^{\circ}$ С И ВЫШЕ, ЕСЛИ С МОМЕНТА ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ПЛАНИРУЕТСЯ ВРЕМЯ МЕНЕЕ 1,5 ЧАСА, НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ ДВИГАТЕЛЯ (ПОСЛЕ ПОЛНОЙ ОСТАНОВКИ РОТОРОВ).

ХОЛОДНУЮ ПРОКРУТКУ РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО УСМОТРЕНИЮ ЭКИПАЖА НА РУЛЕНИИ, ПОСЛЕ ПОСАДКИ, НА СТОЯНКЕ ИЛИ ПРИ БУКСИРОВКЕ САМОЛЕТА.

Внимание!

Временные изменения № 38 от 24 сентября 1990 г., № 43 от 25 марта 1991 г., №44(4-2) от 13 июня 1991 г. аннулированы.

(2) Перед заруливанием на стоянку убедитесь в исправности тормозов и наличии давления в гидроаккумуляторах. При неисправных тормозах или затруднениях при заруливании на стоянку остановите самолет и выключите двигатели. Примите меры, исключающие движение самолета.

(3) После заруливания и остановки самолета на стоянке:

включите стояночный тормоз;

подайте команду второму пилоту и штурману выключить обогрев стекол и форточек;

подайте команду бортинженеру отключить отбор воздуха от двигателей;

установите стабилизатор в положение $+1^{\circ}$, убедитесь в том, что при этом загорается красное сигнальное табло "Проверь угол стаб.";

застопорите рули и элероны;

выключите питание неиспользуемых потребителей электроэнергии;

после доклада членов экипажа о готовности к выключению двигателей дайте команду "Двигатели выключить", после остановки двигателей - "Самолет обесточить".

(4) Послеполетный осмотр самолета

Проведите внешний осмотр самолета:

Бортинженер

Осмотрите с земли планер самолета и убедитесь в том, что он не имеет внешних повреждений.

Бортрадист

Осмотрите антенные устройства самолета, обтекатели радиолокаторов и убедитесь в том, что они не имеют внешних повреждений.

Командир корабля

Осмотрите колеса шасси, обратив внимание на термосвидетели колес. Убедитесь в том, что колеса не имеют внешних повреждений, а термосвидетели не выплавлены. Получите доклад от членов экипажа об осмотре самолета.

4.2.13. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

(1) При выполнении предполетного осмотра дополнительно:

проверьте исправность аэронавигационных и габаритных огней, импульсного маяка, фары подсвета двигателей и стабилизатора;

проверьте работу светотехнической арматуры освещения приборных досок, щитков и пультов;

включите и отрегулируйте яркость освещения приборов так, чтобы отчетливо были видны показания приборов и надписи;

освещенность пульта САУ отрегулируйте двумя светильниками СКБ, размещенными по бокам верхнего электрощитка пилотов;

убедитесь в исправности световых табло и установите необходимую яркость их свечения;

проверьте работу фар в режимах рулежного и посадочного света.

(2) Перед запуском двигателей включите АНО и импульсный маяк. Начало запуска сигнализируйте включением и выключением АНО.

(3) Перед выруливанием включите габаритные огни.

(4) Начало руления сигнализируйте включением фар. Рулите только по обозначенным рулежным дорожкам с фарами, включенными в режим рулежного света.

ПРИМЕЧАНИЕ: Фары включайте в режим посадочного света при необходимости. Непрерывное горение фар на земле в посадочном режиме не должно превышать 5 мин.

(5) Взлет, как правило, выполняйте с фарами, включенными в режим посадочного света и выключенными габаритными огнями.

(6) Техника выполнения взлета ночью аналогична технике выполнения взлета днем.

(7) Направление разбега при включенных фарах выдерживайте по осевой линии ВПП, при выключенных фарах ориентируйтесь по боковым огням ВПП.

(8) После отрыва от ВПП пилотируйте самолет, ориентируясь по огням ВПП, указателю курса, авиагоризонтам, указателю скорости и вариометру. Перед проходом пограничных огней ВПП полностью перейдите к пилотированию по приборам.

(9) На высоте 50 м, а при наличии облачности до входа в нее, дайте команду бортинженеру "Фары выключить, фары убрать".

(IO) Порядок уборки и выпуска шасси, предкрылков такой же, как и при дневных полетах.

(II) При входе в глиссаду дайте команду "Фары выпустить", а на высоте I50-I00 м - "Фары включить". В условиях низкой облачности включите фары при выходе из облаков.

При заходе на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дымка, осадки) фары включайте по решению командира корабля, после установления контакта с землей, раздельно: сначала крыльевые, затем фюзеляжные.

Если при включении фюзеляжных фар в режим посадочного света создается световой экран, затрудняющий посадку , фюзеляжные фары выключите, посадку выполняйте с включенными крыльевыми фарами.

(I2) Посадку выполняйте так же, как и днем.

(I3) Посадка с фарами сложнее и требует повышенного внимания.

(I4) Выдерживайте направление пробега, ориентируясь по осевой линии и боковым огням ВПП. В конце пробега переключите фары в режим рулежного света и включите габаритные огни.

(I5) После заруливания на стоянку, до выключения двигателей, выключите фары и импульсный маяк, после выключения двигателей - АНО и габаритные огни.

(I6) Если после выключения двигателей производится буксировка самолета, АНО и габаритные огни выключите после окончания буксировки.

4.2.I4. ПОЛЕТЫ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Условия возможного обледенения: температура наружного воздуха +5°С и ниже при наличии облачности, тумана, снегопада, дождя или мороси.

Противообледенительные устройства самолета и двигателей эксплуатируйте в соответствии с указаниями данного подраздела и пп.6.9.I и 6.I2.I3.

А. Взлет и набор высоты

Взлет и набор высоты выполняйте в соответствии с рекомендациями, указанными в п.4.2.3, 4.2.4 и 4.2.5 с учетом следующих особенностей:

(I) После запуска двигателей подайте команду второму пилоту установить переключатели обогрева стекол в положение "СЛАБО" и включить противообледенители двигателей.

(2) Перед выруливанием установите переключатель "Обогрев ПВД" в положение "ВКЛ РУЧНОЕ" (см.6.I2.I3).

(3) На исполнительном старте установите переключатель обогрева стекол в положение "СИЛЬНО".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: УБЕДИТЕСЬ В ОТСУТСТВИИ ЛЬДА НА ПОВЕРХНОСТИ САМОЛЕТА. ВЗЛЕТ НА ОБЛЕДЕНЕВШЕМ САМОЛЕТЕ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

(4) После взлета при переводе самолета в набор высоты подайте команду второму пилоту включить обогрев крыла (при отключенном отборе воздуха) и хвостового оперения (в положение "НИЖЕ -20").

ВНИМАНИЕ! НЕЗАВИСИМО ОТ ИНТЕНСИВНОСТИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ УСТАНАВЛИВАЙТЕ В ПОЛОЖЕНИЕ "НИЖЕ -20".

В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ЕЕ РАБОТЕ В РЕЖИМЕ "НИЖЕ -20" ПЕРЕВЕДИТЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ОБОГРЕВА ХВОСТОВОГО

ОПЕРЕНИЯ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВЫШЕ -20" И ПРИМИТЕ МЕРЫ ДЛЯ ВЫХОДА ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

(5) Подайте команду бортинженеру включить отбор воздуха после перевода РУД двигателей на номинальный режим (при этом горячий воздух подается в СКВ и ПОС крыла). Проверьте по приборам и сигнализации работоспособность ПОС крыла и хвостового оперения.

ПРИМЕЧАНИЕ: После взлета отбор воздуха в ПОС крыла на взлетном режиме работы двигателей разрешается производить до высоты 3000 м. На остальных высотах полета отбор воздуха от двигателей на взлетном режиме допускается только в случае крайней необходимости.

(6) Через 5-10 мин после выхода из зоны обледенения, убедившись в отсутствии льда на обогреваемых поверхностях, выключите ПОС крыла, оперения и двигателей, а переключатели режима обогрева стекол установите в положение "СЛАБО".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: 1. ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ПРИНЯТЬ МЕРЫ К ВЫХОДУ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В СЛЕДУЮЩИХ СЛУЧАЯХ:
ПРИ ИНТЕНСИВНОСТИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ БОЛЕЕ 2 ММ/МИН (ПО УКАЗАТЕЛЮ "ЛЕД" СИГНАЛИЗАТОРА-ИНТЕНСИМЕТРА ОБЛЕДЕНЕНИЯ);
ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА НИЖЕ МИНУС 15^{0}С;
ПРИ ОТКАЗАХ ПОС САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЕЙ;
ПРИ ОТКАЗАХ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ;

2. ДОПУСТИМОЕ ВРЕМЯ ПОЛЕТА В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НЕ БОЛЕЕ 15 МИН.

3. ЗАПОЗДАЛОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ НЕДОПУСТИМО, ТАК КАК ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОПАДАНИЮ ЛЬДА В ДВИГАТЕЛЬ И ЕГО ПОВРЕЖДЕНИЮ.

(7) При полете в условиях обледенения контролируйте работу ПОС с помощью средств сигнализации, установленной на пульте второго пилота. Периодически контролируйте состояние обогреваемых поверхностей путем осмотра крыла и воздухозаборников двигателей через окна и форточки кабины экипажа, стабилизатора - с помощью смотрового прибора (ночью с применением подсвета). При загорании табло сигнализации об отказе обогрева ППД руководствуйтесь указаниями п.6.12.13.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 112 (4.2)
РЛЭ-76 Т(ТД)
(на 2-х листах)

По вопросу: Уточнение действий экипажа при отказе ПОС хвостового оперения.

Основание:
1. Решение о допуске к выполнению полетов в случае отказа ПОС киля и частичного отказа ПОС стабилизатора (30 ноября 1995г.)
2. Акт № 5895-76-95 летных испытаний в условиях обледенения (май 1995 г.)

Разместить лицевой стороной к 4.2. стр. 38.

Проведение изменения:

В конце п.1 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ поместить текст:

"ПРИ ОТКАЗЕ ДВУХ И БОЛЕЕ СЕКЦИЙ ЭЛЕКТРООБОГРЕВА НОСКОВ СТАБИЛИЗАТОРА (ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ, ОТКАЗОВ "1" И "2" ИЛИ "3" И "4" СЕКЦИЙ, КОГДА ОДНИМ АЗС МОЖНО ИХ ВЫКЛЮЧИТЬ);
ПРИ ОТКАЗЕ "ТЕПЛОВЫХ НОЖЕЙ" ОДНОЙ И БОЛЕЕ СЕКЦИЙ НОСКОВ СТАБИЛИЗАТОРА ИЛИ "4"-ой СЕКЦИИ НОСКА КИЛЯ."

8 октября 1998 г.

Б. Полет на эшелоне

(I) ПОС крыла, оперения и двигателей при полете на эшелоне включите перед входом в зону возможного обледенения.

(2) При выходе из зоны обледенения руководствуйтесь указаниями п.(6)А.

В. Снижение, заход на посадку и посадка

(1) Снижение, заход на посадку и посадку выполняйте с включенными ПОС самолета и двигателей. Отбор воздуха от двигателей не отключайте.

(2) При снижении с заданного эшелона до высоты 4000 м выдерживайте скорость, как в обычном снижении.

(3) Снижение с высоты 4000 м до высоты круга выполняйте на скорости не более 500 км/ч. По достижении высоты круга постепенно уменьшите скорость до 400 км/ч. Для повышения эффективности ПОС крыла и двигателей снижение выполняйте при работе двигателей на режиме не менее 75%.

(4) При заходе на посадку (до выполнения третьего разворота) дайте команду второму пилоту проверить исправность работы ПОС хвостового оперения по зеленым лампам сигнализации и отсутствию сигнала на табло "Отключен защитой", а бортоператору (бортрадисту) с помощью смотрового прибора убедиться в отсутствии льда на поверхности стабилизатора.

(5) Заход на посадку и посадка в условиях обледенения :

(а) При исправной работе ПОС крыла и оперения, при полной уверенности в отсутствии льда на обогреваемых поверхностях заход и посадку выполняйте как обычно в соответствии с рекомендациями подр.4.2.8. Уход на второй круг выполняйте с высоты не менее 20 м с включенными ПОС.

(б) При отказавшей ПОС крыла (ПОС хвостового оперения исправна) заход и посадку выполняйте в соответствии с подр. 4.2.8, но с увеличением скорости пересечения порога ВПП (снижение по глиссаде) на I0÷I5 км/ч.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ: I.В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ С ИНТЕНСИВНОСТЬЮ ДО I ММ/МИН (ПО УКАЗАТЕЛЮ "ЛЕД" СИГНАЛИЗАТОРА-ИНТЕНСИМЕТРА ОБЛЕДЕНЕНИЯ) ПОЛЕТ В КОНФИГУРАЦИИ $б_{з}/б_{п}= 43^{\circ}/25^{\circ}$ БОЛЕЕ 5 МИН ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

2.В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ С ИНТЕНСИВНОСТЬЮ БОЛЕЕ I ММ/МИН (ПО УКАЗАТЕЛЮ "ЛЕД") ПОСАДКУ ВЫПОЛНЯЙТЕ В КОНФИГУРАЦИИ $б_{з}/б_{п}= 30^{\circ}/I4^{\circ}$.

3.В СЛУЧАЕ НЕИСПРАВНОСТИ СИГНАЛИЗАТОРА-ИНТЕНСИМЕТРА ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ВЫПОЛНЯЙТЕ В КОНФИГУРАЦИИ $б_{з}/б_{п}= 30^{\circ}/I4^{\circ}$.

(6) При неисправной работе ПОС хвостового оперения или при наличии льда на стабилизаторе или при неуверенности в отсутствии льда на нем посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями п.3.6.4.

(7) В конце пробега дайте команду второму пилоту выключить ПОС хвостового оперения и крыла, установить переключатели режима обогрева стекол в положение "Слабо".

(8) Рулите на стоянку с выпущенной механизацией крыла. При рулении убедитесь в том, что переключатель "Обогрев ПШД" находится в положении "АВТОМАТ".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: I. В СВЯЗИ С ТЕМ, ЧТО ПШД ОБОРУДОВАНЫ МОЩНЫМ ОБОГРЕВОМ, ЗАПОЗДАЛАЯ УСТАНОВКА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ "ОБОГРЕВ ПШД" В ПОЛОЖЕНИЕ "АВТОМАТ" МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТКАЗУ ОБОГРЕВА ПШД.

2. МЕХАНИЗАЦИЮ КРЫЛА УБИРАЙТЕ НА СТОЯНКЕ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ТОГО, КАК УБЕДИТЕСЬ В ТОМ, ЧТО НА ПОВЕРХНОСТЯХ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА И ДРУГИХ ЕЕ ДЕТАЛЯХ НЕТ ЛЬДА.

(9) Перед выключением двигателей дайте команду второму пилоту выключить ПОС двигателей и обогрев стекол.

4.2.I5. ПОЛЕТЫ С ГРУНТОВЫХ ВПП

Разрешается регулярная эксплуатация самолета на грунтовых аэродромах при прочности грунта 8 кГ/см^2 и более. На грунтовых ВПП с прочностью грунта 6-7 кГ/см^2 допускается выполнение отдельных полетов.

А. Руление

(I) Руление самолета по сухой грунтовой полосе с прочностью грунта более 7 кГ/см^2 выполняйте так же, как и по бетонной полосе.

(2) Руление самолета по полосе с влажным верхним слоем грунта выполняйте на скорости не более 20 км/ч с повышенным вниманием. (При рулении по такому грунту снижается эффективность торможения самолета).

При рулении по грунтовой полосе с прочностью грунта 6-7 кГ/см^2 требуется более частое изменение режима работы двигателей для выдерживания скорости руления.

(3) Развороты выполняйте с увеличенным радиусом (20-25 м) на скорости не более I0 км/час.

Б. Взлет (фиг.4.2-3)

(I) Взлет самолета с грунтовых ВПП с весом I20-I52 т выполняйте с полностью отклоненной механизацией крыла ($\delta_з$/ $\delta_{пр}$ = 43°/25°), а с весом менее I20 т - с механизацией крыла $\delta_з$/ $\delta_{пр}$ = 30°/I4°. Максимально допустимый взлетный вес самолета в зависимости от температуры наружного воздуха и высоты аэродрома определяется по номограммам разд.5 Руководства.

(2) На сухой грунтовой ВПП с прочностью грунта более 7 кГ/см^2 самолет удерживается на тормозах при работе всех двигателей на взлетном режиме.

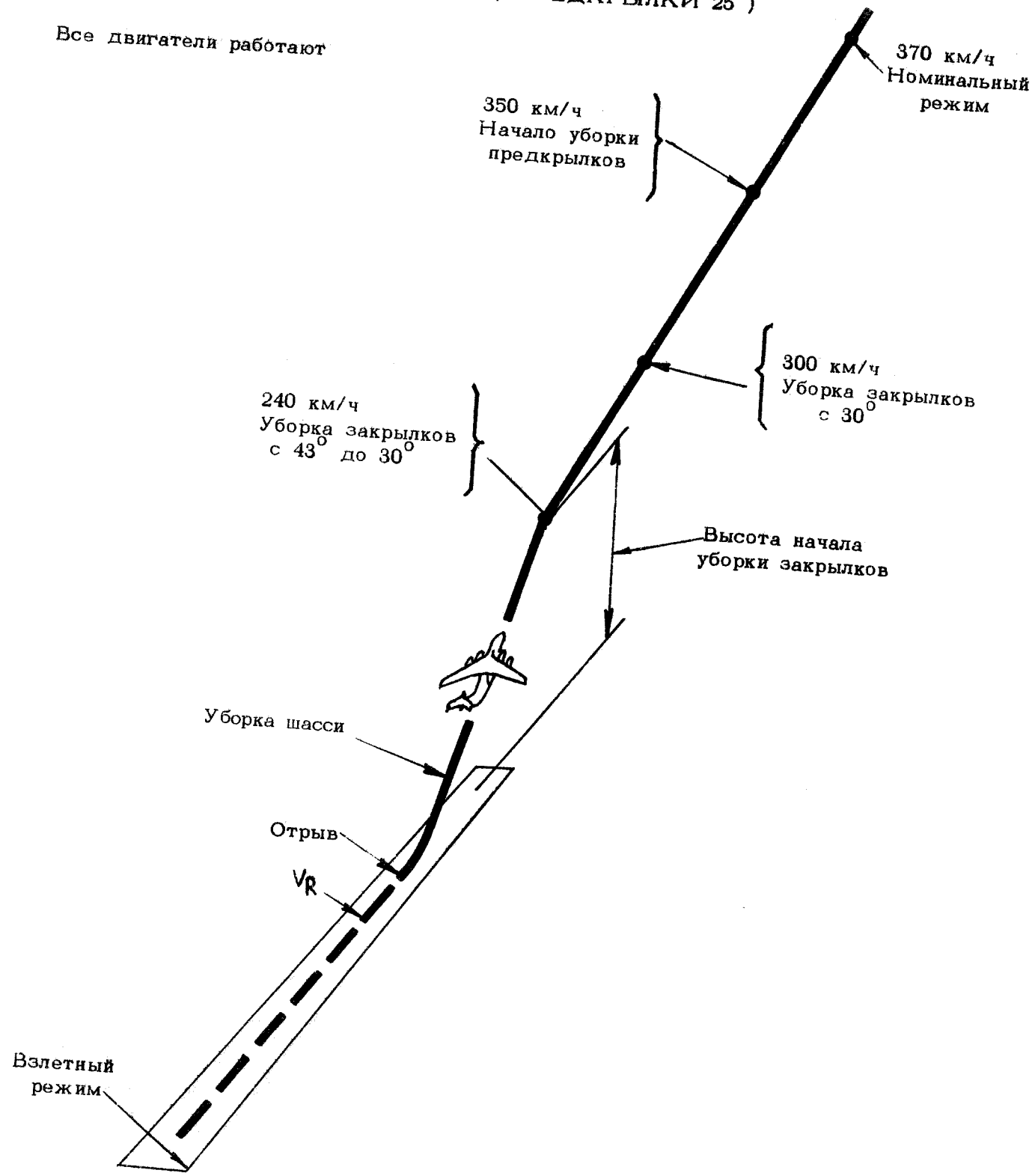
На ВПП с влажным верхним слоем грунта самолет не удерживается на тормозах при увеличении режима работы всех двигателей более 75-80%. В этом случае после страгивания самолета с места отпустите тормоза и увеличивайте режим работы двигателей до взлетного в процессе разбега.

(3) При взлете на грунтовой ВПП с прочностью грунта 6-7 кГ/см^2 самолет разгоняется с периодическим изменением ускорения, что приводит к заметному увеличению длины разбега.

ПРИМЕЧАНИЕ . I. Разбег самолета по грунтовой ВПП сопровождается повышенной тряской и колебаниями по тангажу и крену, которые не оказывают заметного влияния на управление. Если колебания по тангажу приобретают нарастающий характер или становятся интенсивными, необходимо разгрузить переднюю стойку, не отрывая ее от поверхности ВПП.

2. При взлете с полностью отклоненной механизацией крыла, особенно при взлете с передними центровками, усилия на штурвале несколько увеличены по сравнению с обычным взлетом.

ПРОФИЛЬ ВЗЛЕТА (ЗАКРЫЛКИ 43°, ПРЕДКРЫЛКИ 25°)



Фиг.4.2-3

3. При выполнении взлета с грунтовой ВПП в целях уменьшения пылеобразования (особенно при последовательных взлетах и посадках), а также для сохранения грунта от разрушения разбег начинайте на номинальном режиме работы двигателей (93%) и при достижении скорости на разбеге 20–30 км/час переведите двигатели на взлетный режим.

(4) После отрыва на высоте не менее 5 м дайте команду бортинженеру убрать шасси.

(5) По достижении высоты 120 м в процессе разгона на скорости не менее 240км/час дайте команду убрать закрылки с 43 до 30°, а по достижении скорости 300 км/час продолжите уборку закрылков. На скорости 350 км/час дайте команду убрать предкрылки.

(6) При взлете с механизацией крыла $\delta_з$ / $\delta_{пр}$ $=30^{\circ}$ / 14° уборку ее производите так же, как при взлете с бетонной ВПП.

(7) Скорости при взлете в зависимости от веса указаны в табл. 3

Таблица 3

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ (ПРИБОРНЫЕ)

Предкрылки 25° Закрылки 43°

Вес, т	120	130	140	152
Скорость подъема носовой ноги, км/час	205	205	210	210
Безопасная скорость взлета (механизация во взлетном положении), км/час	215	220	225	230
Максимальная скорость с механизацией, км/час	265	280	280	280
Безопасная скорость (закрылки 0°, предкрылки 0°), км/час	305	315	330	340

В. Посадка

Расчет, заход на посадку и посадку на грунтовые аэродромы выполняйте так же, как и при полетах на бетонированных аэродромах с учетом следующих особенностей:

(1) После приземления на колеса главных ног шасси подайте команду включить реверс тяги внешних двигателей, выпустить спойлеры и тормозные щитки и удержанием штурвала "на себя" обеспечьте плавное опускание передней ноги.

(2) Реверс тяги внешних двигателей на пробеге используйте до скорости 80 км/час.

(3) Направление на пробеге выдерживайте соразмерным отклонением педалей и при необходимости торможением колес шасси.

(4) Пробег сопровождается повышенной тряской и колебаниями самолета по тангажу и крену. На пробеге по ВПП с влажным верхним слоем грунта в процессе торможения самолет рыскает по курсу.

(5) При посадке на грунтовую ВПП с прочностью грунта 6–7 кгс/см^2 самолет эффективно тормозится без применения тормозов колес.

В этом случае торможение колес шасси применяйте по потребности и с пониженной интенсивностью, что уменьшит образование колеи и разрушение поверхности ВПП.

ВНИМАНИЕ ! РАЗРЕШАЕТСЯ ВЫПОЛНЯТЬ ОТДЕЛЬНЫЕ ПОСАДКИ (НЕ БОЛЕЕ 3% ОТ ОБЩЕГО КОЛИЧЕСТВА ПОСАДОК НАЗНАЧЕННОГО РЕСУРСА) НА ГРУНТОВУЮ ВПП С ПОСАДОЧНЫМ ВЕСОМ, БЛИЗКИМ К МАКСИМАЛЬНОМУ ВЗЛЕТНОМУ ДЛЯ ГРУНТА.

Г. Отказ одного двигателя при взлете

В случае отказа одного двигателя при взлете с грунтовой ВПП действия экипажа такие же, как и в случае отказа двигателя при взлете с бетонной ВПП. Скорость принятия решения V_I при взлете с грунтовых ВПП равна скорости подъема носовой ноги.

ПРИМЕЧАНИЕ. В процессе выполнения взлета и захода на посадку при появлении признаков неисправности системы управления закрылками действуйте согласно соответствующим рекомендациям разделов 4.2.3 и 4.2.8.

4.2.I6. Полеты с грунтовых заснеженных ВПП

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ! ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА НА ЗАСНЕЖЕННОЙ ОБЛЕДЕНЕВШЕЙ ВПП ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Разрешается эксплуатация самолета на грунтовых ВПП, покрытых уплотненным снегом любой толщины и с прочностью не менее 6 кгс/см^2, при этом :

глубина колеи от колес шасси самолета, определяемая по номограмме фиг.5.3-20, не должна превышать :

для регулярных полетов - 3 см
для эпизодических (разовых) полетов - 6 см ;

температура снега не должна превышать минус I^{0}C .

Над уплотненным снегом ВПП допускается наличие слоя сухого свежевыпавшего снега. Максимально допустимая толщина свежевыпавшего снега в зависимости от глубины колеи определяется по фиг. 5.3-20а.

Максимально допустимая величина боковой составляющей скорости ветра в зависимости от глубины колеи уплотненного снега при взлете и посадке определяется по фиг.5.3-24.

Руление, взлет, заход на посадку выполняйте в соответствии с рекомендациями, изложенными для указанных этапов полета в подразделе 4.2, с учетом следующих особенностей :

А. Руление

(I) Руление самолета по прямой выполняйте на скорости не более 20 км/час с повышенным вниманием , т.к. снижается эффективность торможения колес по сравнению с ИВПП. Руление на скоростях более 20 км/ч не рекомендуется по причине возможности продольной раскачки самолета из-за неровностей и неравномерностей снежного покрова. Руление обеспечивается при режиме работы двигателей не более 75%.

(2) Развороты выполняйте на скорости не более I0 км/ч, при этом радиус разворота с подтормаживанием колес внутренней (к развороту) тележки составляет 20-25 м, а без подтормаживания - 35-40 м.

(3) Отворот самолета на небольшие углы (до 45^0) выполняйте поворотом колес передней стойки шасси при помощи штурвальчика управления.

(4) Отворот самолета на углы более 45° и разворот на 180° выполняйте в сочетании поворота колес передней стойки шасси с увеличением режима работы внешнего (к развороту) двигателя до 80-90%, при этом остальные двигатели работают на режиме малого газа.

Б. Взлет

(1) Взлет самолета с грунтовых заснеженных ВПП выполняйте с полностью отклоненной механизацией крыла ($\delta_з$ / $\delta_{пр}$ = 43°/ 25°).

(2) Скорость принятия решения V_I = 190 км/час.

(3) Максимально допустимый взлетный вес самолета в зависимости от температуры наружного воздуха, высоты аэродрома и состояния снежного покрова определяется по номограммам разд.5 Руководства .

(4) Самолет удерживается на тормозах при работе всех двигателей до режима 75-100% в зависимости от веса самолета и состояния снежного покрова.

ПРИМЕЧАНИЕ : 1. При взлете с полностью отклоненной механизацией крыла, особенно с передними центровками, усилия на штурвале несколько увеличены по сравнению с обычным взлетом.

2. На разбеге самолета, из-за неравномерности и неравнопрочности снежного покрова, наблюдается тенденция к раскачке по тангажу и крену, которые не оказывают заметного влияния на управление.

3. При разбеге с предельно-передними центровками, особенно при глубине колеи 4-6 см, наблюдается тенденция к зарыванию колес передней стойки шасси.

4. Если колебания по тангажу приобретают нарастающий характер или становятся интенсивными или наблюдается тенденция к зарыванию передней стойки, необходимо разгрузить переднюю стойку, не отрывая ее от поверхности ВПП.

(5) После отрыва на высоте не менее 5 м подайте команду бортовому инженеру убрать шасси.

(6) По достижении высоты 120 м в процессе разгона на скорости не менее 240 км/час подайте команду убрать закрылки с 43° до 30°, а по достижении скорости 300 км/час - на продолжение уборки закрылков.

На скорости 350 км/час подайте команду убрать предкрылки.

(7) Скорость при взлете в зависимости от веса самолета указана в табл. 3.

В. Посадка

(1) В процессе захода на посадку штурман контролирует и докладывает высоту и скорость захода. Начиная с высоты 60 м, докладывает высоту по радиовысотомеру через каждые 10 м, а с 10 м - текущую высоту с интервалом времени 1 сек.

(2) После приземления на колеса главных стоек шасси подайте команду включить реверс тяги внешних двигателей, выпустить спойлеры и тормозные щитки и удержанием штурвала "на себя" обеспечьте плавное опускание передней стойки, после того используйте тормоза колес. На скорости 80 км/час подайте команду выключить реверс внешних двигателей.

ПРИМЕЧАНИЕ : I. На пробеге самолета, из-за неравномерности и неравнопрочности снежного покрова, наблюдается повышенная тряска и тенденция к раскачке самолета по тангажу и крену , а также к рысканию по курсу.

2. При пробеге с предельно-передними центровками, особенно при глубине колеи 4-6 см, наблюдается тенденция к зарыванию колес передней стойки шасси.

3. Для уменьшения колебаний по тангажу и уменьшения зарывания передней стойки необходимо более позднее прижатие ее к поверхности ВПП.

(3) Направление на пробеге выдерживайте соразмерным отклонением педалей и при необходимости торможением колес.

Г. Отказ одного двигателя при взлете

В случае отказа одного двигателя при взлете действия экипажа такие же , как и в случае отказа двигателя при взлете с бетонной ВПП. Скорость принятия решения - I90 км/ч. При отказе двигателя на скорости менее I90 км/ч взлет во всех случаях прекратите.

ПРИМЕЧАНИЕ . Если в процессе разбега передняя стойка была разгружена с целью уменьшения зарывания ее или раскачки самолета по тангажу, то при прекращении взлета переднюю стойку шасси для улучшения управляемости необходимо прижать к ВПП.

Д. Посадка с весом I36-I50 т

Посадка с весом I36-I50 т разрешается, как правило, в аэропортах, где не обеспечена заправка топливом для продолжения рейса. При этом остаток топлива на посадке не должен превышать 30 т. Такие посадки необходимо учитывать в формуляре самолета, а количество их не должно превышать 3% от общего количества посадок назначенного ресурса.

Такие посадки разрешается выполнять на аэродромах, имеющих характеристики снежного покрова, обеспечивающие глубину колеи не более 3 см.
При этом прочность подстилающего грунта должна быть не менее I0 кг/см^2, а толщина промерзания - не менее 0,8 м.
Температура уплотненного снега должна быть не выше минус 5°С.

4.2.I7. ПИЛОТИРОВАНИЕ В УСЛОВИЯХ ТУРБУЛЕНТНОСТИ И В ЗОНАХ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВХОД В МОЩНУЮ КУЧЕВУЮ ОБЛАЧНОСТЬ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
В течение всего полета члены экипажа должны быть пристегнуты ремнями для исключения возможности потери управления при внезапном воздействии воздушных порывов.

А. При попадании в зону сильной турбулентности (в случае отклонения вертикальной перегрузки от I,0 на величину 0,5 и более)

(I) Выключите САУ.

(2) Полет выполняйте на следующих приборных скоростях :

Полетный вес, т	I90	I80	I70	I50	I30	II0
Приборная скорость, км/час	490	480	470	450	430	4I0

ПРИМЕЧАНИЕ . Приборную скорость легко определить, прибавив к величине полетного веса число 300.

(3) Не производите набор высоты (набор высоты выполняйте заблаговременно, до попадания в зону сильной турбулентности).

(4) Для выхода из зоны сильной турбулентности измените направление или высоту полета по согласованию с руководителем полетов.

(5) Курс изменяйте плавно, без резких движений рулями, в момент уменьшения турбулентности, не допуская крена более 15^{0}.

(6) Не производите разворота с набором высоты.

(7) Не стремитесь к точному выдерживанию режима по высоте и скорости. Пилотируйте самолет по средним показаниям авиагоризонта, действуйте рулями только для предотвращения значительных отклонений от заданного режима, не парируя слабых бросков во избежание еще большего раскачивания самолета, не допускайте резких размашистых движений штурвалом и больших величин крена.

(8) При резком броске и увеличении высоты полета, вызванном восходящим потоком большой протяженности с одновременным переходом на пикирование, удерживайте самолет в исходном режиме по углу атаки, не препятствуя подъему и не переводя самолет в режим еще большего пикирования.

ВНИМАНИЕ! ВНИМАТЕЛЬНО СЛЕДИТЕ ЗА ПОКАЗАНИЯМИ УКАЗАТЕЛЕЙ ЧИСЛА М И ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ, НЕ ДОПУСКАЯ ПРЕВЫШЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ЧИСЛУ М И ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ.

(9) При интенсивном снижении, вызванном нисходящим потоком, удерживайте самолет в исходном режиме по углу атаки, не препятствуя снижению путем перевода самолета на кабрирование, следите за скоростью полета, не допуская большого отклонения от скорости исходного режима.

Пилотирование самолета в условиях слабой и умеренной турбулентности ($n_y < 0,5$) сложности не представляет. Полет с включенной САУ в этом случае облегчает пилотирование и повышает точность выдерживания заданного режима.

Б. При выполнении полетов вблизи зоны грозовой деятельности.

Полеты в этом случае выполняются на режимах, предусмотренных в п.А.

Включите радиолокационную станцию в режим "Горы-Грозы" и определите расстояние между очагами гроз. При приближении к очагам гроз самолет может войти в зону интенсивных осадков, которые засвечивают изображение на экране радиолокатора и затрудняют определение границы очагов гроз.

При приближении к границе очага грозы на 25-30 км во избежание поражения членов экипажа разрядом молнии выключите связную радиостанцию.

Если в полете встречается фронтальная облачность с отдельными грозовыми очагами, пересекать ее разрешается только в том месте, где расстояние между грозовыми очагами, изображенными на экране радиолокатора, составляет не менее 50 км.

Во всех остальных случаях обходите зоны грозовой деятельности, не пересекая их и пользуясь для обнаружения зон радиолокатором. При обходе расстояние до любого обнаруженного на экране радиолокатора очага грозовой деятельности должно быть не менее 15 км.

При визуальном полете, когда на данном эшелоне в зоне фронта располагаются отдельные вершины дождевых облаков, обход их разрешается выполнять на удалении от границ облака не менее 10 км. Пересекать зоны грозовой деятельности в полете над облачностью разрешается, если верхний край облаков находится ниже самолета не менее 500 м, а высота полета не превышает максимально допустимую для данного полетного веса.

В случае неисправности радиолокатора пересекать грозовой фронт в полете над облачностью разрешается только днем при визуальном пилотировании.

Если невозможно обойти зоны грозовой деятельности указанными методами, возвратитесь на аэродром вылета или на ближайший аэродром.

4.2.18. ОСОБЕННОСТИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ВЫХОДЕ САМОЛЕТА НА БОЛЬШИЕ И ОТРИЦАТЕЛЬНЫЕ УГЛЫ АТАКИ, БОЛЬШИЕ ЧИСЛА M И ПРИБОРНЫЕ СКОРОСТИ

А. <u>При выходе на большие углы атаки</u>

В крейсерском полете (M=0,7-0,77) при достижении углов атаки 7-10^0 в результате увеличения перегрузки возникает слабая тряска. На углах атаки 11-9^0 срабатывает световая и звуковая сигнализация автомата АУАСП, предупреждающая экипаж о выходе самолета за границу допустимых углов атаки. Тряска при этом становится ощутимой и возникает тенденция к опусканию носовой части самолета.

В случае потери скорости при торможении в крейсерской конфигурации на углах атаки 13-15^0 возникает слабая тряска, но при этом полностью сохраняются продольная и боковая устойчивость и управляемость. При дальнейшем увеличении угла атаки тряска усиливается и появляется тенденция к крену, что говорит о начале сваливания на крыло.

В случае потери скорости при торможении с отклоненной механизацией крыла признаки, предупреждающие о выходе самолета на большие углы атаки, отсутствуют как до срабатывания, так и после срабатывания сигнализации. Однако самолет сохраняет продольную и боковую устойчивость и управляемость. Незначительная тряска появляется только непосредственно перед сваливанием самолета.

При сваливании самолета развивается крен с угловой скоростью до 6°/с с уменьшением угла тангажа. Для вывода самолета из режима сваливания необходимо отклонить штурвал "от себя" за нейтраль (вплоть до упора) при нейтральных руле поворота и элеронах. Самолет практически без запаздывания переходит в снижение.

Выведите самолет на эксплуатационные углы атаки с разгоном скорости не менее 50+ +60 км/ч от минимальной скорости в данной конфигурации и устраните крен.

При выводе самолета в горизонтальный полет избегайте создания чрезмерной перегрузки во избежание повторного сваливания.

Потеря высоты при своевременно предпринятых действиях экипажа по выводу самолета из сваливания составляет 400 + 600 м.

<u>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ</u>. 1. КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ОТКЛЮЧАТЬ АУАСП В ПОЛЕТЕ.

2. НАСТРОЙКА СИГНАЛИЗАЦИИ АУАСП ОБЕСПЕЧИВАЕТ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ С ЗАПАСОМ ПО УГЛУ АТАКИ ДО СВАЛИВАНИЯ САМОЛЕТА (В РЕЖИМЕ ТОРМОЖЕНИЯ 6 + 8^0.

ОТКЛОНЕНИЕ ЭЛЕРОНОВ, ВЫПУСК СПОЙЛЕРОВ И ШАССИ УМЕНЬШАЮТ КРИТИЧЕСКИЕ УГЛЫ АТАКИ (СВАЛИВАНИЯ), НО ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ЗАПАС ПО УГЛУ АТАКИ ОТ СРАБАТЫВАНИЯ АУАСП ДО СВАЛИВАНИЯ САМОЛЕТА ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ НЕ МЕНЕЕ 3 + 4^0.

3. ВО ВСЕХ СЛУЧАЯХ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ СИГНАЛИЗАЦИИ АУАСП ОТКЛОНИТЕ ШТУРВАЛ "ОТ СЕБЯ" ДО ВЫХОДА САМОЛЕТА НА ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ УГЛЫ АТАКИ, ВЫВЕДИТЕ ИЗ КРЕНА. ЕСЛИ ОН ПОЯВИЛСЯ, И, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ, ПЕРЕВЕДИТЕ САМОЛЕТ В РЕЖИМ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА, НЕ ДОПУСКАЯ ПОВТОРНОГО ВЫХОДА НА БОЛЬШИЕ УГЛЫ АТАКИ.

Б. <u>При выходе на отрицательные углы атаки</u>

При заходе на посадку с полностью отклоненной механизацией крыла в случае уменьшения перегрузки менее 1,0 или превышении скорости захода на посадку более максимальной самолет может выйти в область отрицательных углов атаки. В этом случае возникает срыв потока на нижней поверхности крыла, сопровождающийся слабой тряской, но характеристики устойчивости и управляемости самолета не ухудшаются.

Для восстановления нормального режима полета следует вернуть самолет к исходному положению или несколько уменьшить скорость.

В. <u>При непреднамеренном выходе на большие числа М и приборные скорости (за пределы ограничений)</u>.

На больших высотах в горизонтальном полете самолет достигает максимально допустимое значение М=0,77 на режиме работы двигателей не ниже номинального.

Дальнейший разгон самолета на числа $M > 0,77$ возможен на номинальном режиме работы двигателей и со снижением 20-30 м/с. На $M > 0,77$ сбалансированный самолет (см. 4.2.6, п.(2) практически устойчив и управляем.

В случае непреднамеренного превышения максимально допустимых числа М и приборной скорости необходимо учитывать следующее :

На числах М=0,77-0,78 отмечается нейтральность по скорости;
на числах М=0,78-0,815 проявляется незначительная неустойчивость по скорости;
на числах М=0,815-0,824 неустойчивость по скорости вновь переходит в нейтральность с тенденцией восстановления устойчивости по скорости;
при разгоне самолета в диапазоне М=0,70-0,77 пилот ощущает на штурвале давящие (при торможении - тянущие) усилия, которые при достижении М=0,80 уменьшаются до нуля;

при дальнейшем разгоне самолета до М=0,82 усилия на штурвале меняют знак, пилот ощущает тянущие (при торможении - давящие) усилия;

предупреждающим признаком превышения максимально-допустимого числа М является тряска самолета, возникающая на М=0,78-0,79 и незначительно усиливающаяся по мере возрастания числа М;

одновременно с началом тряски на М=0,78-0,80 происходит уменьшение реакции самолета на отклонение руля направления, которая при достижении М=0,82 переходит в заметную обратную реакцию по крену. При отклонении спойлеров на угол 20^0 обратная реакция по крену на отклонение руля направления проявляется слабее.

Такая особенность характеристик устойчивости и управляемости усложнений в пилотировании не вызывает.

Для восстановления режима горизонтального полета после превышения максимально допустимого значения числа М действия экипажа должны быть следующие :

Уменьшите режим работы двигателей до малого газа и, не превышая установленные ограничения по перегрузке и углу атаки, выведите самолет в горизонтальный полет взятием штурвала на себя. Восстановите режим работы двигателей, необходимый для горизонтального полета.

Полет на приборных скоростях от 600 до 670 км/ч особенностей не имеет.
В случае превышения максимально допустимой приборной скорости уменьшите режим работы двигателей (до η_2 не менее 61%).

Если максимально допустимая приборная скорость превышена на снижении самолета (режим работы двигателей "малый газ"), выпустите спойлеры и плавным движением штурвала "на себя" с перегрузкой не выше 1,5 выведите самолет из снижения. После восстановления необходимого скоростного режима уберите спойлеры и продолжите снижение.

4.2.19. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

(I) Если на взлете при уборке шасси (после нажатия кнопки "УБОРКА") продолжают гореть зеленые лампы выпущенного положения одной или нескольких ног шасси или не загораются (после погасания зеленых ламп) красные лампы убранного положения ног шасси, а кнопка-лампа осталась в утопленном положении и горит, убедитесь в наличии давления в гидросистемах и в том, что АЗС управления шасси включены.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (4.2)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к 4.2. Стр. 49

По вопросу: Уточнение РЛЭ-76Т(ТД)

Проведение изменения: Пункт (2) изложить в редакции:

"(2) По указателям положения шасси определите какая из ног шасси не убрана и доложите диспетчеру УВД: "Не убралась ... нога шасси."

(2) По указаниям положения шасси определите положение неубранных ног и доложите диспетчеру УВД: "Не убралась ... нога шасси".

(3) Разгон самолета на начальном участке набора высоты и уборку механизации крыла выполняйте как в обычном полете.

(4) На высоте круга подайте команду бортинженеру: "Шасси выпустить". По этой команде бортинженер выпускает шасси от основной системы, контролирует выпуск и положение ног шасси по индикаторам и сигнализации.

По окончании выпуска докладывает: "Шасси выпущено".

(5) В зависимости от сложившейся обстановки примите решение выполнить посадку на аэродроме вылета, следовать на запасный аэродром или продолжать полет с выпущенным шасси.

ПРИМЕЧАНИЕ. Продолжение рейса с выпущенным или частично выпущенным шасси разрешается в исключительных случаях, особенно после взлета в зарубежном аэропорту.

(6) При решении продолжать полет с выпущенным шасси произведите расчет достаточности количества топлива для полета по маршруту в соответствии с указаниями настоящего раздела.

(7) Набор высоты заданного эшелона выполняйте на номинальном режиме работы двигателей на приборных скоростях, указанных в таблице:

Полетный вес, т	I00-I50	I70	I80	I90
Скорость набора, км/час ПР	420	430	440	450

Угол атаки при этом по показаниям УАП составляет 6-8°.

(8) Максимальная высота полета в зависимости от взлетного веса самолета при полете с выпущенным или частично выпущенным шасси при всех работающих двигателях приведена в таблице:

Вес самолета, т		I70	I60	I50	I40
Высота, м	Шасси выпущено	8000	8400	8800	9I50
	Шасси частично выпущено	9000	9050	9200	9300

Дальность, расход топлива и время набора высоты определяйте по номограммам фиг.I,2,3 Приложения 6.

(9) При достижении эшелона, обеспечивающего полет с выпущенным шасси, переведите самолет в горизонтальный полет.

(IO) Горизонтальный полет выполняйте в соответствии с указаниями подраздела 4.2.6 на числе M=0,54 - 0,56 (угол атаки по показаниям УАП составляет 6-7°) на режимах работы двигателей вплоть до номинального.

Значения удельных дальностей при работе всех двигателей, определенные по номограммам 5.5-6 - 5.5-I7 следует умножать на коэффициент 0,52 для выпущенного и 0,62 для частично выпущенного шасси.

(II) Снижение выполняйте в соответствии с указаниями подраздела 4.2.7. Дальность, расход топлива и время при снижении определяйте по номограммам фиг.4 Приложения 6.

ПРИМЕЧАНИЕ. I. В случае отказа двигателя на любом этапе полета выполните посадку на ближайшем запасном аэродроме. При этом, если двигатель отказал на высоте полета 6000 м, полет на запасной аэродром продолжайте со снижением на скорости 400-430 км/ч на номинальном режиме работы двигателей до установившейся высоты полета.

2. В случае продолжения рейса с выпущенным шасси из зарубежного или небазового аэропорта, разрешается вылет самолета из промежуточного аэропорта до базового, если выявлена причина неуборки шасси, проведен его тщательный осмотр (без вывешивания самолета) и установлено, что устранить несиправность в промежуточном аэропорту невозможно. В этом случае допустимый взлетный вес, определенный на фиг.5.3-I, 5.3-2, 5.3-5 необходимо уменьшить на I0 тонн.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПОЛЕТЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НЕИЗБЕЖНО НАРОСТАНИЕ ЛЬДА НА ВЫПУЩЕННЫХ НОГАХ ШАССИ.

НА ВСЕХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА ПРИ ПОПАДАНИИ В УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИМИТЕ МЕРЫ К ВЫХОДУ ИЗ ЗОНЫ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

(I2) Заход на посадку и посадку выполняйте, руководствуясь указаниями подраздела 4.2.8.

Ил-76ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 48-4.2

ПО ВОПРОСУ: Особенности эксплуатации высотомерного оборудования на высокогорных аэродромах.

ОСНОВАНИЕ: Уточнение РЛЭ-76Т (ТД)

Разместить лицевой стороной к стр.5I, подр.4.2.20

В под. 4.2.20 "Особенности выполнения полетов на высокогорных аэродромах", стр.5I, в конце текста "А. Общие указания" под п.п. (5) поместить текст :

"(5) Эксплуатация высотомерного оборудования производится в соответствии с рекомендациями подр. 4.2 и с учетом особенностей значений давления на уровне аэродрома.

Если давление аэродрома ниже минимального значения давления на шкалах давления барометрических приборов и на футомерах, экипаж обязан :

1. Перед вылетом на шкалах барометрических высотомеров и на футомерах установить давление аэродрома, приведенное к уровню моря (QNH). На высотомерах будет индицироваться высота аэродрома относительно уровня моря.

2. При снижении, на эшелоне перехода, в горизонтальном полете на шкалах барометрических высотомеров и на футомерах установить давление аэродрома посадки, приведенное к уровню моря (QNH).

В этом случае после касания самолета ВПП на высотомерах будет индицироваться высота аэродрома относительно уровня моря.

Контроль за значением истинной текущей высоты полета на взлете и при заходе на посадку до входа в глиссаду осуществляется по указателю РВ".

Временное изменение №82(4.2)
РЛЭ-76Т(ТД) на I листе.

По вопросу: Перестройка командных приборов (2077АТ) на давление аэродрома вылета, если оно ниже 650 мм.рт.ст.

Основание: С/з 7602-I99-I50, 7602-I37I-252 .

Разместить: Раздел 4.2, Стр.5I .

В разделе 4.2, Стр.5I, А."Общие указания", после п.п.(4) поместить текст :

"(6) При подготовке к взлету :
Если давление аэродрома вылета ниже 650 мм.рт.ст. второй пилот обязан установить на командных приборах регуляторов давления по шкалам "Начало герметизации" давление аэродрома вылета.
Выставленное давление начала герметизации остается неизменным до начала снижения."

4.2.20 ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТОВ НА ВЫСОКОГОРНЫХ АЭРОДРОМАХ

А. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

(I) В горной местности полеты на малых высотах выполняйте только в простых метеорологических условиях.

(2) Взлетный вес самолета определяйте из условий безопасного завершения взлета в конфигурации закрылки 30^{0}, предкрылки $I4^{c}$, при одном неработающем двигателе (см.номограммы 5.3-I ; 5.3-6 ; 5.3-7 ; 5.3-8 и 5.3-9). Наименьший из определенных взлетных весов будет максимально допустимым взлетным весом для рассматриваемых условий взлета.

(3) Посадочный вес самолета определяйте по номограммам 5.4-4 и 5.4-I.I. Величину посадочного веса уточните, исходя из условия ограничения максимально допустимой путевой скорости при пробеге по условиям прочности пневматиков колес шасси 280 км/ч по номограмме 5.4-I3.

Наименьший из определенных посадочных весов будет максимально допустимым посадочным весом для рассматриваемых условий посадки.

(4) При выполнении взлета, посадки, а также в полете на малых высотах в условиях высокогорья из-за значительной турбулентности атмосферы могут наблюдаться колебания скорости по указателю до ± 20 км/ч.

Б. Взлет

Взлет и набор высоты выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.3 с учетом следующих особенностей :

(I) Если вблизи аэродрома по курсу взлета имеются препятствия, набор высоты и маневр для их преодоления выполняйте с выпущенной механизацией крыла на скорости не менее безопасной скорости взлета V_2 (см.табл.I подр.4.2.3).

(2) Закрылки и предкрылки убирайте после набора высоты I20 м над препятствиями, выдерживая скорости в соответствии с табл.I подр.4.2.3.

В. Посадка

Заход на посадку и посадку при всех работающих двигателях и с одним неработающим двигателем выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.8 А с учетом следующих особенностей :

(I) При заходе на посадку на высогорный аэродром строго выдерживайте скорости согласно табл.2 (см.п.4.2.8.А).

(2) После касания полосы колесами главных ног шасси дайте команду бортинженеру включить реверс тяги внешних двигателей, выпустить спойлеры и тормозные щитки. Плавно опустите переднюю ногу и

Используйте тормоза колес.

При достаточной длине ВПП тормоза колес используйте умеренно. При ограниченной длине ВПП примените интенсивное торможение.

Г. Уход на второй круг

(I) Уход на второй круг при всех работающих двигателях и с одним неработающим двигателем выполняйте с высоты не менее 50 м.

(2) Приняв решение об уходе на второй круг, действуйте в соответствии с указаниями п. 4.2.I0.

4.2.2I. Особенности взлета и захода на посадку в условиях сдвига ветра

Сдвиг ветра – изменение скорости и (или) направления ветра в пространстве, включая восходящие и нисходящие потоки. Сдвиг ветра может вызвать быстрое изменение приборной скорости полета.

Уменьшение встречной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее попутной составляющей (сдвиг ветра попутного направления) приводят к уменьшению приборной скорости и искривлению траектории вниз.

Уменьшение попутной составляющей скорости ветра или появление и увеличение ее встречной составляющей (сдвиг ветра встречного направления) приводят к увеличению приборной скорости и искривлению траектории вверх.

Указанные явления могут усиливаться или ослабляться дополнительным воздействием восходящих или нисходящих потоков.

А. Взлет

Основные признаки попадания в условия сдвига ветра на взлете :

- изменение, по сравнению с обычным, темпа роста скорости на разбеге;
- изменение, по сравнению с обычным, темпа роста приборной скорости набора высоты на воздушном участке взлета.

I. Взлет при наличии информации о сдвиге ветра

При наличии прогноза о сдвиге ветра на взлете оцените его интенсивность и направление, примите решение о взлете.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ВЗЛЕТ ПРИ СИЛЬНОМ И ОЧЕНЬ СИЛЬНОМ СДВИГЕ ВЕТРА (4 м/с И БОЛЕЕ НА 30 м ВЫСОТЫ) ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Взлет выполняйте, по возможности, с наименьшими из рекомендованных углов отклонения закрылков и предкрылков, исходя из располагаемой длины ВПП.

Взлет производите при полной взлетной тяге двигателей. Используйте для взлета полную длину ВПП или наиболее длинную ВПП.

На разбеге внимательно следите за ростом приборной скорости и в случае неприемлемого замедления или прекращения ее роста до достижения скорости V_1 – взлет прекратите.

Подъем носового колеса и первоначальный набор высоты производите на скорости, на I0 – I5 км/ч больше расчетной.

После отрыва самолета от ВПП выдерживайте такое положение самолета по тангажу, которое требуется в обычных условиях при начальном наборе высоты со всеми работающими двигателями. Для поддержания положительной скороподъемности пилотируйте самолет на скорости не менее V_2

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. УМЕНЬШЕНИЕ УГЛА ТАНГАЖА, С ЦЕЛЬЮ УВЕЛИЧЕНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ, НЕ ПОЗВОЛЯЕТ ПОЛНОСТЬЮ ИСПОЛЬЗОВАТЬ МАКСИМАЛЬНУЮ СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ, ПОЭТОМУ УВЕЛИЧЕНИЕ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ ПУТЕМ ПЛАВНОГО УМЕНЬШЕНИЯ УГЛА ТАНГАЖА ПРОИЗВОДИТЕ ПОСЛЕ НАБОРА ВЫСОТЫ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ПРОЛЕТ ПРЕПЯТСТВИЙ.

Уборку механизации крыла производите только после выхода из зоны сдвига ветра на скорости, рекомендованной РЛЭ.

2. Взлет при отсутствии информации о сдвиге ветра

В случае попадания на разбеге в условия сдвига ветра с неприемлемым замедлением или прекращением роста приборной скорости до достижения скорости V_I - взлет прекратите.

При обнаружении сдвига ветра после достижения скорости V_I подъем носового колеса производите на скорости, на 10 - 15 км/ч больше расчетной, используя при необходимости всю располагаемую длину ВПП. Если взлет производился с уменьшенной тягой, немедленно переведите двигатели на взлетный режим.

При воздействии сдвига ветра после отрыва пилотирование производите в соответствии с указаниями п.А.1.

Б. Заход на посадку

Основные признаки попадания в условия сдвига ветра при заходе на посадку :

- изменение приборной и (или) вертикальной скорости снижения, для парирования которого требуется ряд последовательных увеличений или уменьшений режима работы двигателей;
- быстрое изменение установившегося соотношения между воздушной и путевой скоростями.

1. Заход на посадку при наличии информации о сдвиге ветра

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ПРОГНОЗИРУЕМЫХ СИЛЬНОМ ИЛИ ОЧЕНЬ СИЛЬНОМ СДВИГАХ ВЕТРА (4 м/с И БОЛЕЕ НА 30 м ВЫСОТЫ) ЗАХОД НА ПОСАДКУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ. УЙДИТЕ НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ.

(1) Заход на посадку и посадку выполняйте в конфигурации закрылки 30^0, предкрылки 25^0 при условии достаточности потребной длины ВПП.

(2) При прогнозируемом умеренном сдвиге ветра попутного направления вдоль глиссады снижения увеличьте начальную (исходную) скорость захода на посадку на 15 ÷ 20 км/ч.

(3) При прогнозируемом умеренном сдвиге ветра встречного направления вдоль глиссады снижения заход на посадку осуществляйте на скоростях, рекомендованных для обычных условий.

(4) Заход на посадку выполняйте без использования автомата тяги.

(5) При уменьшении приборной скорости и (или) увеличении вертикальной скорости снижения немедленно увеличьте режим работы двигателей. По мере восстановления приборной скорости, вертикальной скорости снижения и положения самолета на глиссаде плавно уменьшите режим работы двигателей.
Путем ряда последовательных увеличений режима работы двигателей и, при необходимости, уменьшений режима выдерживайте параметры снижения по глиссаде.

(6) При увеличении приборной скорости и (или) уменьшении вертикальной скорости снижения уменьшите режим работы двигателей. Не допускайте подъема носа самолета и увеличения приборной скорости захода на посадку более, чем на 20 км/ч. По мере восстановления приборной скорости, вертикальной скорости снижения и положения самолета на глиссаде увеличьте режим работы двигателей.

Путем ряда последовательных уменьшений режима работы двигателей и, при необходимости, увеличений режима выдерживайте параметры снижения по глиссаде.

2. Заход на посадку при отсутствии информации о сдвиге ветра

(I) При обнаружении внезапного уменьшения приборной скорости и (или) увеличения вертикальной скорости снижения действуйте в соответствии с указаниями Б., I., п.п. (4) и (5).

(2) При обнаружении внезапного увеличения приборной скорости и (или) уменьшения вертикальной скорости снижения действуйте в соответствии с указаниями Б., I., п.п. (4) и (6).

В. Уход на второй круг

Уйдите на второй круг с использованием взлетного режима и примите решение о посадке на запасном аэродроме, если :

(I) для парирования внезапного уменьшения приборной скорости и (или) увеличения вертикальной скорости снижения при заходе на посадку требуется номинальный или более номинального режим работы двигателей;

(2) после пролета ДПРМ вертикальная скорость снижения превышает расчетную на 3 м/с и более;

(3) при пролете БПРМ отклонения самолета от заданной траектории полета по глиссаде превышают ± I точку на приборе НПП;

(4) самолет попал в условия сдвига ветра на участке после пролета БПРМ до минимальной высоты ухода на второй круг (см. п. 4.2.I0).

Уход на второй круг выполняйте, при необходимости, с использованием рекомендаций А., I, "Взлет при наличии информации о сдвиге ветра".

Раздел 5

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

РАЗДЕЛ 5

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ОБЩЕЕ СОДЕРЖАНИЕ

5.I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

5.2. СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

5.3. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.5. КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.6. ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА

ПОДРАЗДЕЛ 5.I.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

СОДЕРЖАНИЕ

		Стр.
5.I.I.	Условия применимости летных характеристик	I
5.I.2.	Конфигурация самолета	I
5.I.3.	Силовая установка	2
5.I.4.	Тормоза колес	2
5.I.5.	Спойлеры и тормозные щитки	2
5.I.6.	Принятые определения и обозначения	2
5.I.7.	Аэродинамические поправки к показаниям указателей скорости, высоты и числа М	4

5.I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приведенные в разделе 5 летные характеристики позволяют экипажу самолета получить всю информацию для обеспечения необходимого уровня безопасности полета.

5.I.I. УСЛОВИЯ ПРИМЕНИМОСТИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Летные характеристики даны для эксплуатации самолета на бетонной и грунтовой ВПП. Летные данные, определяемые по номограммам разд.5, обеспечиваются, если:

конфигурация и режимы работы двигателей соответствуют принятым для самолета стандартам;

вес самолета не превышает максимально допустимый, полученный по номограммам для конкретных эксплуатационных условий;

соблюдаются ограничения и эксплуатационные пределы (см.разд.2);

искомые параметры не определяются экстраполированием, т.е. не выходят за пределы указанных на графиках диапазонов;

при отрицательных температурах, выходящих за пределы крайних значений указанного диапазона, характеристики принимаются не лучшими, чем для наименьшей приведенной температуры.

ПРИМЕЧАНИЕ. Примеры пользования номограммами показаны пунктирной линией со стрелками.

5.I.2. КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА

Конфигурация самолета определяется сочетанием положений только механизации крыла и шасси:

Конфигурация самолета	Угол отклонения механизации, град		Положение шасси
	Предкрылки	Закрылки	
Взлетная с бетонной ВПП	I4	30	Выпущено – первая взлетная конфигурация
Взлетная с грунтовой ВПП:			Убрано – вторая взлетная конфигурация
взлетный вес I52–I20 т	25	43	
взлетный вес менее I20 т	I4	30	
Полетная	0	0	Убрано
Посадочная	25	43	Выпущено
Посадочная	25	30	Выпущено

5.I.3. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

В состав силовой установки самолета входит четыре двигателя Д-30КП. Все двигатели оборудованы реверсивными устройствами. Приведенные на номограммах характеристики определены при работе двигателей на режимах, не выходящих за пределы разрешенных для условий нормальной эксплуатации (см.разд.2).

5.I.4. ТОРМОЗА КОЛЕС

При определении взлетно-посадочных характеристик учтена работа противоюзового устройства.

5.I.5. СПОЙЛЕРЫ И ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Спойлеры и тормозные щитки полностью отклоняются при пробеге и прерванном взлете.

5.I.6. ПРИНЯТЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

Ветер (фиг.5.I-I) - для учета влияния ветра при построении графиков взлетно-посадочных характеристик принято:

- 50% ожидаемого в эксплуатации значения скорости ветра - при встречной составляющей скорости ветра;
- 50% ожидаемого в эксплуатации значения скорости ветра - при попутной составляющей скорости ветра.

При пользовании графиками следует принимать фактическую величину минимального значения встречной составляющей или максимального значения попутной составляющей скорости ветра по данным метеослужбы.

Температура наружного воздуха - температура, замеряемая приемником или полученная по сводкам метеослужбы.

Высота - барометрическая высота, т.е. атмосферное давление, выраженное в виде высоты относительно уровня моря при давлении 760 мм рт.ст. по международной стандартной атмосфере (МСА).

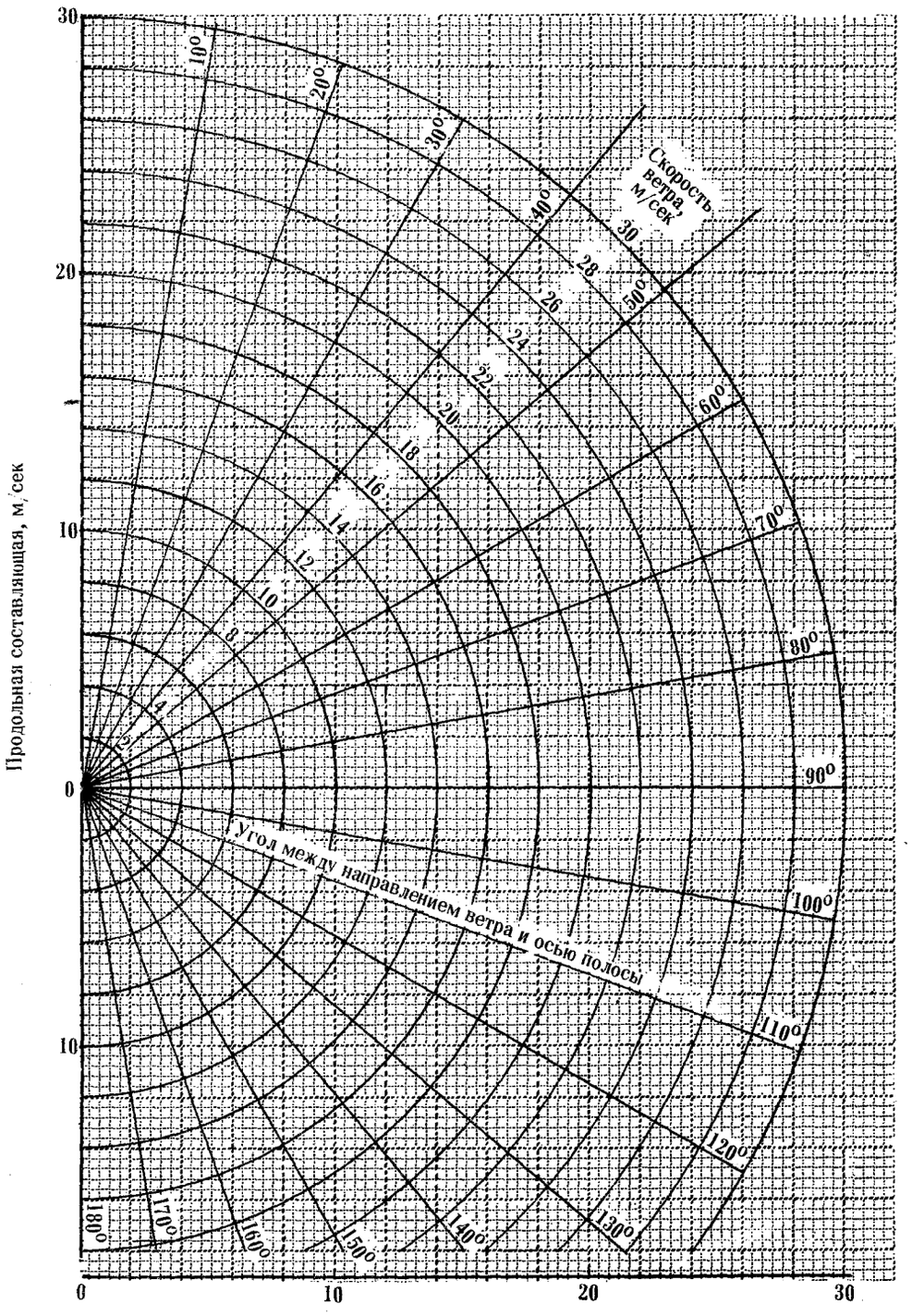
Градиент набора высоты - выраженное в процентах отношение изменения высоты к изменению горизонтальной дистанции.

Полные летные характеристики - средние летные данные, которые могут быть получены при строгом выполнении техники пилотирования (см.разд.4).

Чистые летные характеристики - отличаются от полных некоторым ухудшением из-за различных обстоятельств, которые не могут быть учтены в повседневной эксплуатации (неизбежные отклонения в технике пилотирования при выполнении маневров, некоторое занижение средних летных данных и т.п.).

Чистые летные характеристики гарантируются при условии выполнения полетов в соответствии с рекомендованной техникой пилотирования.

СОСТАВЛЯЮЩАЯ ВЕТРА



фиг.5.1-1

Располагаемая длина разбега при взлете - длина ВПП, уменьшенная на длину участка выруливания (для данного самолета - 50 м).

Концевая полоса безопасности (КПБ) - часть летной полосы, расположенная непосредственно за кромкой ВПП и пригодная для завершения пробега самолета при прерванном взлете или продолженной посадке.

Располагаемая дистанция прерванного взлета - расстояние, равное сумме длины ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, и длины концевой полосы безопасности (КПБ), если таковая имеется, в направлении которой производится взлет.

Располагаемая дистанция взлета (РДВ) - расстояние, равное сумме длины ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, длины КПБ и свободной зоны полосы воздушных подходов.

Участок свободной зоны, включаемый в РДВ, должен быть не более 0,5 длины ВПП. При отсутствии свободной зоны величина РДВ принимается равной сумме длины ВПП, уменьшенной на длину участка выруливания, и длины КПБ.

5.I.7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ К ПОКАЗАНИЯМ УКАЗАТЕЛЕЙ СКОРОСТИ, ВЫСОТЫ И ЧИСЛА М

Необходимость ввода аэродинамических поправок возникает в связи с тем, что величина статического давления воздуха в месте его измерения отличается от величины статического давления в невозмущенном потоке.

А. Поправки (аэродинамическая и на сжимаемость) к показаниям указателей скорости

На фиг.5.I-2 приведен график поправок (осредненной аэродинамической и на сжимаемость) к показаниям указателей приборной скорости, расположенным на рабочих местах обоих пилотов и штурмана, для определения индикаторной скорости. Поправки даны для эксплуатационного диапазона весов, высоты полета и положения закрылков.

Б. Аэродинамические поправки к показаниям высотомеров

На фиг.5.I-3 приведен график осредненных значений аэродинамических поправок к показаниям высотомеров, расположенным на рабочих местах обоих пилотов и штурмана, в полетной конфигурации для всего диапазона весов самолета. Эти поправки учитываются при полете по эшелонам.

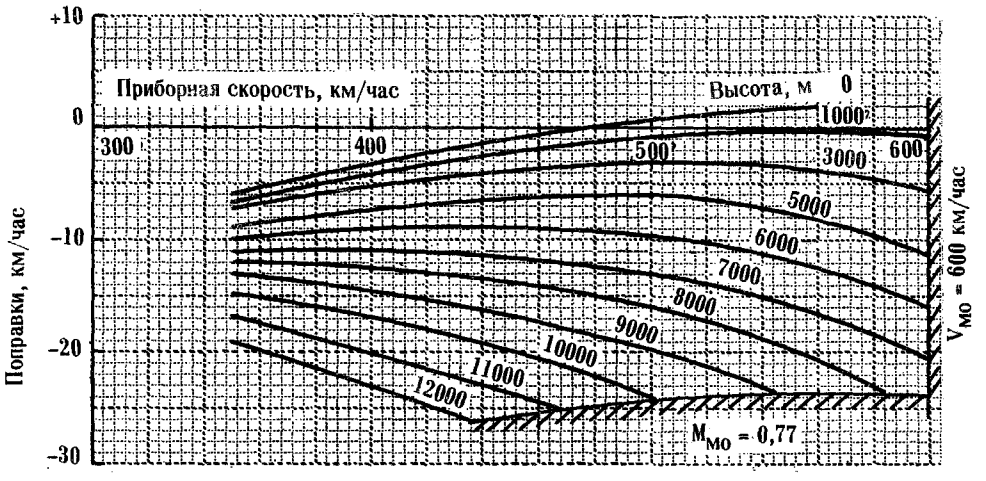
В. Аэродинамическая поправка к показаниям указателей числа М

На фиг.5.I-4 приведен график осредненных значений поправок к показаниям указателей числа М в полетной конфигурации.

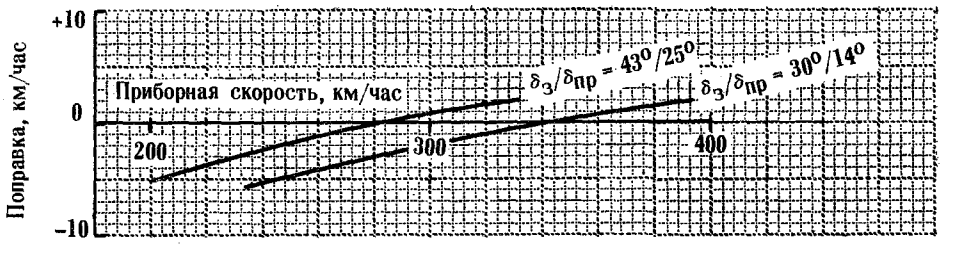
ПОПРАВКИ (АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПЛЮС НА СЖИМАЕМОСТЬ) К ПОКАЗАНИЯМ УКАЗАТЕЛЯ СКОРОСТИ

Левый, правый летчики, штурман
Двери и грузолюки закрыты

Полетная конфигурация



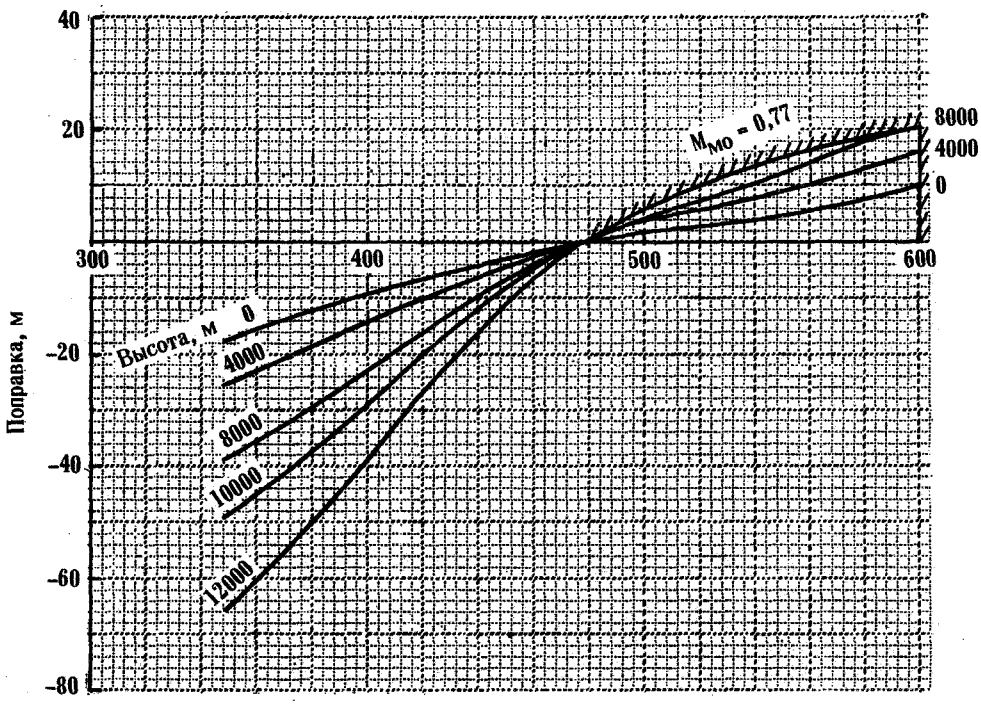
Взлетная и посадочная конфигурации для полета у земли



фиг.5.1–2

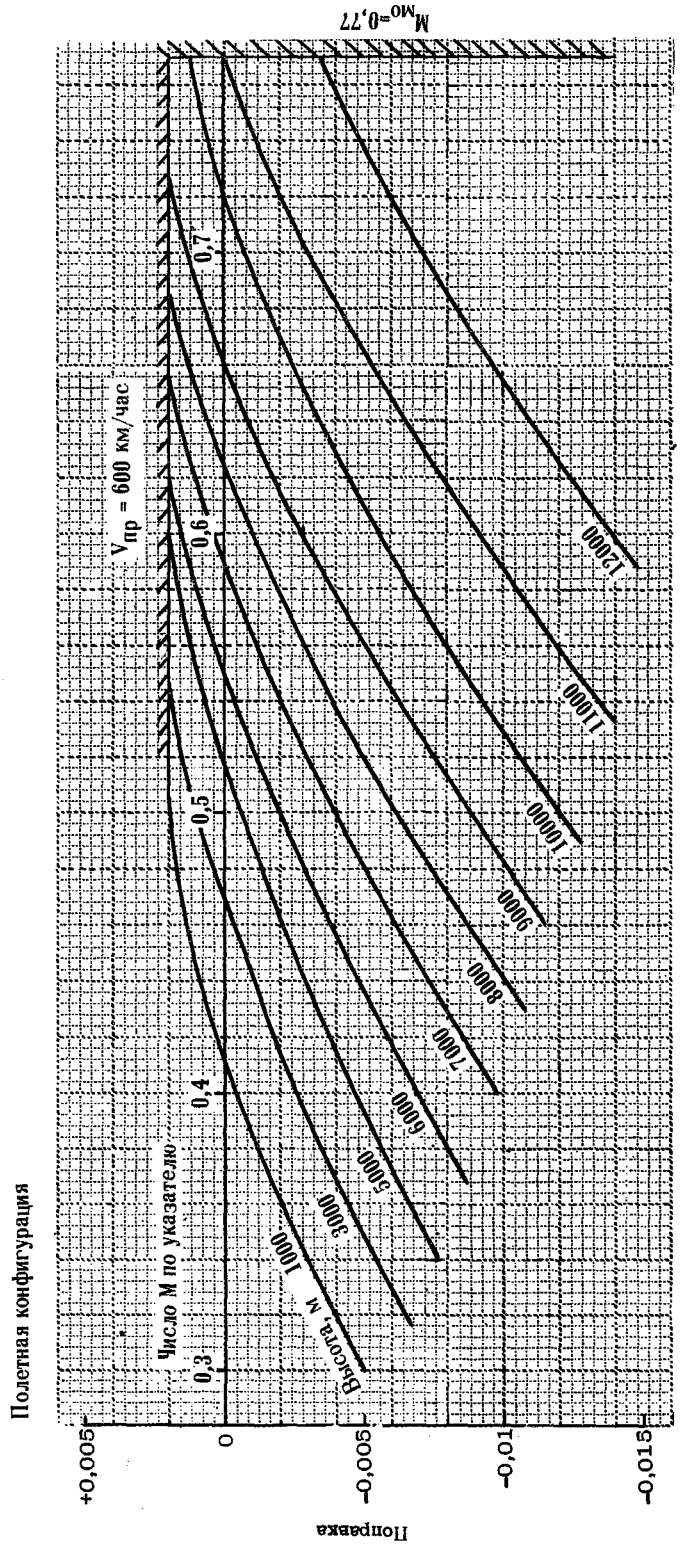
АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОПРАВКА К ПОКАЗАНИЯМ ВЫСОТОМЕРОВ

Левый, правый летчики и штурман
Полетная конфигурация
Двери и грузолюк закрыты



фиг.5.1-3

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОПРАВКА К ПОКАЗАНИЯМ УКАЗАТЕЛЯ ЧИСЛА М ЛЕВОГО И ПРАВОГО ЛЕТЧИКОВ И ШТУРМАНА



фиг.5.1-4

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПОДРАЗДЕЛ 5.2.

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

СОДЕРЖАНИЕ

5.2.I. Общие указания

5.2.2. Минимальные скорости полета во взлетно-посадочной конфигурации, скорости сваливания

5.2.3. Скорости на взлете

5.2.4. Скорости на посадке

5.2. СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

5.2.I. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

В основу заявленных эксплуатационных скоростей на взлете и посадке положено требование обеспечения уровня безопасности при выполнении взлета, захода на посадку и посадки как при всех работающих двигателях, так и при одном неработающем двигателе.

5.2.2. МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА ВО ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ, СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ

На фиг.5.2-I приведены минимальные приборные скорости во взлетно-посадочной конфигурации, соответствующие установке максимально допустимых углов атаки по АУАСП.

На фиг.5.2-2 приведены значения индикаторных скоростей (EAS) при сваливании в зависимости от положения механизации крыла и достигнутые после срабатывания сигнализации АУАСП по минимальной скорости.

Указанные скорости соответствуют скоростям полета самолета с убранными спойлерами и не зависят от положения шасси.

5.2.3. СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ

На фиг.5.2-3 и 5.2-4 приведены значения скорости подъема носовой ноги шасси V_R и безопасной скорости взлета V_2 в зависимости от положения механизации крыла и взлетного веса самолета. Безопасная скорость полета принимается равной:

во взлетной конфигурации - $I,2\,V_s$;

в полетной конфигурации - $I,25\,V_s$.

5.2.4. СКОРОСТИ НА ПОСАДКЕ

Расчетная скорость пересечения входной кромки ВПП - скорость полета на высоте I5 м при пересечении входной кромки ВПП.

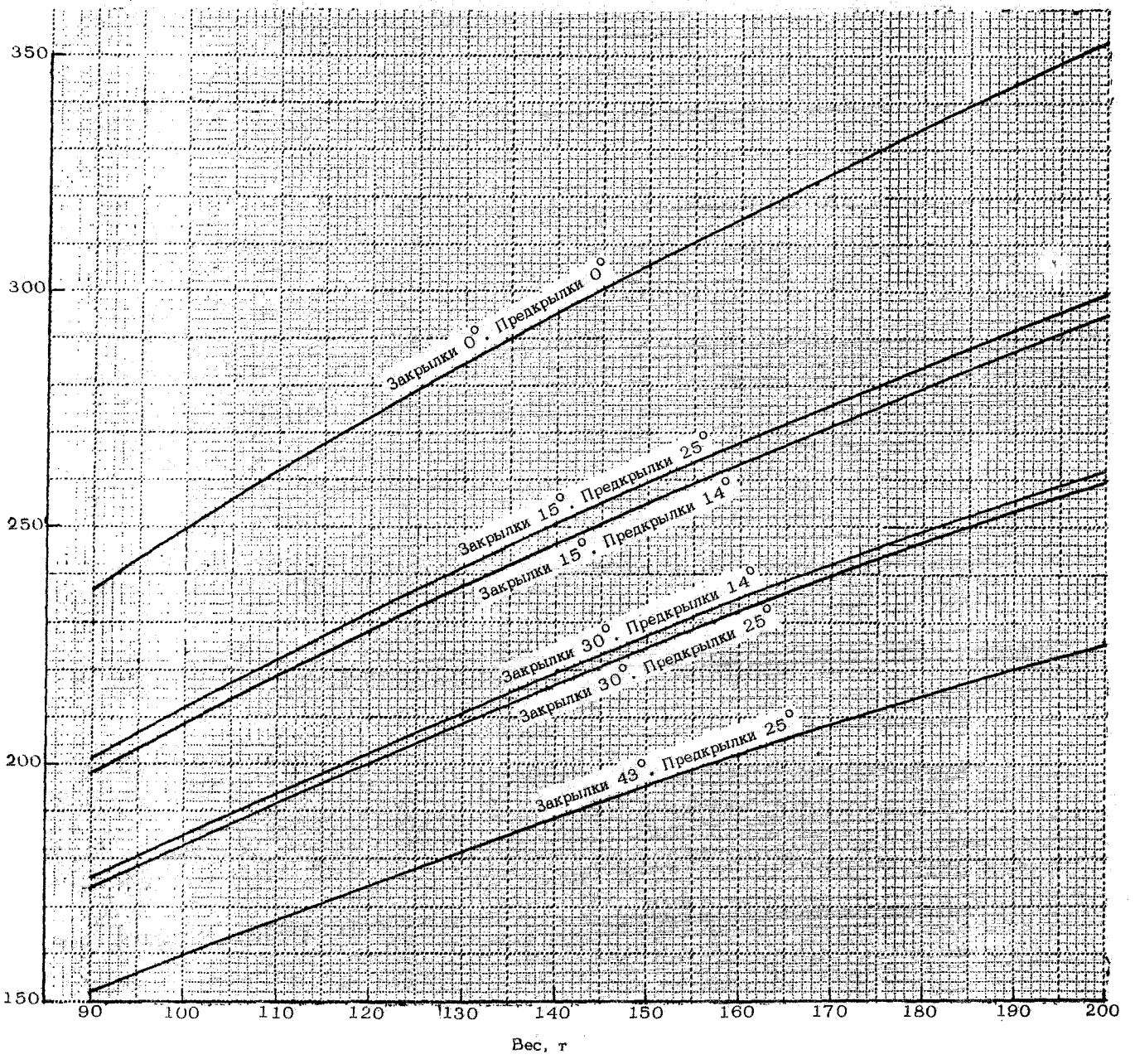
На этой скорости обеспечиваются надлежащие запасы по управляемости и гарантируется заявленная расчетная длина посадочной дистанции.

Максимальная скорость пересечения входной кромки ВПП - скорость, при превышении которой заявленная длина посадочной дистанции не может быть гарантирована. В этом случае следует прервать посадку и выполнить повторный маневр захода на посадку. Выполнение посадки на скоростях, соответствующих значениям максимальной скорости пересечения входной кромки ВПП, не вносит особенностей в технику пилотирования. Значения скоростей на посадке (IAS) в зависимости от посадочного

веса при посадочной конфигурации самолета приведены на фиг.5.2-5. Значения указанных скоростей относятся к высоте начала выравнивания (I5 м) и соответствуют точке пересечения входной кромки ВПП.

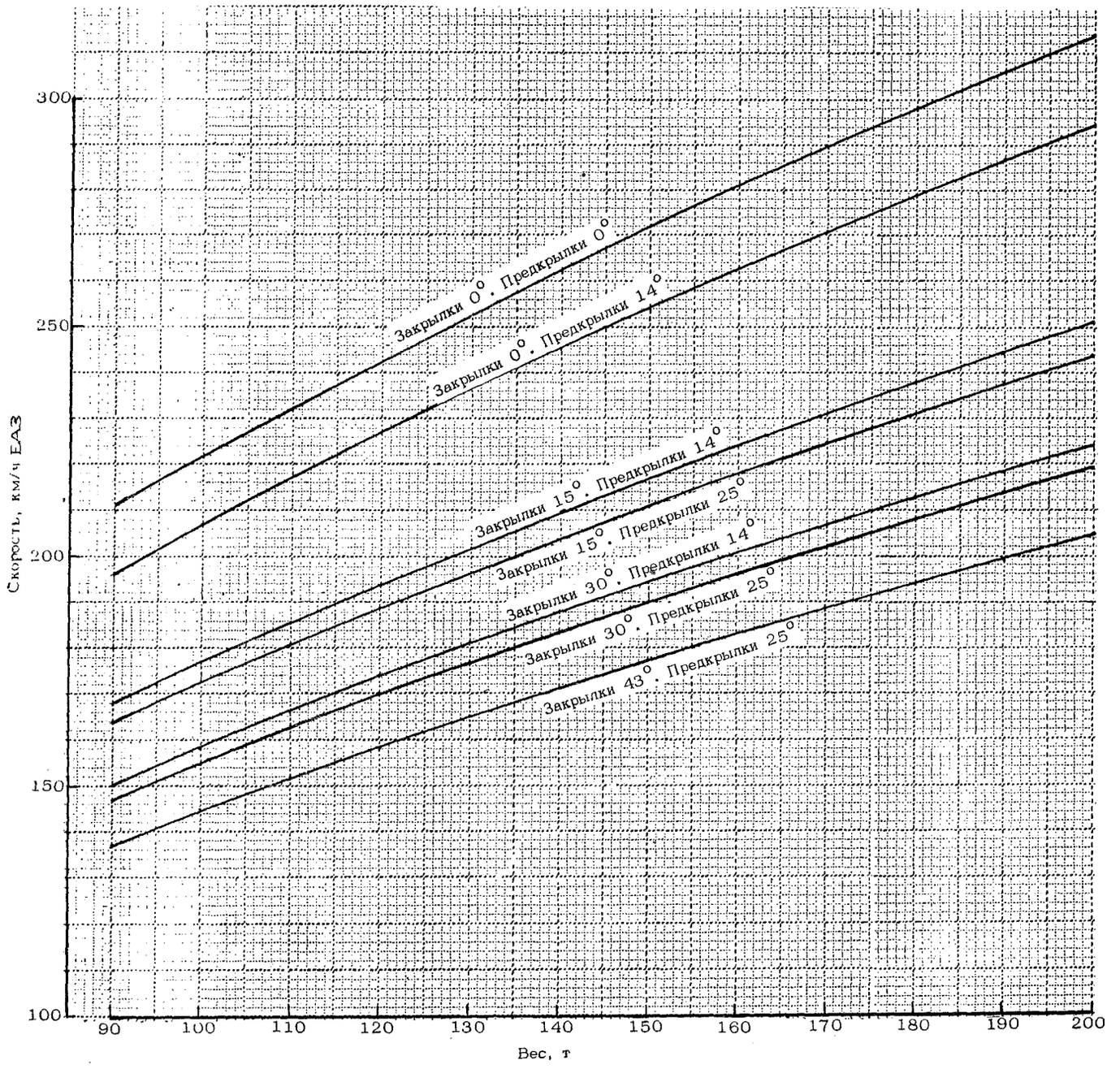
Минимальная скорость касания - скорость, при которой возможно касание хвостовой частью самолета поверхности ВПП.

МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА В РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ ДЛЯ МАЛЫХ ВЫСОТ ПОЛЕТА



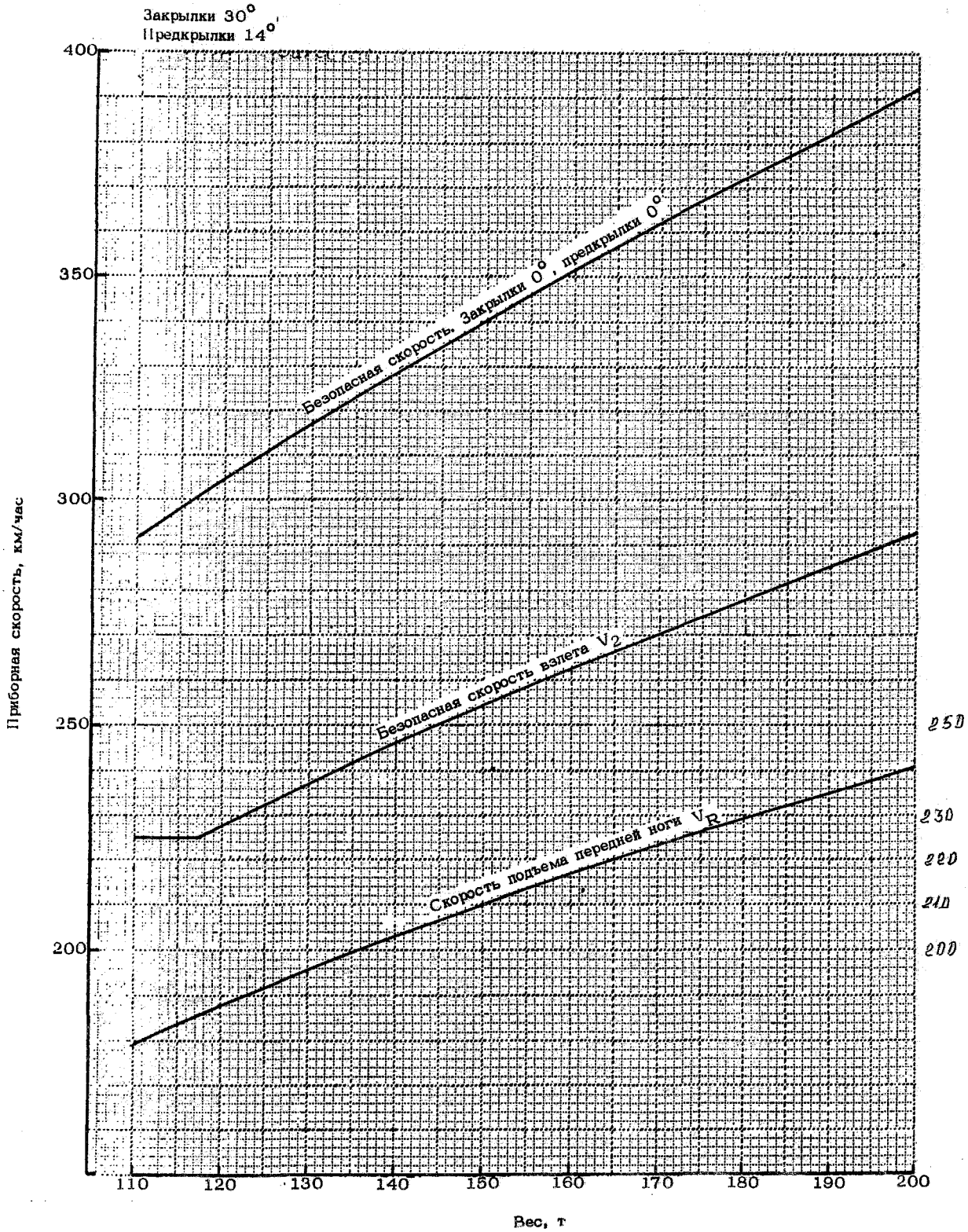
фиг.5.2-1

СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ В РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ



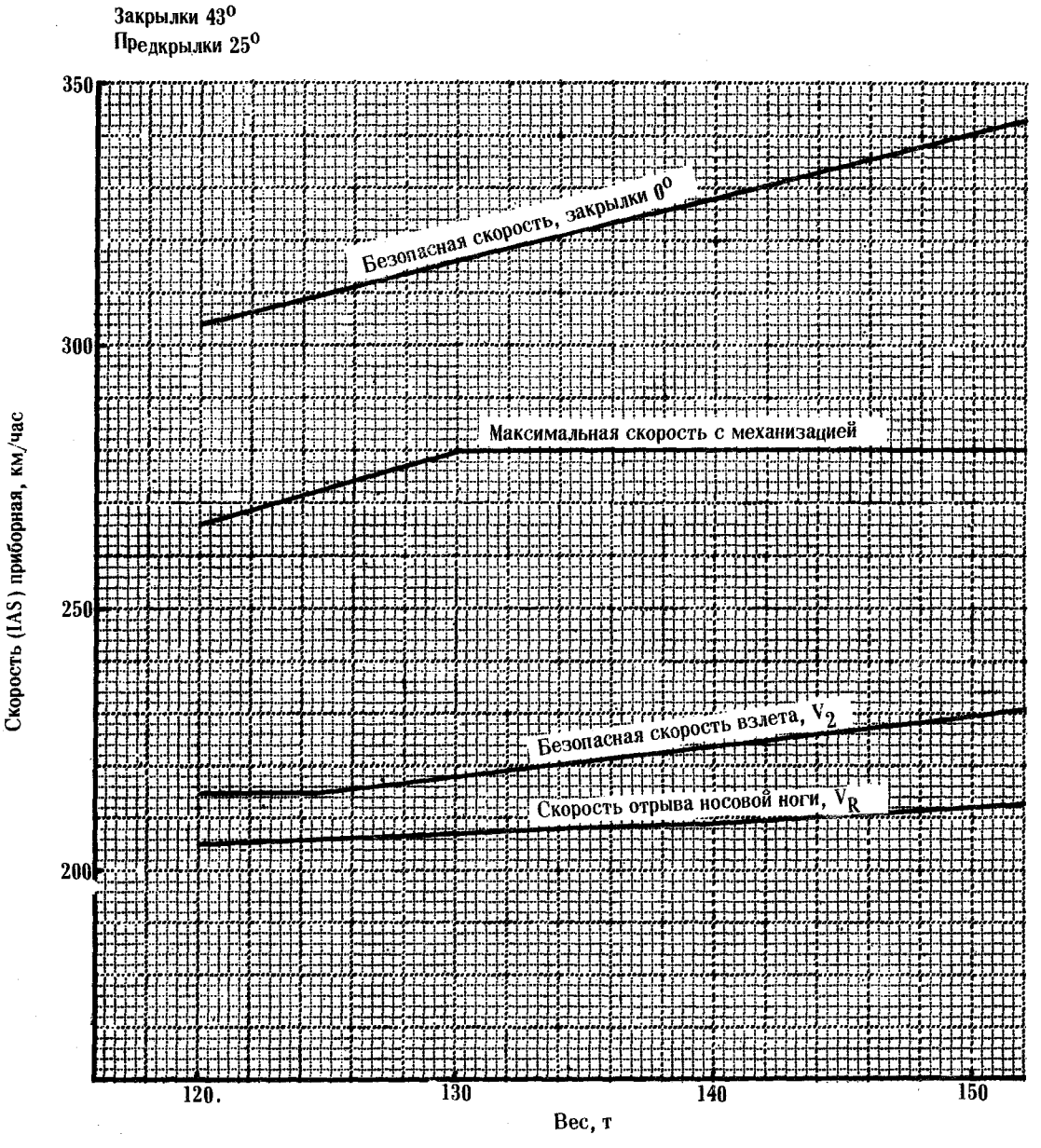
фиг.5.2-2

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ



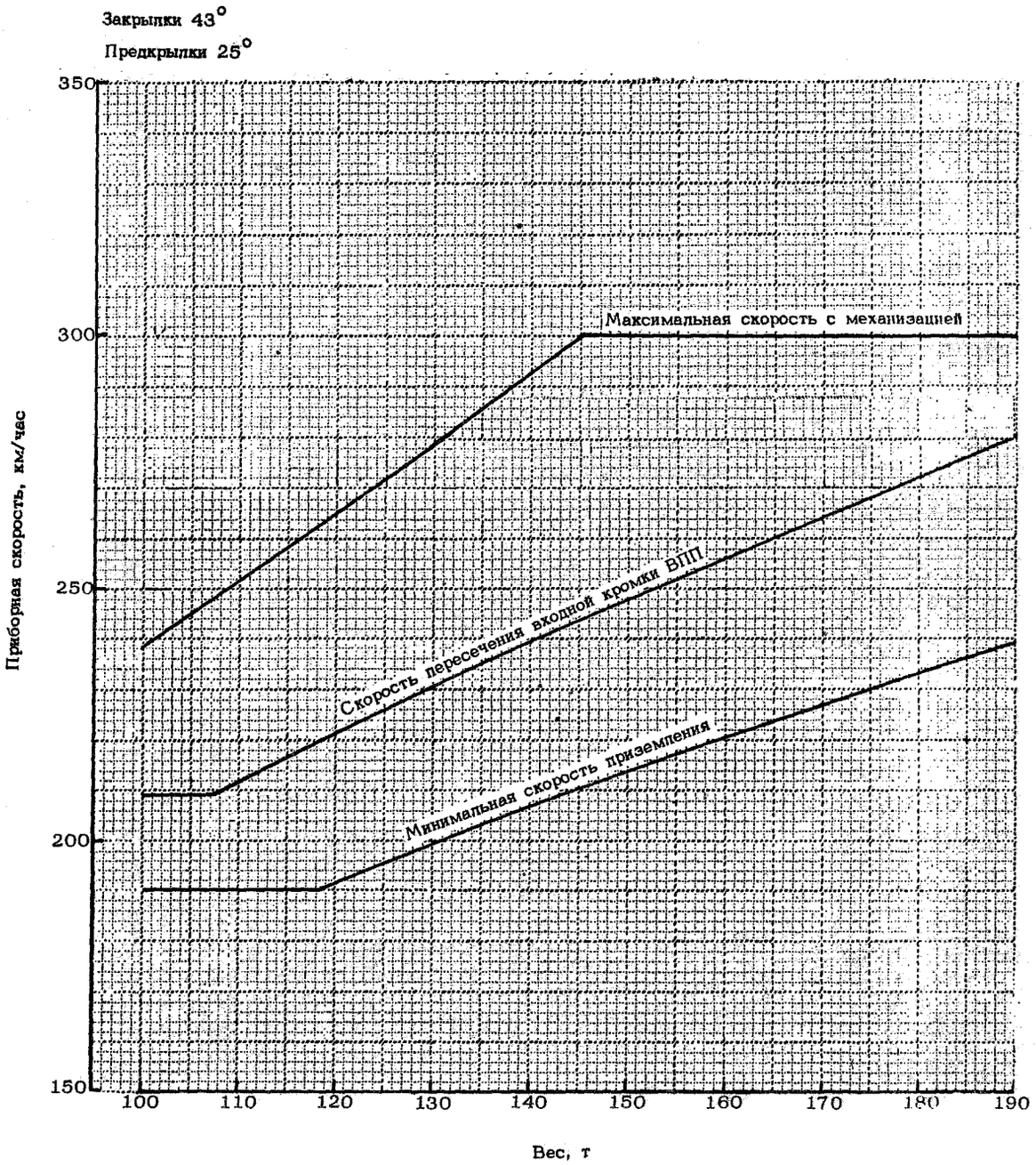
фиг.5.2-3

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ



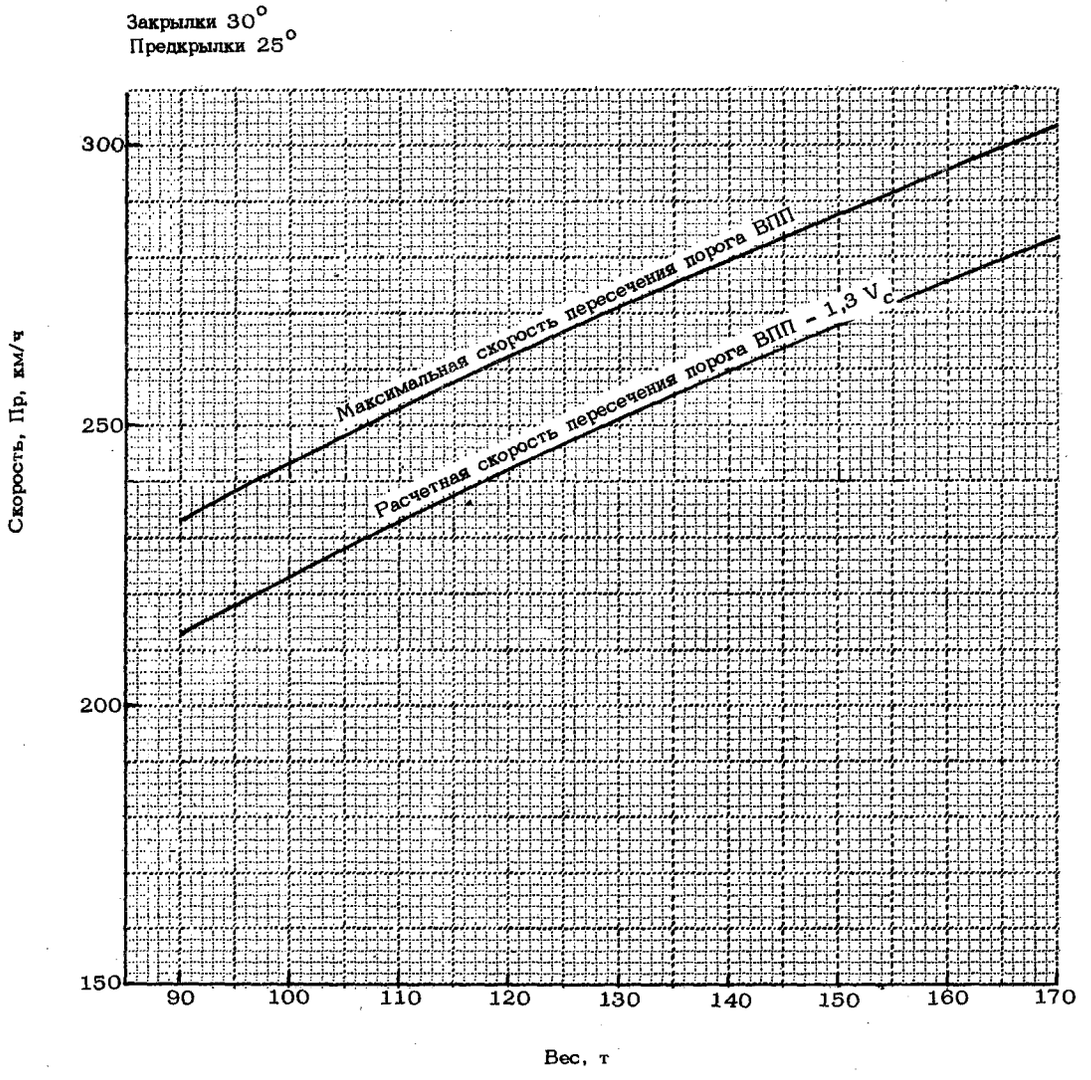
фиг.5.2-4

СКОРОСТИ НА ПОСАДКЕ



фиг.5.2-5

СКОРОСТИ НА ПОСАДКЕ



фиг.5.2-5.1

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПОДРАЗДЕЛ 5.3.

ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СОДЕРЖАНИЕ

		Стр.
5.3.I.	Общие указания	I
5.3.2.	Условия, принятые при построении номограмм для определения максимального взлетного веса, ограниченного градиентом скороподъемности	I
5.3.3.	Условия, принятые при построении номограмм для определения полного градиента набора высоты в первой и второй взлетных конфигурациях	I
5.3.4.	Условия, принятые при построении номограмм для определения полного градиента набора высоты в конце полной взлетной дистанции	2
5.3.5.	Максимально допустимый взлетный вес, ограниченный располагаемой длиной разбега и располагаемыми взлетной дистанцией и дистанцией прерванного взлета	2
5.3.6.	Потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях . . .	4
5.3.7.	Потребная длина разбега для взлета с бетонной ВПП при всех работающих двигателях	5
5.3.8.	Потребная дистанция прерванного взлета	5
5.3.9.	Характеристики взлета с грунтовых и заснеженных ВПП	6
5.3.I0.	Характеристики взлета с ВПП, покрытой слоем воды или мокрого снега	6

5.3. ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.3.I. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Максимальный взлетный вес самолета в зависимости от высоты аэродрома и температуры может ограничиваться:

градиентом скороподъемности по требованиям к безопасному набору высоты после взлета с одним неработающим двигателем;

разрешенной скоростью по условиям прочности пневматиков колес шасси;

располагаемыми взлетной дистанцией и длиной разбега.

Представленные номограммы позволяют определить максимально допустимый взлетный вес при соблюдении ограничений, изложенных в разд.2, при взлете с одним неработающим двигателем.

5.3.2. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОГО ВЗЛЕТНОГО ВЕСА, ОГРАНИЧЕННОГО ГРАДИЕНТОМ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ (фиг.5.3-I, 5.3-2)

Потребный градиент скороподъемности	3%
Режим работы двигателей	Три двигателя работают на взлетном режиме
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	Убрано
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см.номограммы)
Спойлеры	Не отклонены
Скорость	Безопасная скорость взлета V_2, соответствующая положению механизации крыла и весу самолета (см.фиг.5.2-2, 5.2-3)

5.3.3. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛНОГО ГРАДИЕНТА НАБОРА ВЫСОТЫ В ПЕРВОЙ И ВТОРОЙ ВЗЛЕТНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ (фиг.5.3-3, 5.3-4)

Режим работы двигателей	Три двигателя работают на взлетном режиме

Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	См. номограммы
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см. номограммы)
Скорость	Безопасная скорость взлета V_2, соответствующая весу самолета (см. фиг.5.2-2, 5.2-3)

5.3.4. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛНОГО ГРАДИЕНТА НАБОРА ВЫСОТЫ В КОНЦЕ ПОЛНОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ (фиг. 5.3-5)

Режим работы двигателей	Три двигателя работают на номинальном режиме
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	Убрано
Закрылки и предкрылки	Убраны
Спойлеры	Не отклонены
Скорость	Безопасная скорость взлета V_2 при убранной механизации крыла, соответствующая весу самолета (см.фиг.5.2-2)

5.3.5. МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС, ОГРАНИЧЕННЫЙ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНОЙ РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМЫМИ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИЕЙ И ДИСТАНЦИЕЙ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Для определения максимально допустимого взлетного веса из условия обеспечения безопасности взлета при отказе одного двигателя следует найти :

наибольший вес, ограниченный располагаемыми взлетной дистанцией и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру D);

наибольший вес, ограниченный располагаемыми длиной разбега и дистанцией прерванного взлета (расчет по параметру R).

Наименьший из определенных весов будет максимально допустимым взлетным весом для рассматриваемых условий взлета. Отношение скоростей V_1/V_2 должно соответствовать принятому максимально допустимому взлетному весу.

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей	Взлетный, один двигатель отказал на разбеге
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см.номограммы)
Шасси	Выпущено
Техника пилотирования	См.разд.4

Пример определения максимально допустимого веса для самолетов Ил-76Т Д приведен на фиг.5.3-6, 5.3-7 для следующих условий:

Располагаемая длина разбега на взлете, м	I960
Располагаемая дистанция прерванного взлета, м	2I80
Располагаемая взлетная дистанция (с учетом зоны свободного подхода к ВПП), м	2370
Уклон взлетной полосы,%	I (вверх)
Составляющая скорости ветра, м/сек	I0 (встречный)
Температура воздуха, ^{0}C	I5
Высота аэродрома, м	0

По значениям располагаемой взлетной дистанции прерванного взлета (фиг.5.3-6) определяется параметр D и соответствующее ему отношение скоростей V_1/V_R .

Если точка пересечения располагемых взлетной дистанции (дистанция разбега) и дистанции прерванного взлета окажется слева от сетки параметра D , то это означает, что скорость принятия решения V_1 для данных условий меньше минимальной эволютивной скорости разбега V_{MCG}. В этом случае необходимо увеличить отношение V_1/V_R путем уменьшения параметра D при сохранении неизменной располагаемой дистанции прерванного взлета.

Допустимый взлетный вес самолета определяется по условиям, соответствующим высоте аэродрома и температуре воздуха (см.фиг.5.3-7).

Аналогичным способом (см.фиг.5.3-8, 5.3-9) определяется допустимый взлетный вес по располагаемым длине разбега и дистанции прерванного взлета (расчет по параметру R).

Меньшее из значений веса, найденных по номограммам (фиг.5.3-7 и 5.3-9), и есть максимально допустимый взлетный вес для рассматриваемых в примере условий.

Если взлетный вес самолета не ограничивается параметрами D и R, то необходимо определить максимальное значение скорости V_1, при которой дистанция прерванного взлета не превышала бы располагаемой дистанции прерванного взлета для данного аэродрома. Для этого по данному взлетному весу и атмосферным условиям (см.фиг. 5.3-7 и 5.3-9) следует определить параметры D и R.

Далее (см.фиг.5.3-6 и 5.3-8) в точках пересечения располагаемой дистанции прерванного взлета для данного аэродрома (с учетом ветра и уклона ВПП) и значений D и R, определенных по номограммам 5.3-6 и 5.3-8, находится отношение V_1/V_R. По найденному значению отношения V_1/V_R и величине взлетного веса (фиг.5.3-10) определяется скорость V_1. При больших значениях располагаемой дистанции прерванного взлета (точка пересечения предполагается правее сетки параметра D, R) значение V_1 принимается равным значению V_R для данного веса.

В указанном на номограммах примере получается:

	Наибольший взлетный вес, кг	Отношение скоростей
По условиям располагаемых взлетной дистанции и дистанции прерванного взлета "D"	более 190000	
По условиям располагаемых длины разбега и дистанции прерванного взлета "R"	190000	0,975

Максимально допустимый взлетный вес принимается равным 190000 кг, а соответствующее ему отношение скоростей V_1/V_R =0,975. По номограмме фиг.5.3-10 определяется скорость принятия решения V_1 = 231 км/ч (IAS).

5.3.6. ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ

Если максимально допустимый взлетный вес, определяемый по условиям отказа одного двигателя на взлете, не ограничивается располагаемой длиной разбега, взлетной дистанцией, дистанцией прерванного взлета, то для принятого значения взлетного веса следует определить потребную взлетную дистанцию при всех работающих двигателях.

Указанная на фиг.5.3-11 потребная взлетная дистанция дана с коэффициентом длины ВПП, равным 1,15.

Условия, принятые при построении номограммы:

Режим работы двигателей	Взлетный
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см. номограмму)
Шасси	Выпущено
Техника пилотирования	См. раздел 4

На фиг. 5.3-II приведен пример определения потребной взлетной дистанции для следующих условий:

Температура воздуха, ^{0}C	I5
Высота аэродрома, м	0
Взлетный вес, кг	I90000
Уклон взлетной полосы, %	I (вниз)
Составляющая скорости ветра, м/сек	I0 (встречный)

Потребная взлетная дистанция при всех работающих двигателях для принятых условий составляет 2I40 м.

5.3.7. ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА ДЛЯ ВЗЛЕТА С БЕТОННОЙ ВПП ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ

На номограммах фиг. 5.3-I2; 5.3-I3 для взлетных конфигураций закрылки 30^{0}, предкрылки $I4^{0}$ и закрылки 43^{0}, предкрылки 25^{0} в зависимости от температуры воздуха, высоты аэродрома и взлетного веса показана потребная длина разбега для взлета при всех работающих двигателях.

Потребная длина разбега принимается равной:

I,I5· (дистанция разбега +0,5 дистанции набора высоты I0,5 м)

Условия, принятые при построении номограмм фиг.5.3-I2 и 5.3-I3

Режим работы двигателей	Взлетный
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см.номограмму)
ВПП	Сухой бетон
Техника пилотирования	См. раздел 4

5.3.8. ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

На фиг. 5.3-I4 и 5.3-I5 приведены номограммы для определения потребной дистанции прерванного взлета в зависимости от температуры воздуха, высоты аэродрома, взлетного веса самолета и его взлетной конфигурации: закрылки 30^{0}, предкрылки $I4^{0}$ и закрылки 43^{0}, предкрылки 25^{0}.

Условия, принятые при построении номограмм фиг. 5.3-I4 и 5.3-I5:

Скорость принятия решения (V_1)	Равна скорости V_R

Режим работы двигателей	Взлетный ,один (отказавший) двигатель выключен на разбеге
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
ВПП	Сухой бетон
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см.номограмму)
Техника пилотирования	См.раздел 4

5.3.9А. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТА С ГРУНТОВЫХ ВПП

Потребная длина разбега самолета при взлете с грунтовых ВПП определяется путем введения поправки в потребную длину разбега при взлете с сухой бетонной ВПП, определяемой по фиг. 5.3-I3 для взлетных весов I20 т и более и по фиг.5.3-I2 - для весов менее I20 т, в зависимости от прочности грунта и состояния ВПП (фиг.5.3-I6, 5.3-I7).

Для грунтовых ВПП с прочностью грунта более I2 кГ/см^2 поправка не вводится и потребная длина разбега принимается равной потребной длине разбега самолета при взлете с сухой бетонной ВПП.

Скорость принятия решения при взлете с грунтовой ВПП принимается равной скорости подъема колес носовой ноги (V_R).

5.3.9Б. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЗЛЕТА С ГРУНТОВЫХ ЗАСНЕЖЕННЫХ ВПП

Характеристики взлета с грунтовых заснеженных ВПП расчитываются с учетом влияния на них прочности и толщины уплотненного снега на полосе, обобщенно оцениваемых глубиной колеи от колес шасси.

Для определения потребной длины разбега при всех работающих двигателях:

по номограмме фиг.5.3-20 в зависимости от взлетного веса и условий взлета находится глубина колеи от колес шасси ;

по номограмме фиг.5.3-I3 определяется потребная длина разбега при взлете с сухой бетонной полосы ;

по глубине колеи, полученной по фиг.5.3-20, и потребной длине разбега при взлете с сухой бетонной полосы по фиг.5.3-22 определяется потребная длина разбега на грунтовой заснеженной ВПП.

При наличии на ВПП с уплотненным снегом слоя сухого свежевыпавшего снега необходимо потребную длину разбега, полученную по номограмме фиг.5.3-22, умножить на коэффициент, определяемый по номограмме фиг.5.3-23 для фактической толщины слоя свежевыпавшего снега. Максимально допустимая толщина свежевыпавшего снега лимитируется глубиной колеи и определяется по фиг.5.3-20а.

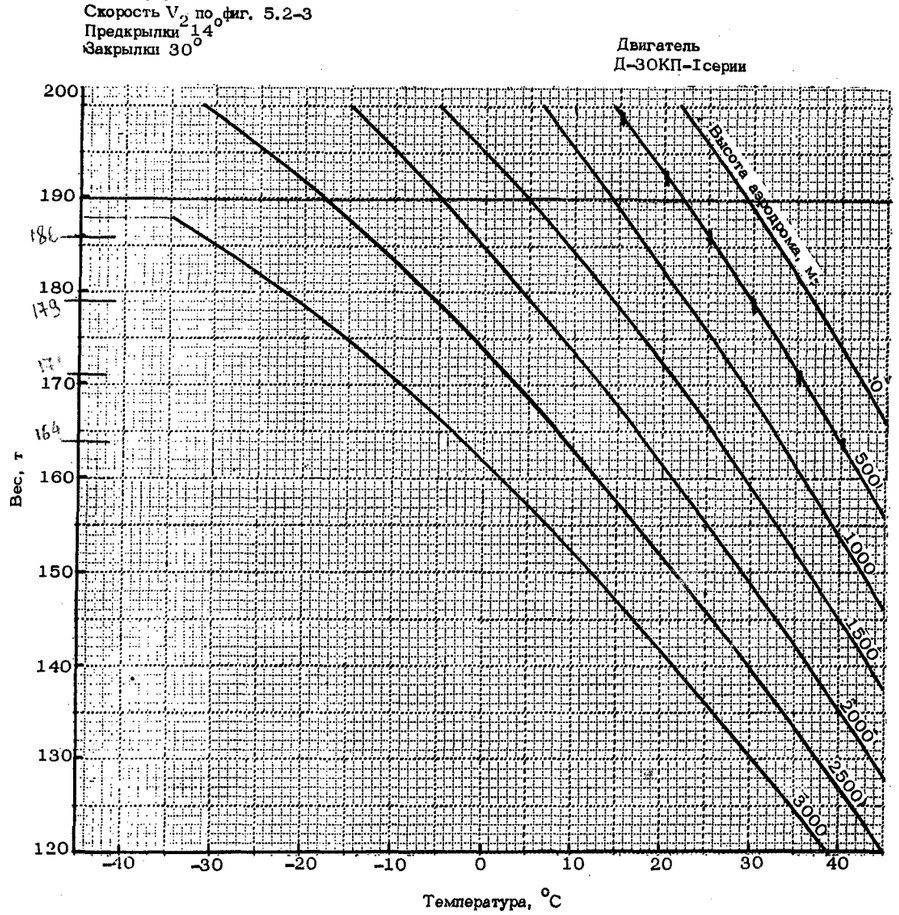
Для оценки достаточности располагаемой длины ВПП в случае отказа двигателя на разбеге на скорости V_I= I90 км/час определяющим является прерванный взлет.

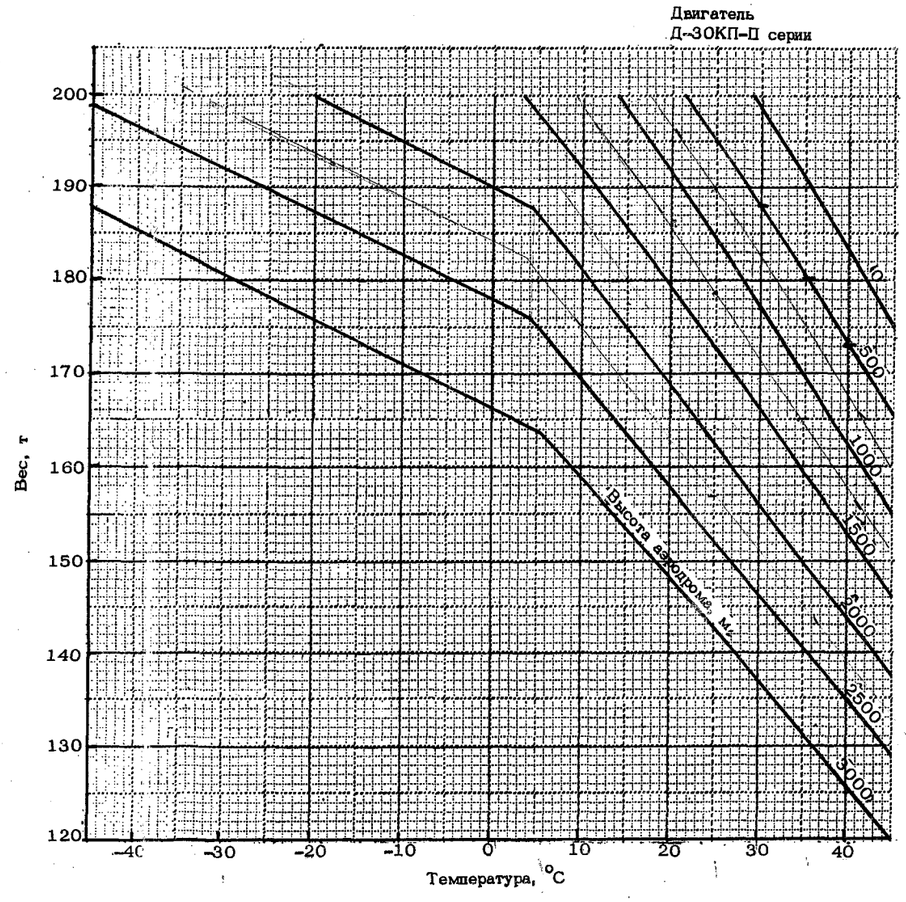
Потребная дистанция прерванного взлета находится путем введения поправки (фиг.5.3-2I) к величине потребной дистанции прерванного взлета с сухой бетонной ВПП (фиг.5.3-I5).

При наличии на ВПП с уплотненным снегом слоя сухого свежевыпавшего снега толщиной 5–30 мм при глубине колеи до 3 см необходимо потребную дистанцию прерванного взлета, определенную по номограмме фиг. 5.3–2I, увеличить на 5%. При толщине слоя свежевыпавшего снега более 30 мм корректировать дистанцию прерванного взлета не требуется.

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ

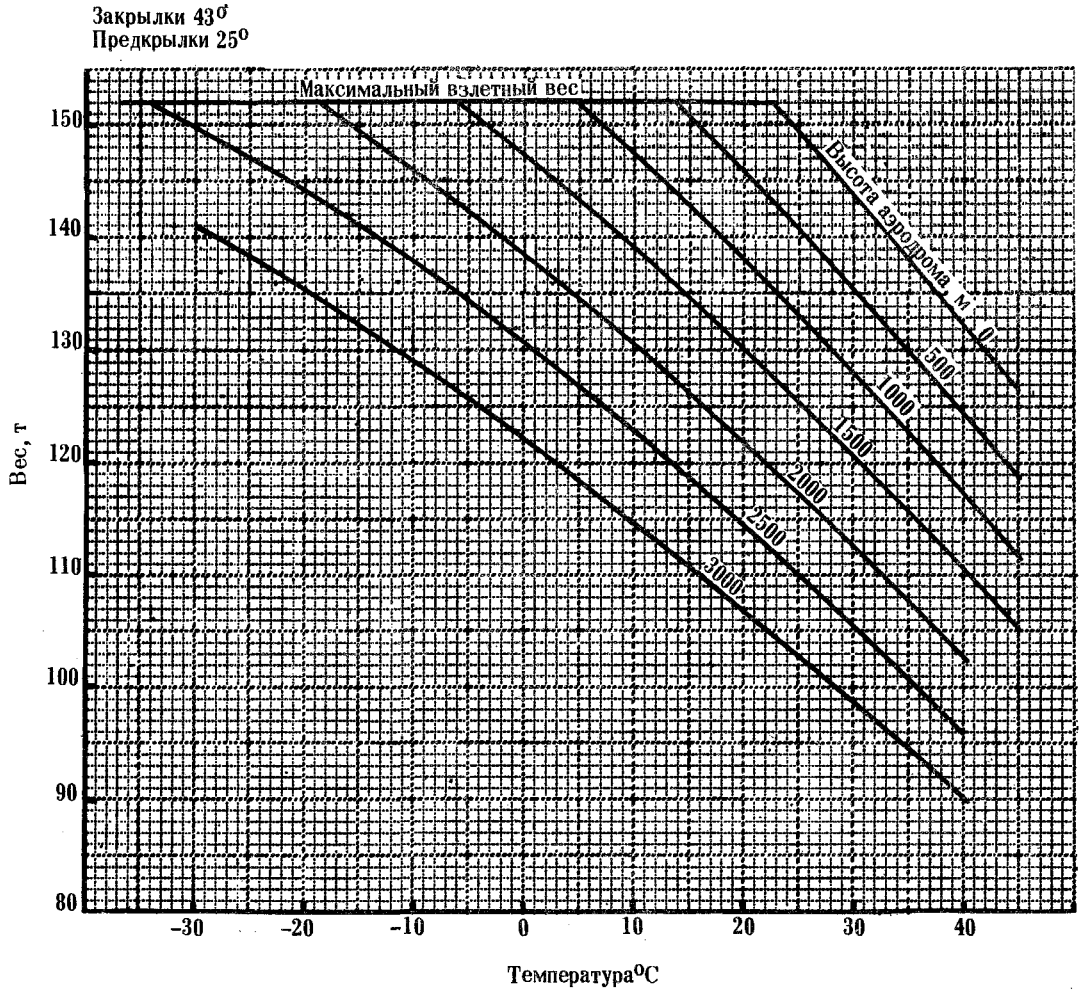
Взлет с бетонной ВПП
Три двигателя на взлетном режиме, один не работает
Шасси убрано
Скорость V_2 по фиг. 5.2-3
Предкрылки 14^0
Закрылки 30^0





Фиг.5.3-I

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ

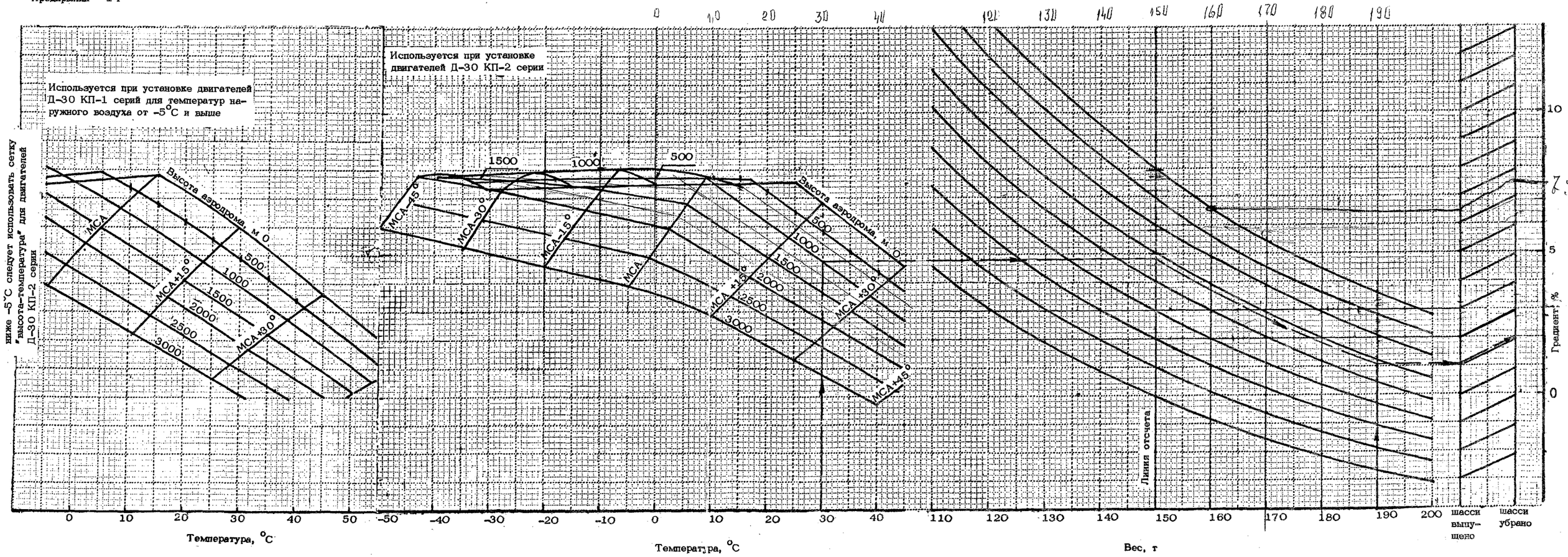


фиг.5.3-2

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

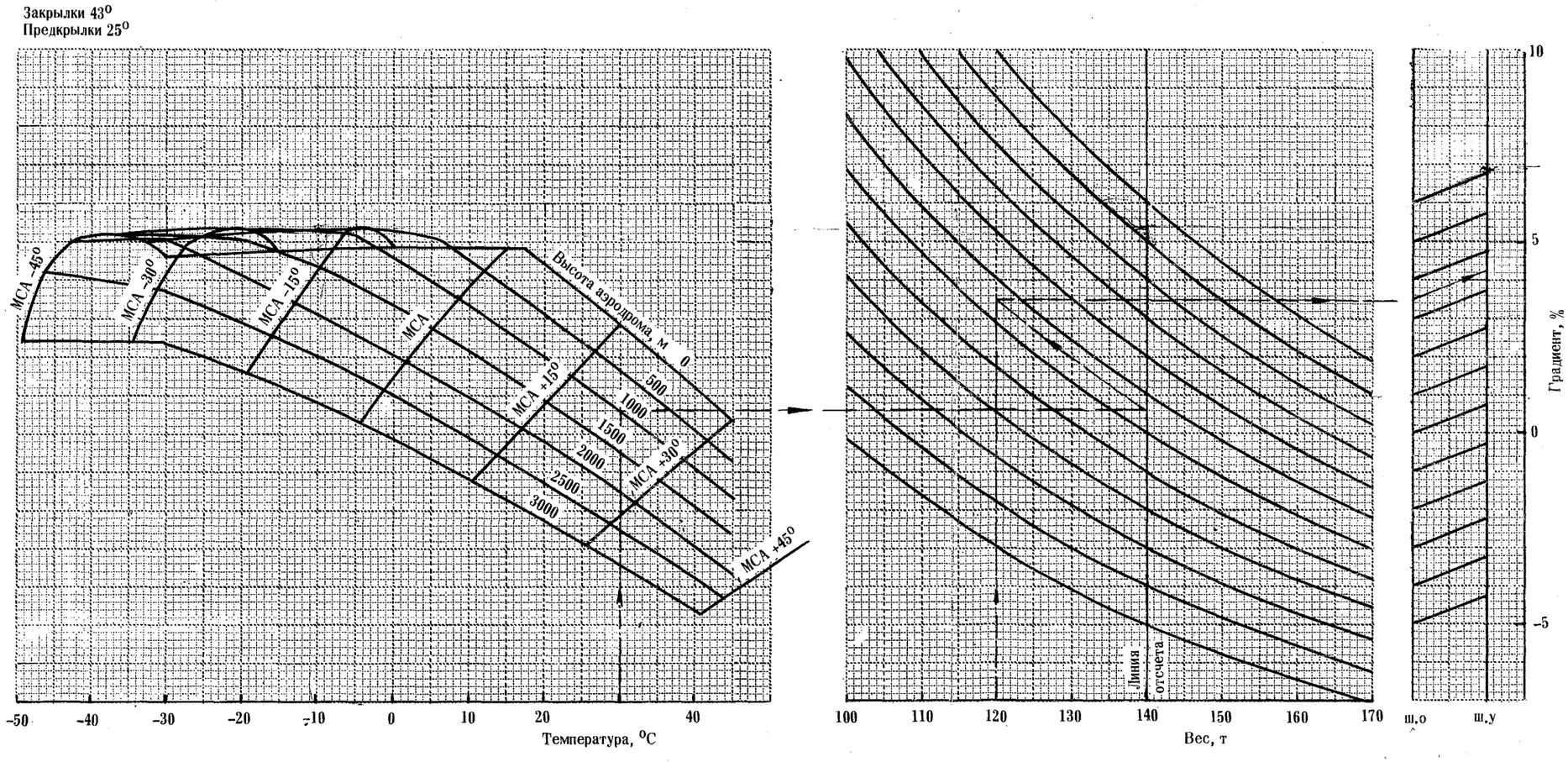
ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ - МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА ВО ВЗЛЕТНОМ ПОЛОЖЕНИИ

Один двигатель не работает
Режим - взлетный
Закрылки - 30°
Предкрылки - 14°



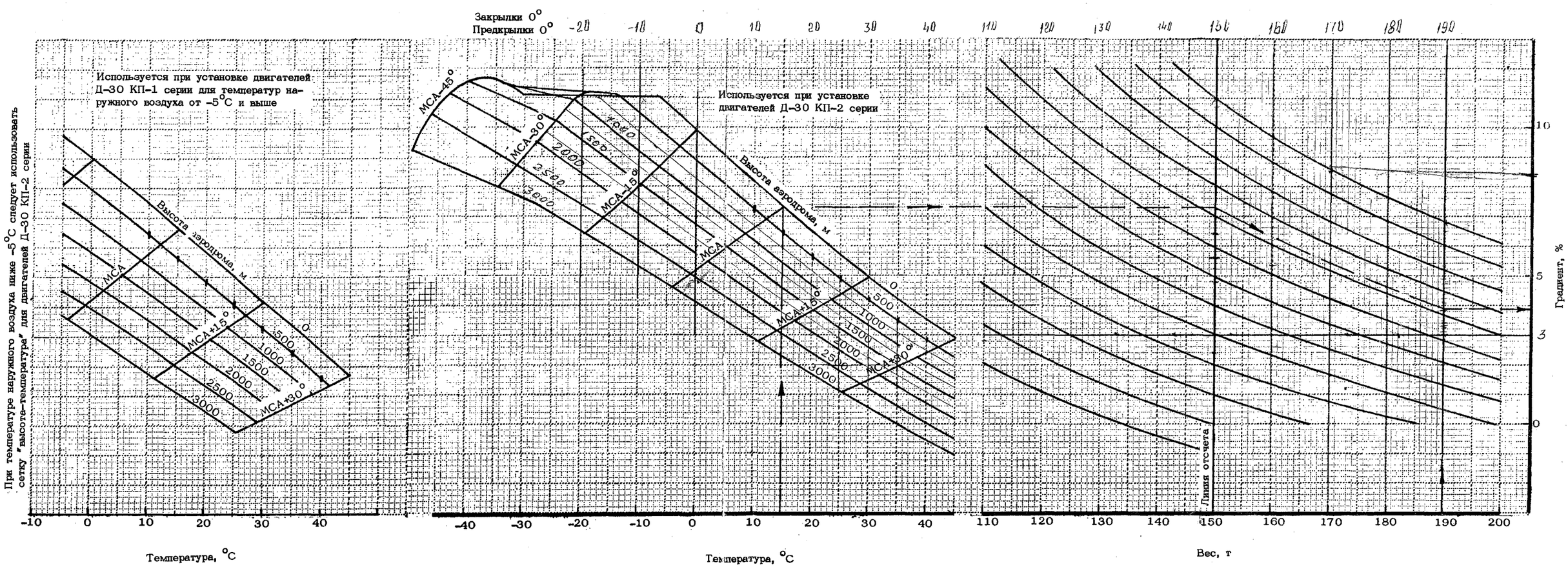
фиг.5.3-3

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ – МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА ВО ВЗЛЕТНОМ ПОЛОЖЕНИИ



фиг.5.3-4

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ

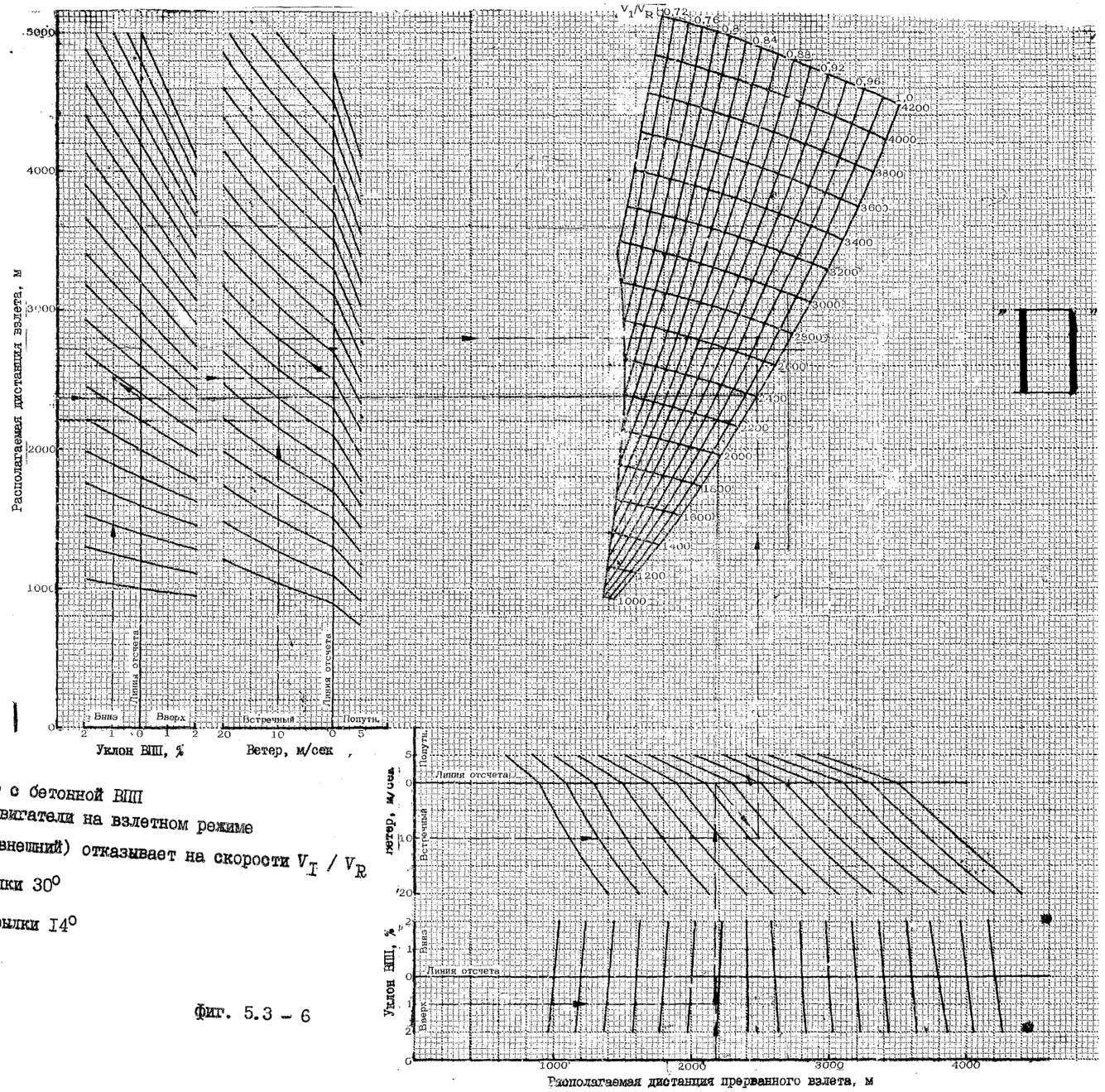


фиг.5.3-5

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 3

ПАРАМЕТР "D" И ОТНОШЕНИЕ V_I / V_R ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА



Взлет с бетонной ВПП

Все двигатели на взлетном режиме

Один (внешний) отказывает на скорости V_I / V_R

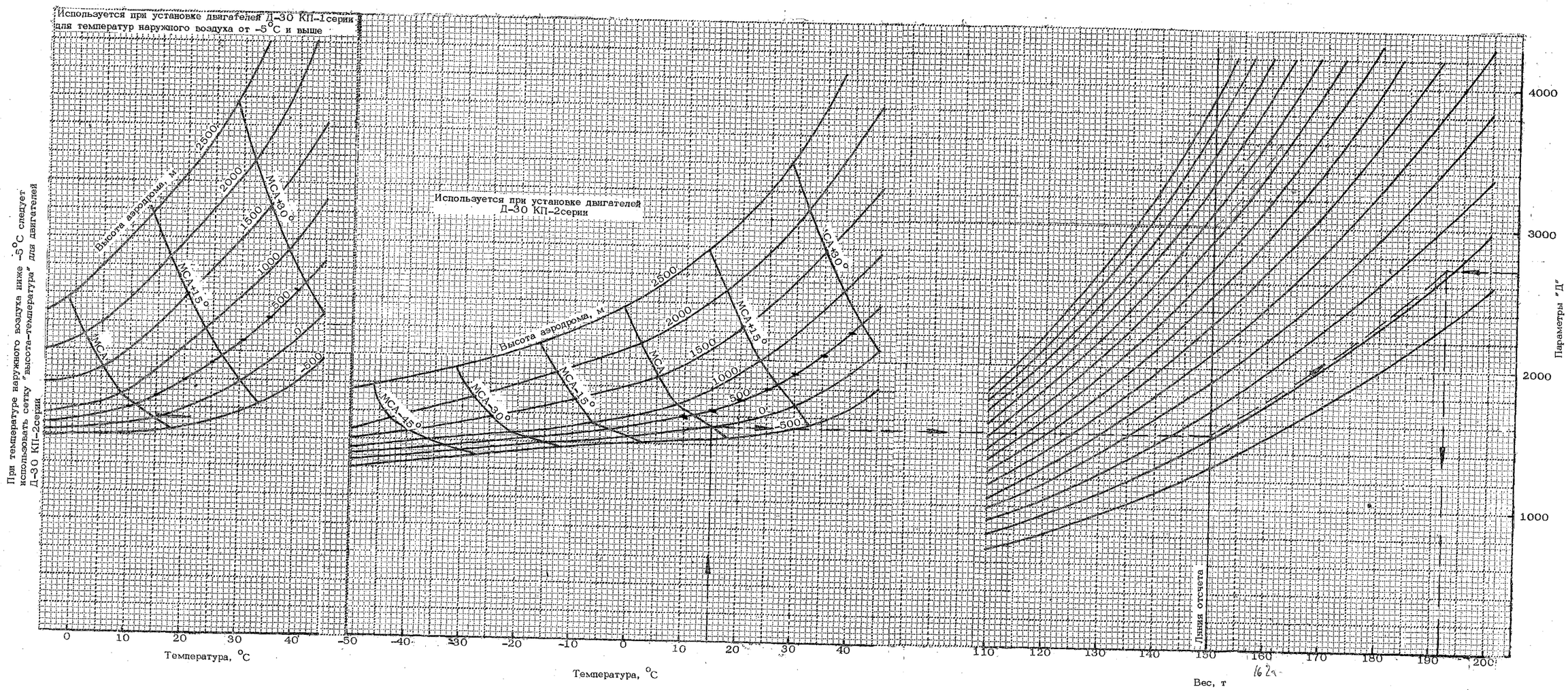
Закрылки 30°

Предкрылки 14°

Фиг. 5.3 – 6

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

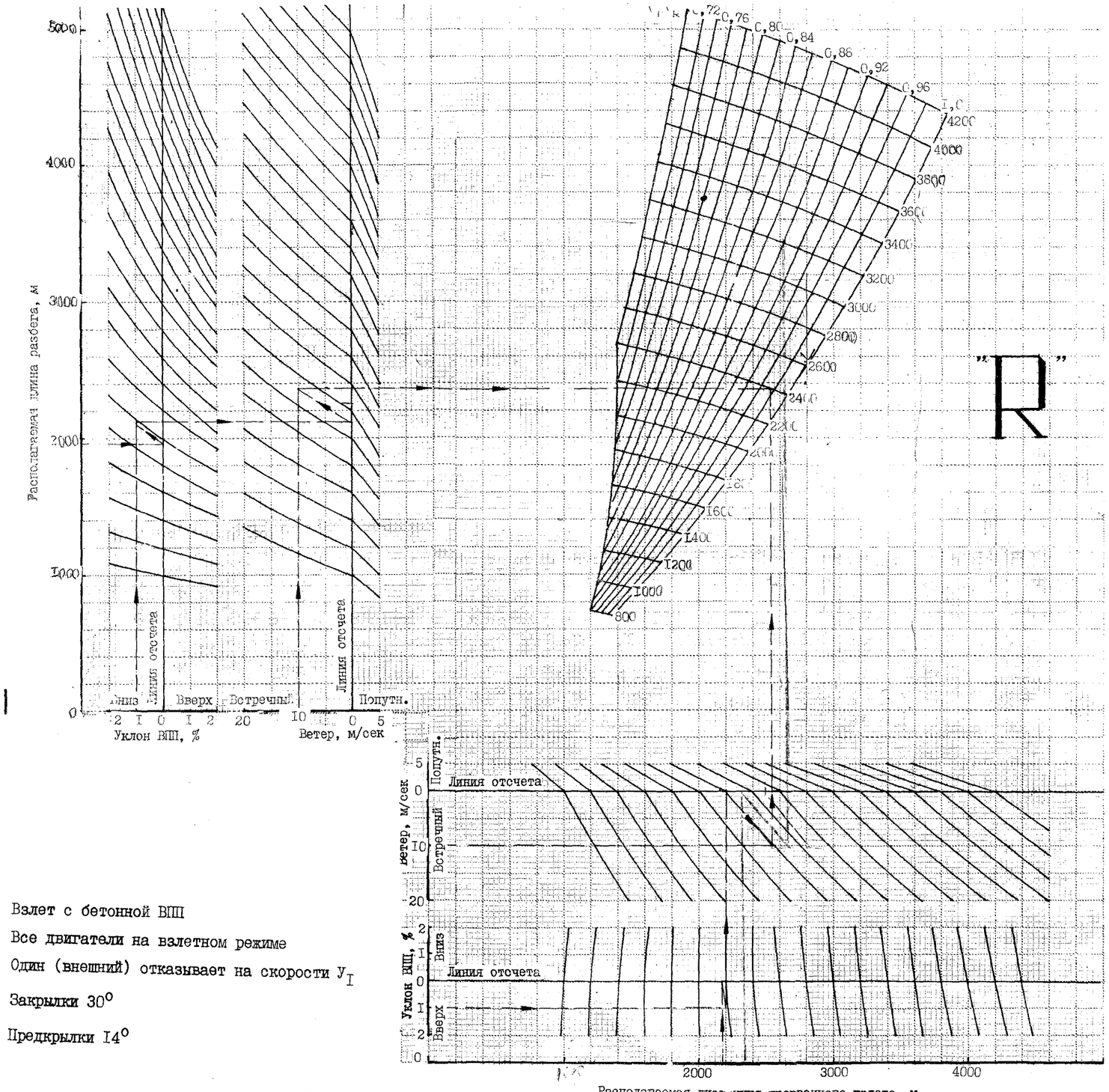
Взлет с бетонной ВПП
Все двигатели на взлетном режиме
Один (внешний) отказывает на скорости V_1
Закрылки 30°
Предкрылки 14°



фиг.5.3-7

ПАРАМЕТР "R" И ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНЫ РАЗБЕГА

И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА



Взлет с бетонной ВПП

Все двигатели на взлетном режиме

Один (внешний) отказывает на скорости V_1

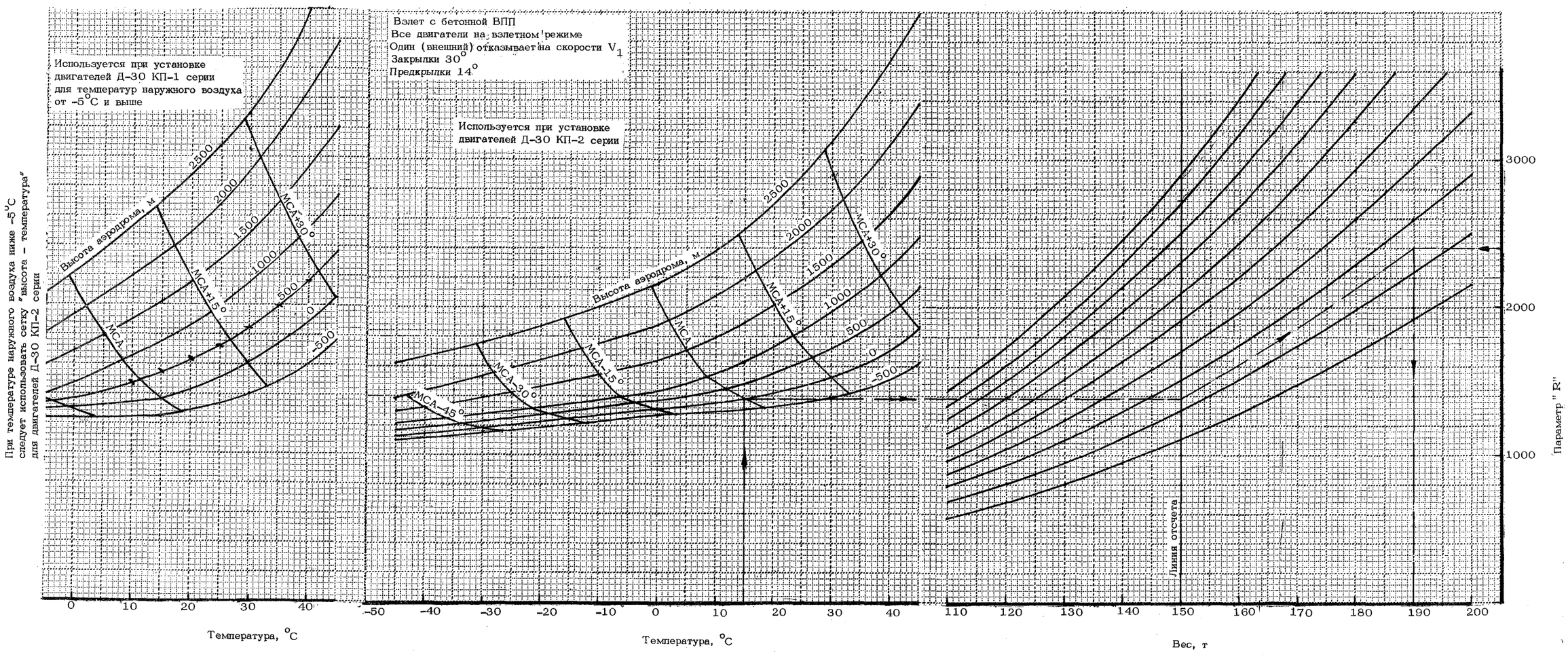
Закрылки 30°

Предкрылки 14°

Фиг. 5.3 - 8

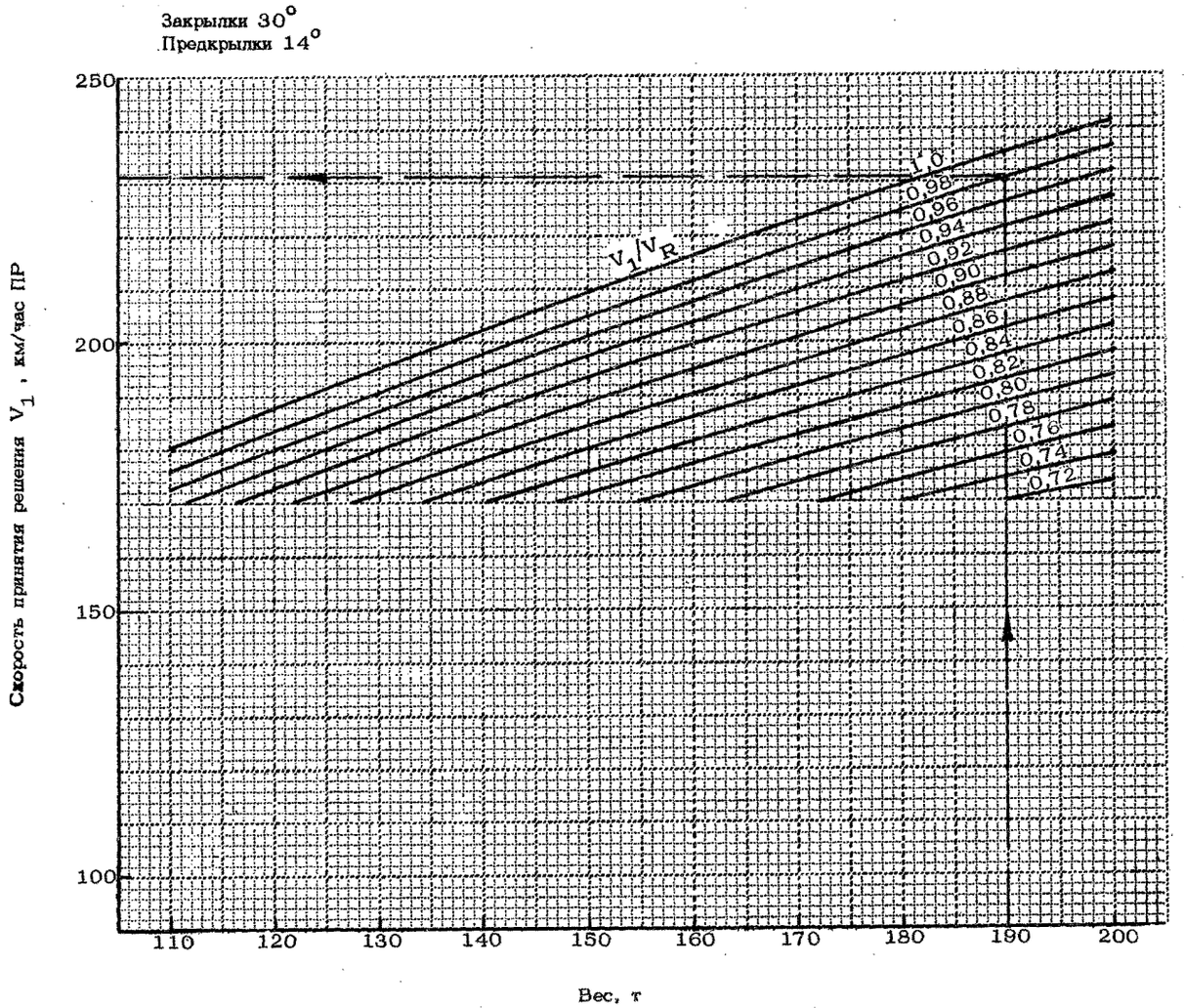
5.3 стр 21/22

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНЫ
РАЗБЕГА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА



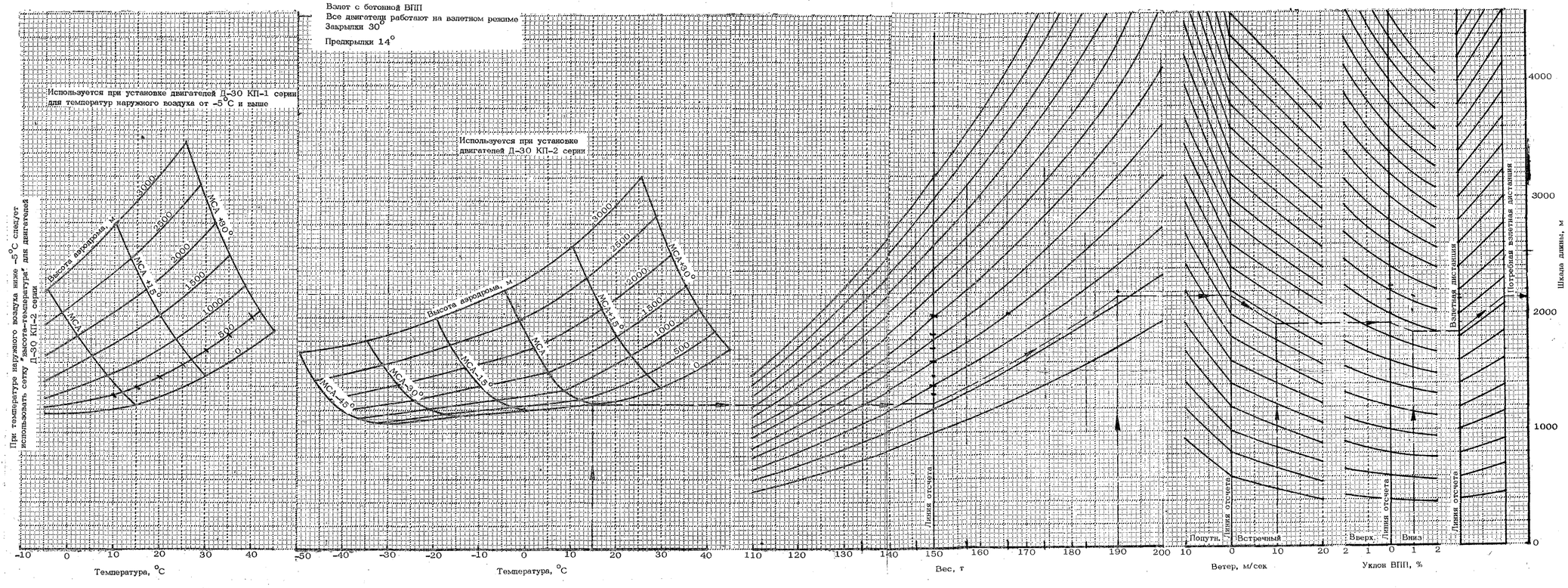
Фиг.5.3-9

СКОРОСТЬ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ V_1 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА И ОТНОШЕНИЯ V_1/V_R



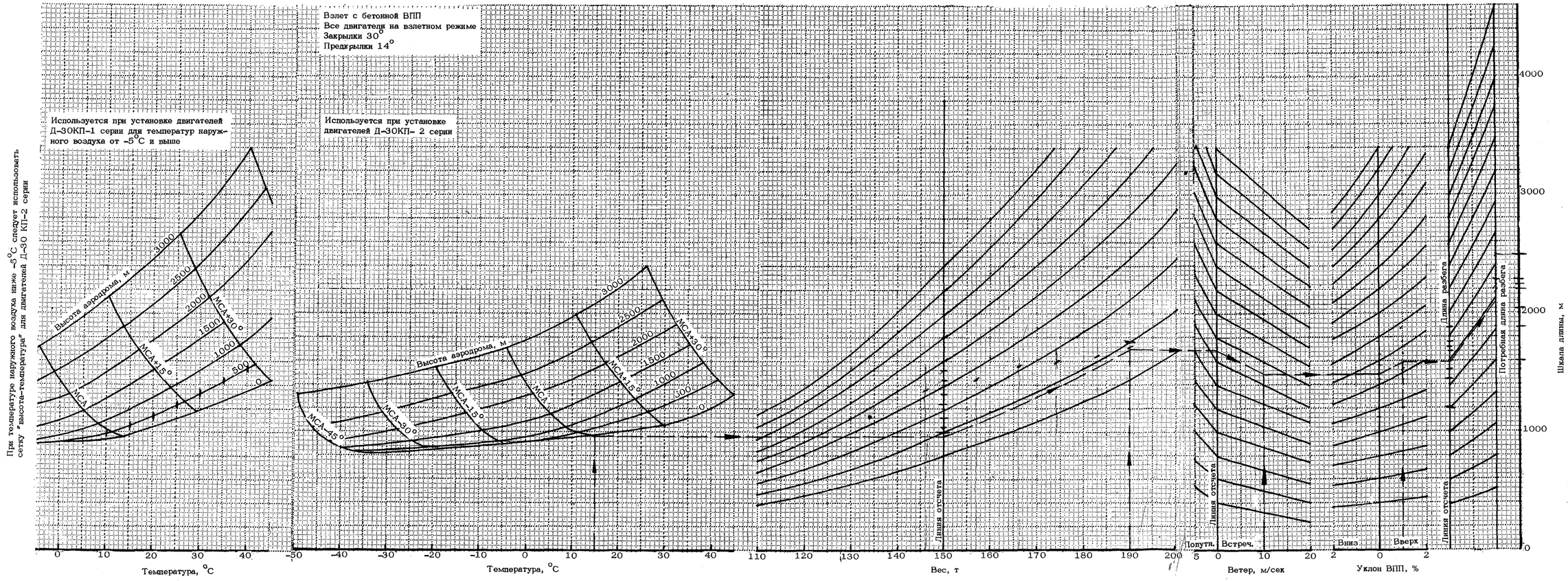
фиг.5.3-10

ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ



фиг.5.3-II

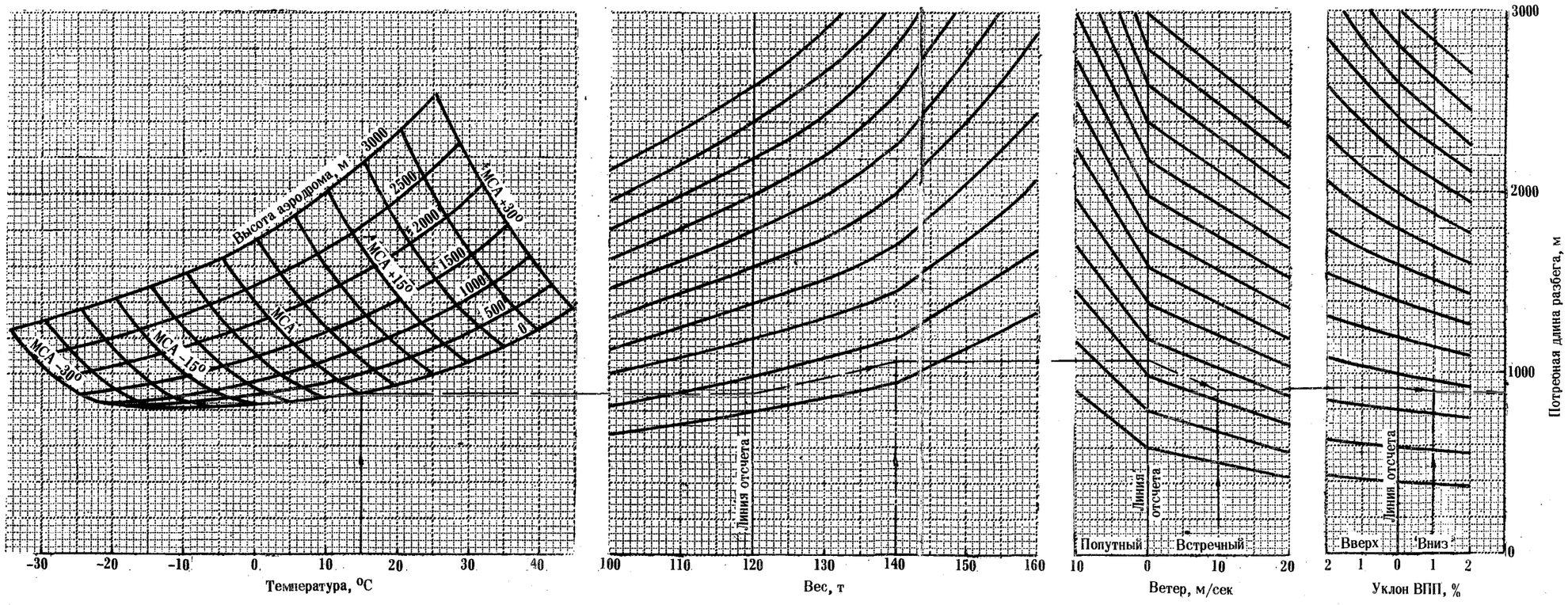
ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА



фиг.5.3-12

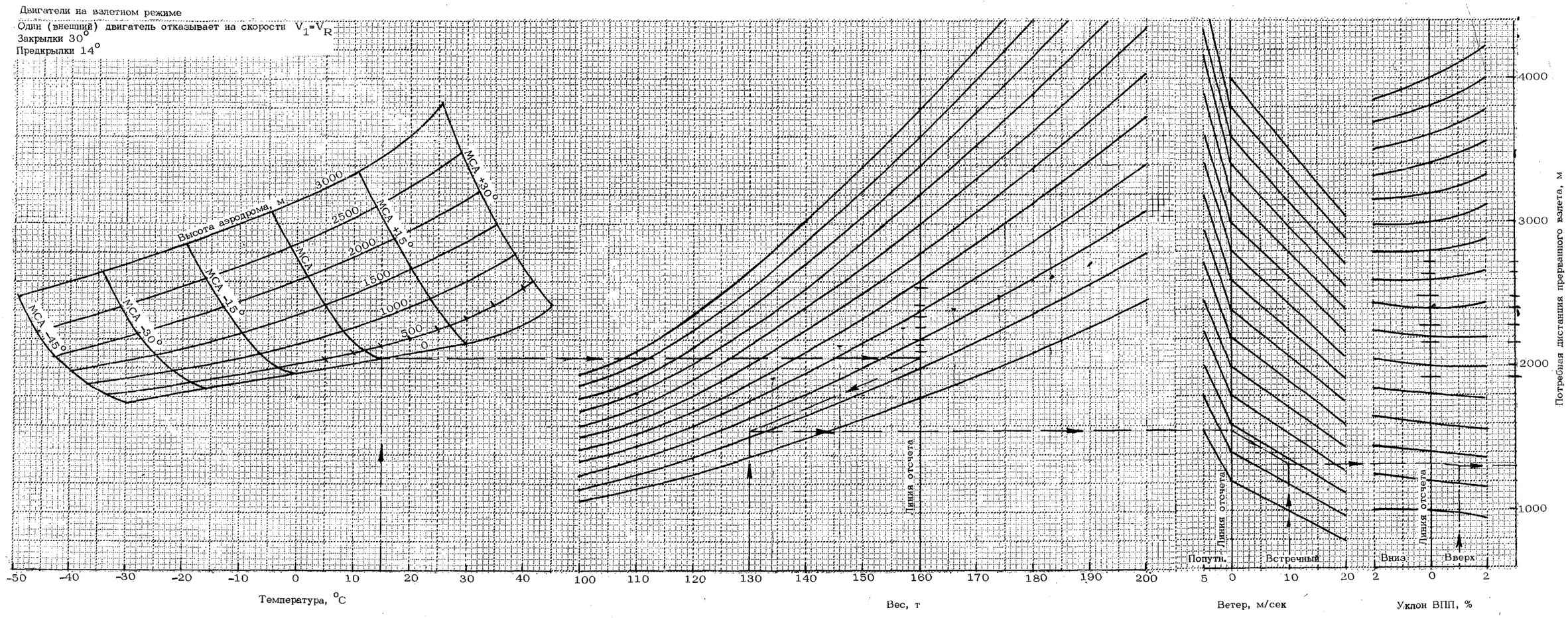
ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА

Закрылки 43°
Предкрылки 25°
Все двигатели работают



фиг.5.3-13

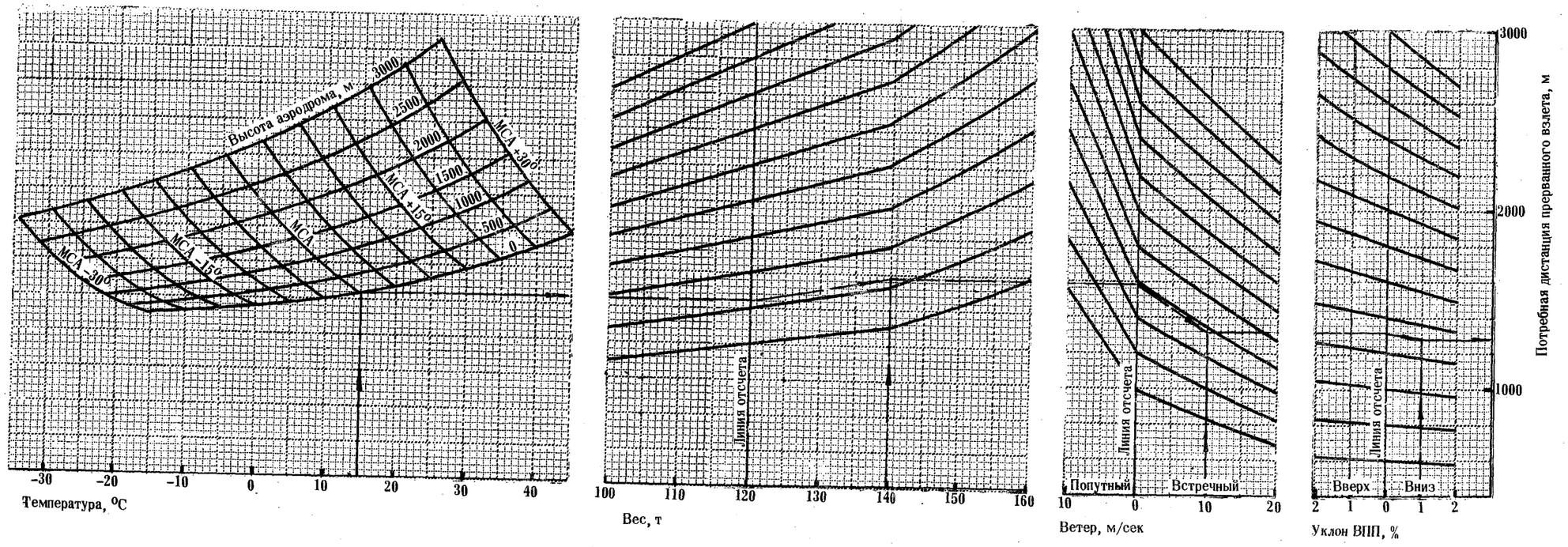
ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА



фиг.5.3-I4

ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

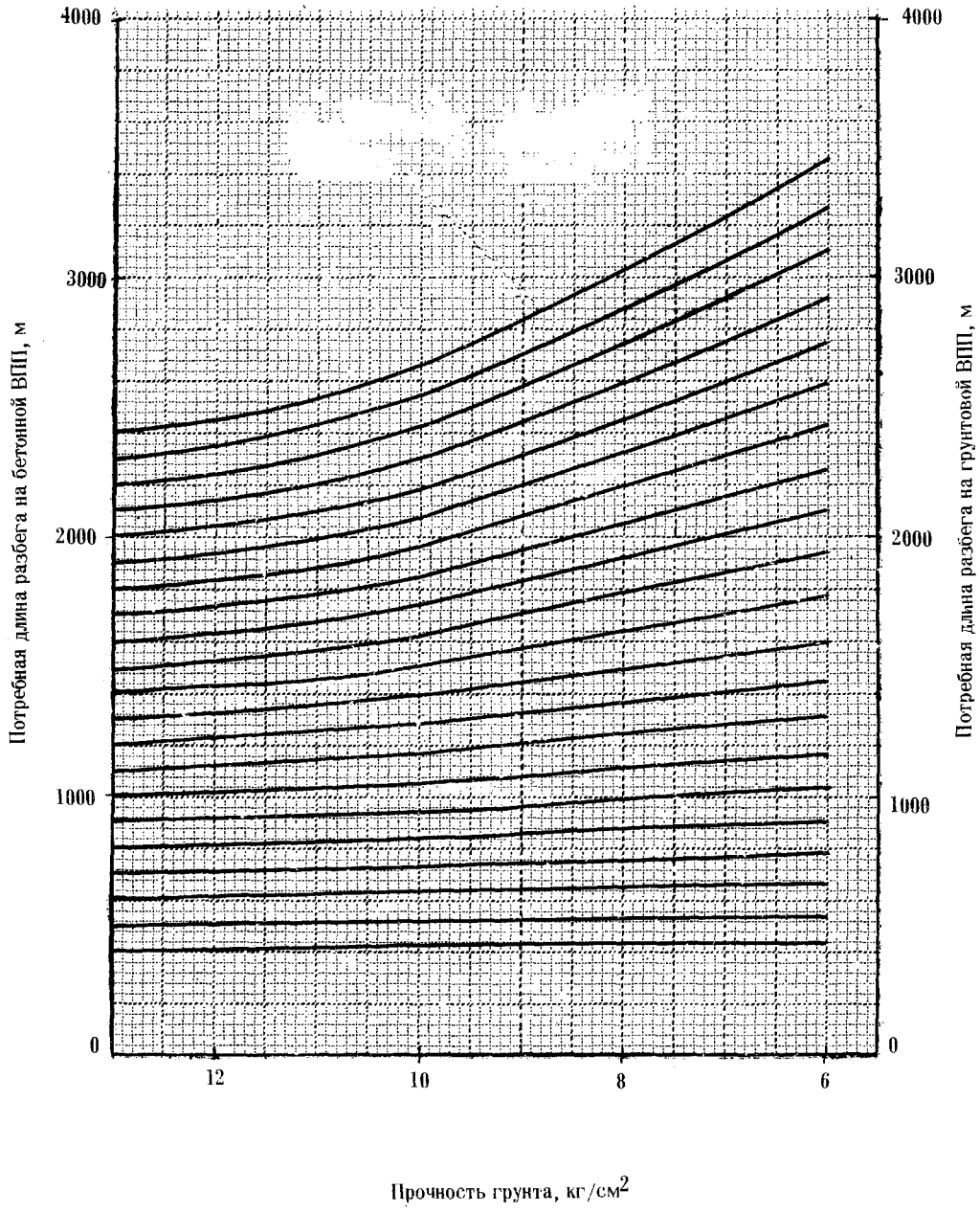
Закрылки 43°
Предкрылки 25°



Фиг.5.3-I5

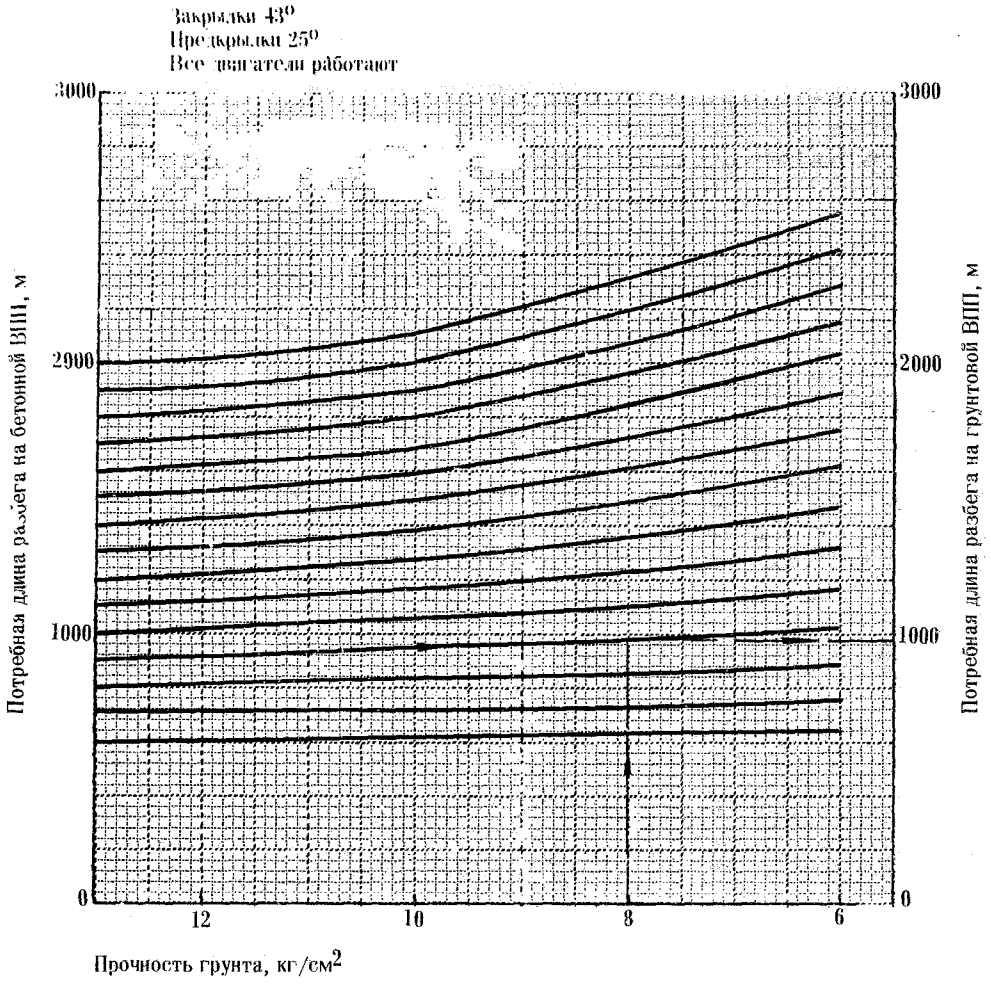
ПОПРАВКА НА ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ РАЗБЕГА ПО БЕТОНУ

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Все двигатели работают



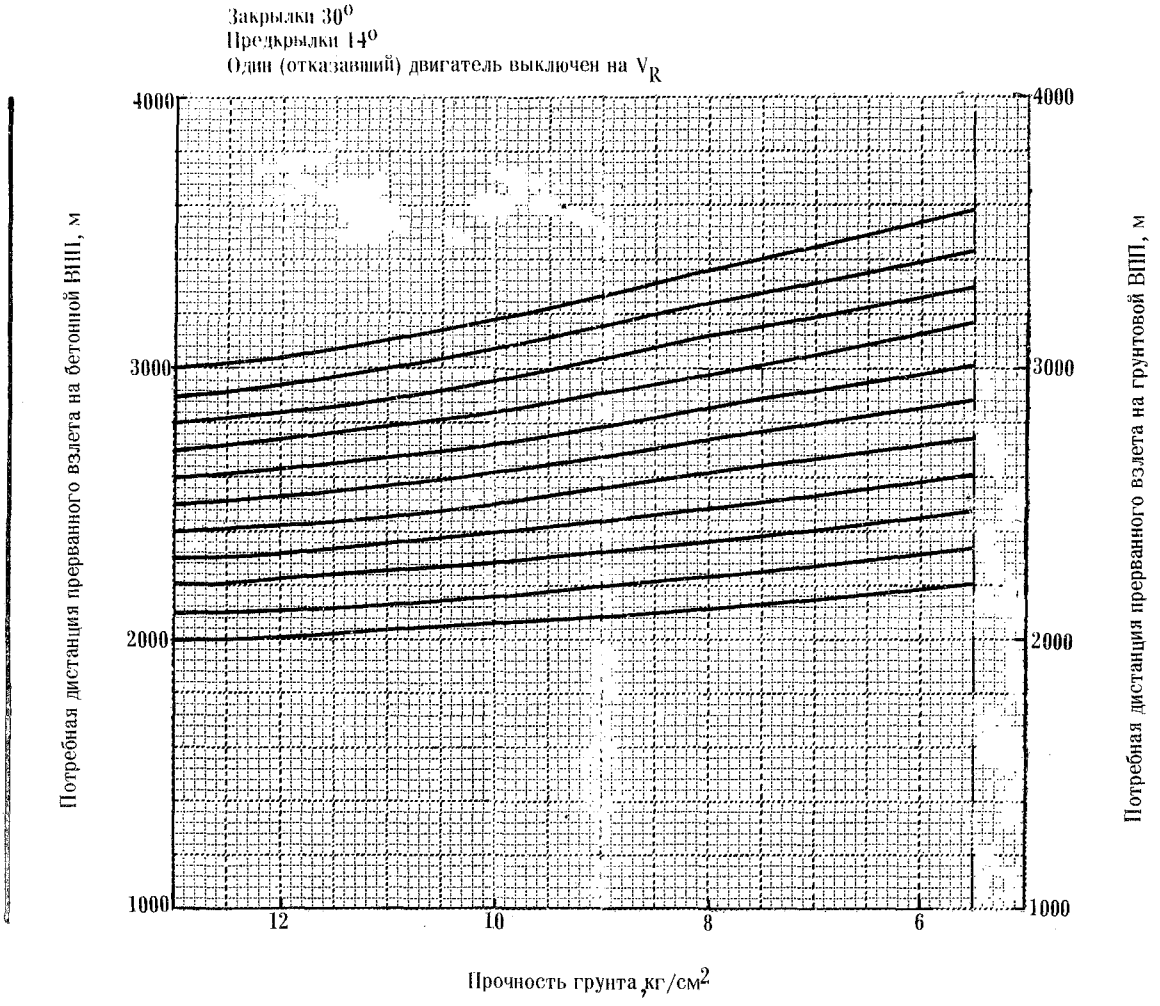
фиг.5.3-16

ПОПРАВКА НА ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ РАЗБЕГА ПО БЕТОНУ



фиг.5.3-I7

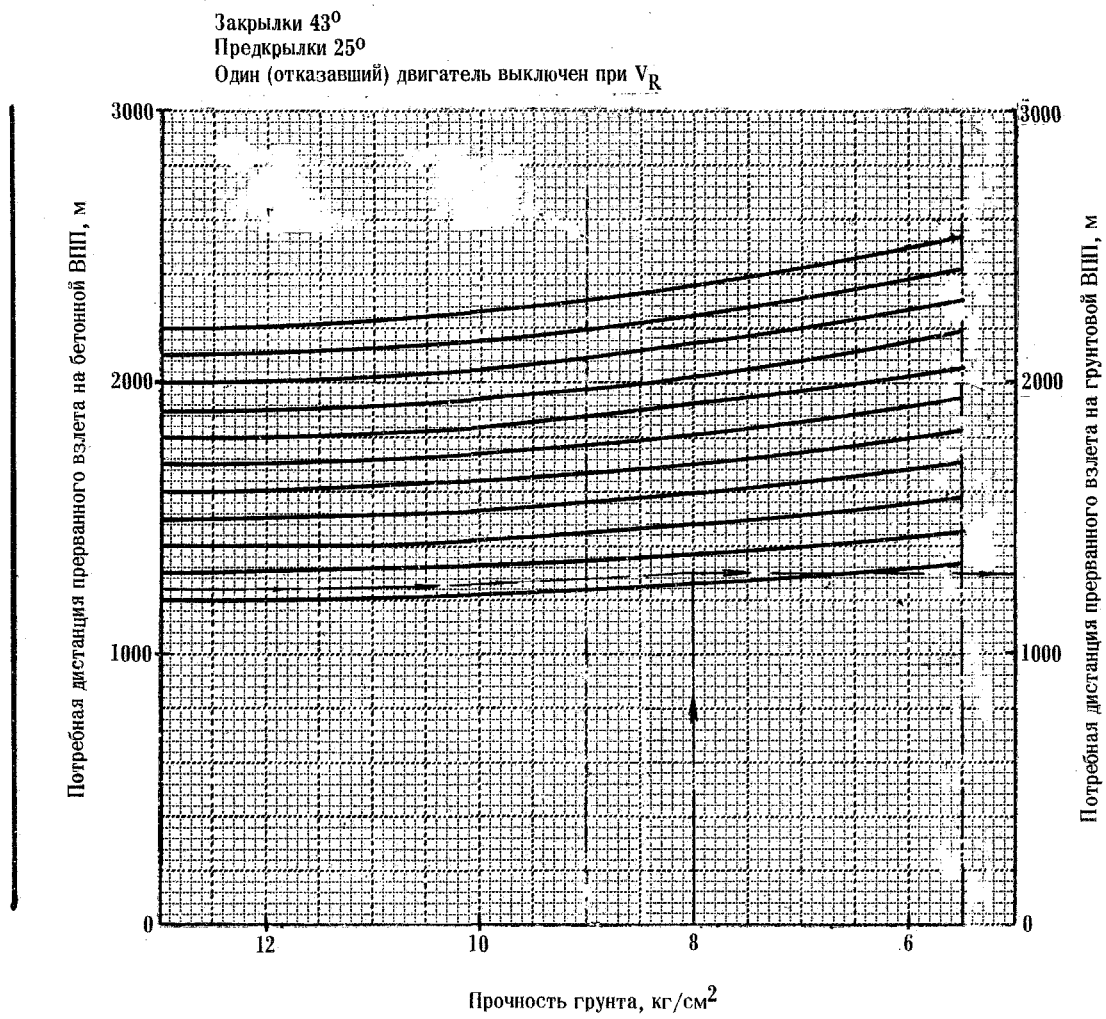
ПОПРАВКА НА ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА НА БЕТОНЕ



фиг.5.3-I8

Изменение № 3

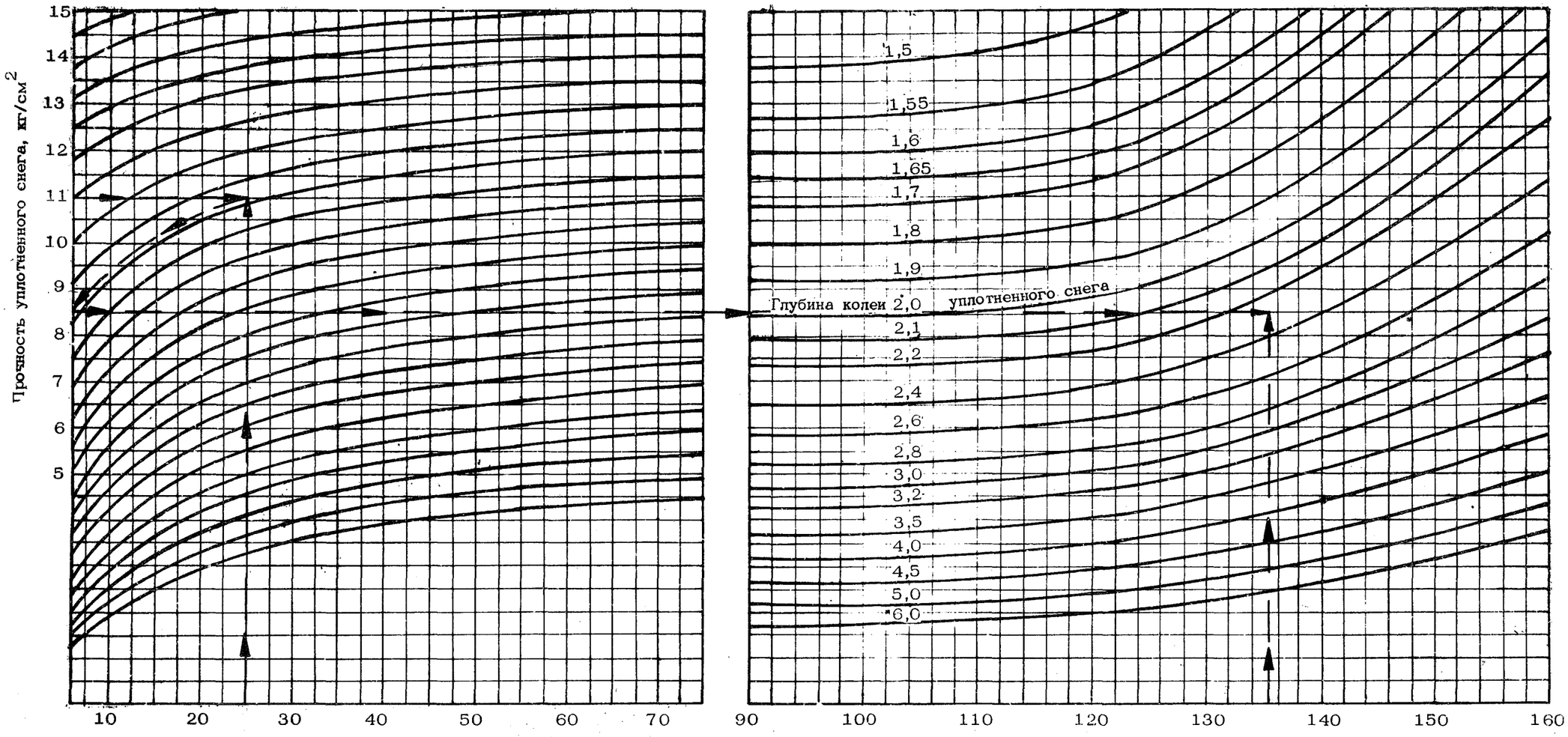
ПОПРАВКА НА ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА ПО БЕТОНУ



фиг.5.3-I9

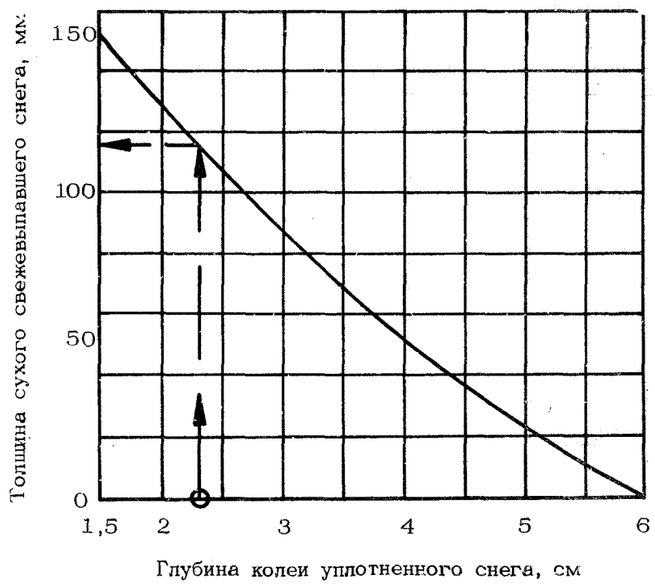
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЛУБИНЫ КОЛЕИ НА ВПП

С УПЛОТНЕННЫМ СНЕГОМ



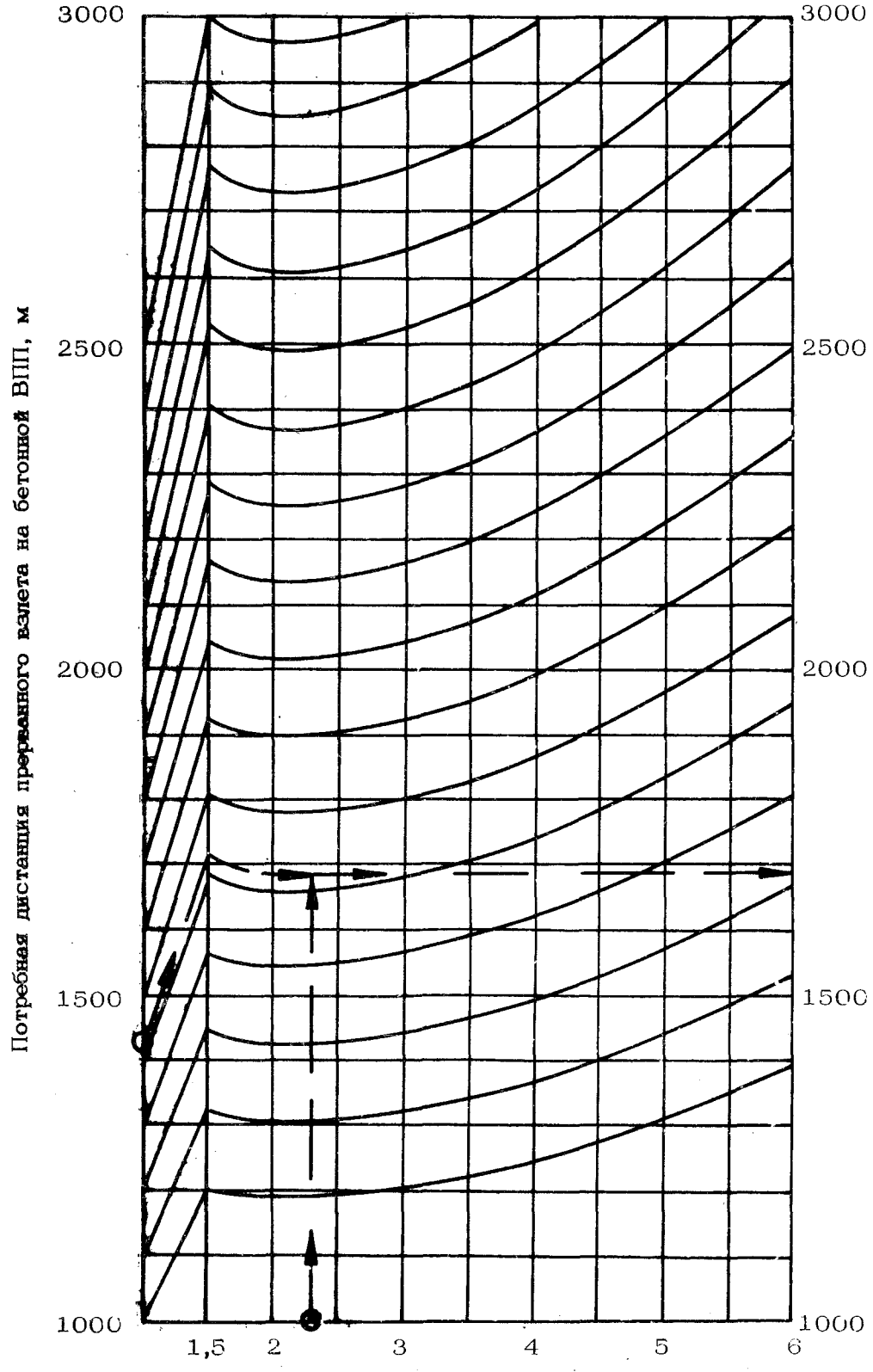
фиг.5.3-20

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ТОЛЩИНЫ
СУХОГО СВЕЖЕВЫПАВШЕГО СНЕГА НА ВПП
С УПЛОТНЕННЫМ СНЕГОМ



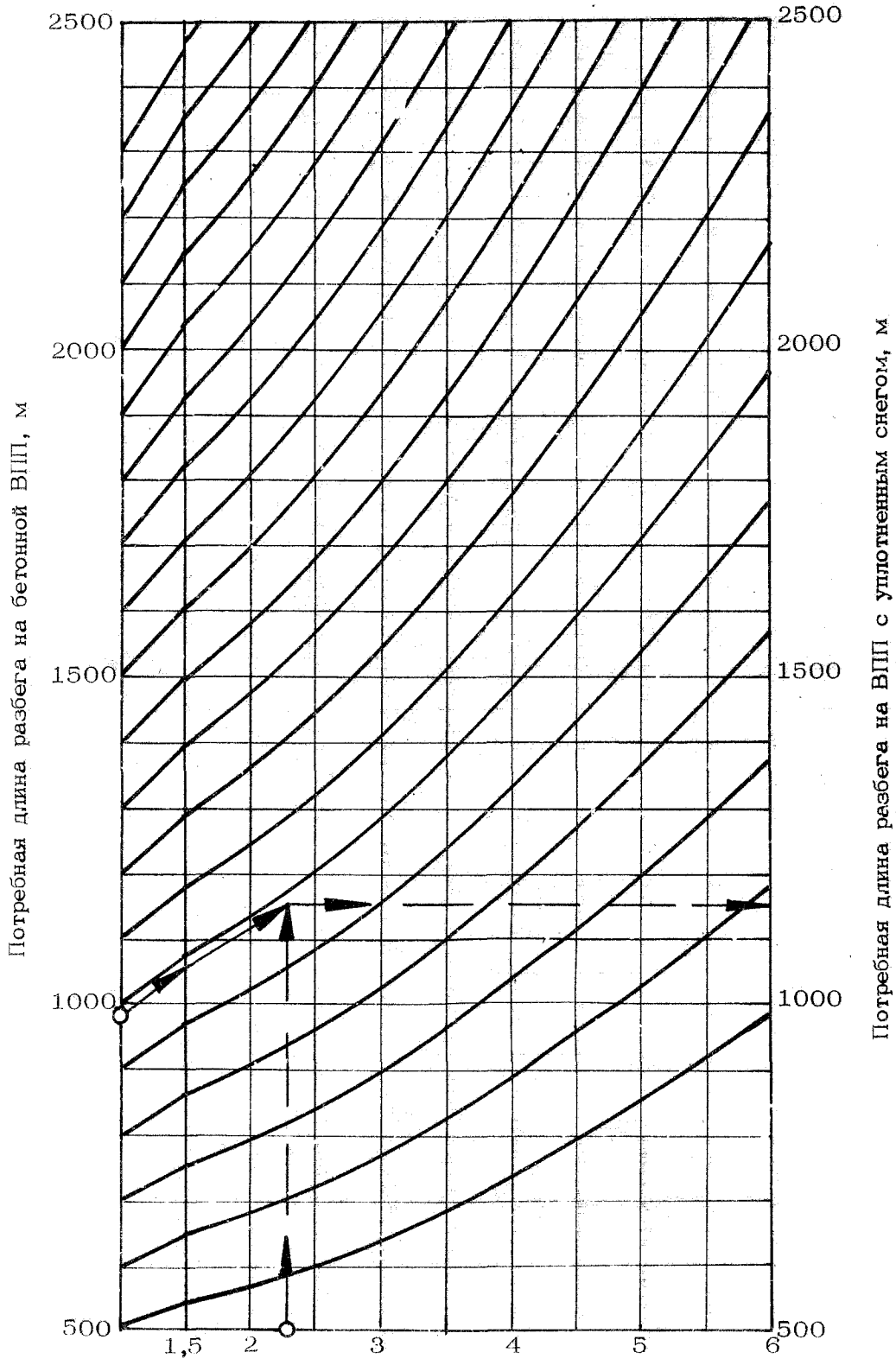
фиг.5.3-20а

ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
ДЛЯ УПЛОТНЕННОГО СНЕГА



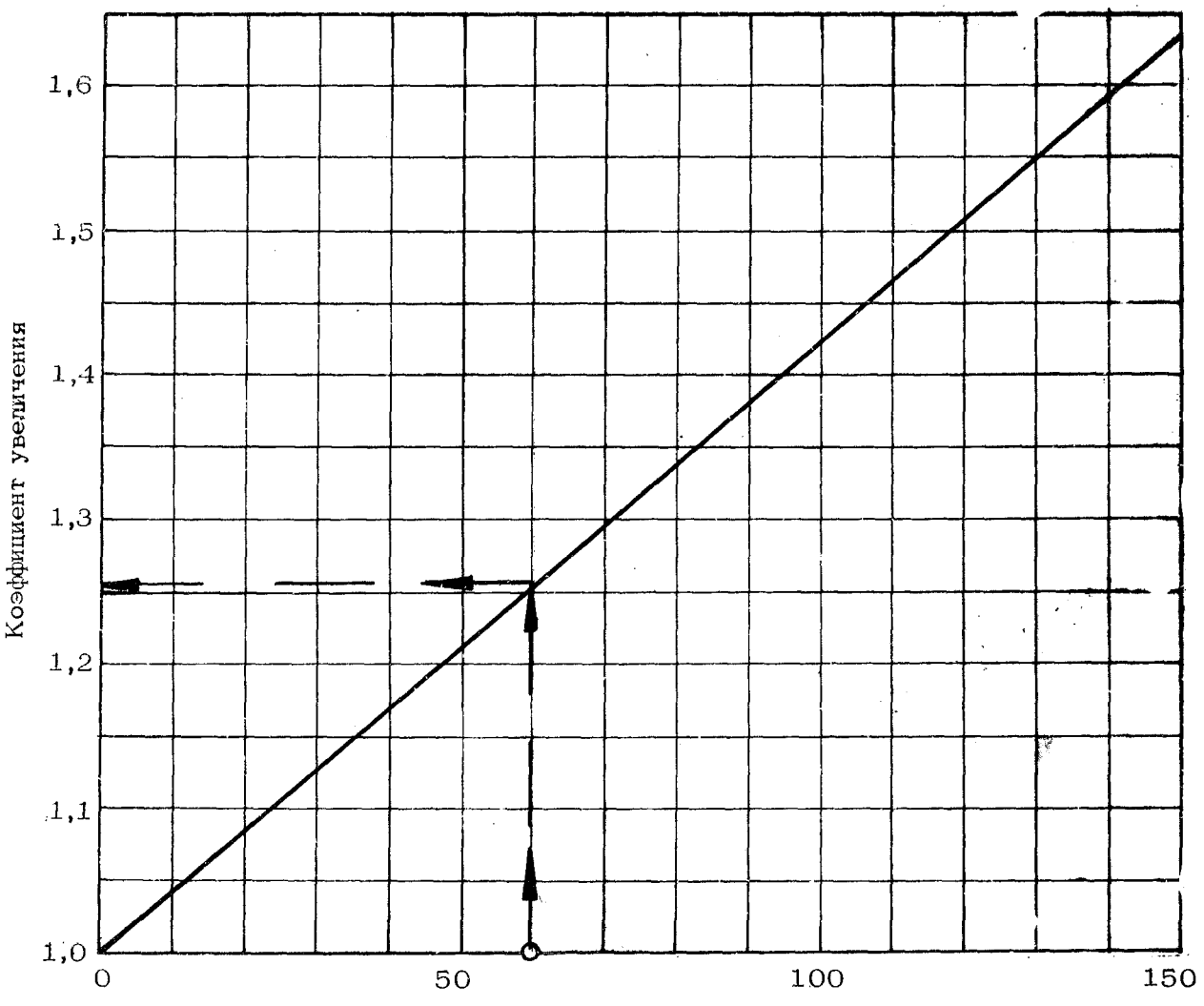
фиг.5.3-21

ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ РАЗБЕГА
ДЛЯ УПЛОТНЕННОГО СНЕГА



фиг.5.3-22

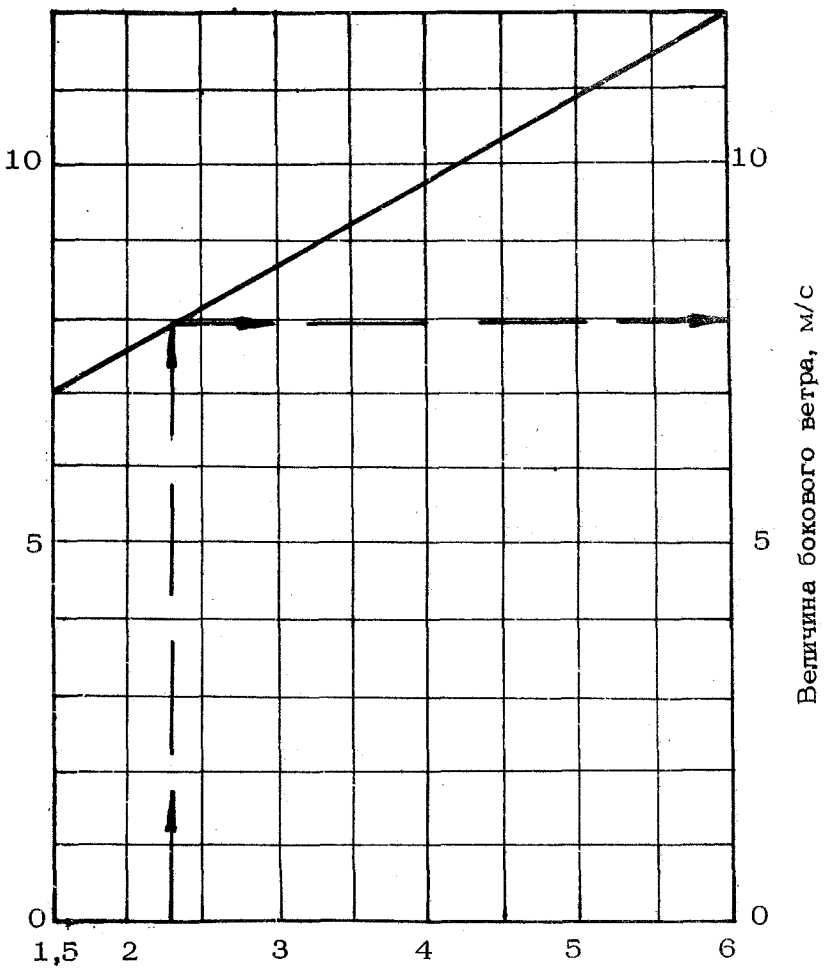
ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ РАЗБЕГА ДЛЯ СУХОГО СВЕЖЕВЫПАВШЕГО СНЕГА



фиг.5.3-23

Изменение № 3

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ВЕЛИЧИНЫ БОКОВОГО ВЕТРА ПРИ ПОЛЕТАХ НА ВПП С УПЛОТНЕННЫМ СНЕГОМ



фиг.5.3-24

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПОДРАЗДЕЛ 5.4.

ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СОДЕРЖАНИЕ

		Стр.
5.4.I.	Общие указания	I
5.4.2.	Условия, принятые при построении номограммы для определения максимального посадочного веса в зависимости от высоты полета и температуры	I
5.4.3.	Условия, принятые при построении номограммы для определения полных градиентов набора высоты в режиме прерванной посадки при всех работающих двигателях	3
5.4.4.	Условия, принятые при построении номограммы для определения полных градиентов набора высоты в режиме прерванной посадки с одним неработающим двигателем	3
5.4.5.	Условия, принятые при построении номограммы для определения потребной посадочной дистанции	3
5.4.6.	Характеристики посадки на грунтовые и заснеженные ВПП	4
5.4.7.	Характеристики посадки на ВПП, покрытую слоем воды или мокрого снега	4

5.4. ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.4.I. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Представленные номограммы позволяют определить:

максимальный посадочный вес, ограниченный градиентом скороподъемности по требованиям к безопасному набору высоты в случае прерванной посадки при одном неработающем двигателе в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха (фиг.5.4-I, 5.4-I.I), а также максимальной путевой скоростью движения по земле из условия прочности пневматиков колес шасси.

полные градиенты набора высоты для посадочной конфигурации самолета в условиях прерванной посадки как при всех работающих двигателях, так и с одним неработающим;

потребные посадочные дистанции.

Потребная посадочная дистанция равна расчетной посадочной дистанции, умноженной на коэффициент длины ВПП:

Для аэродрома назначения	I,67
Для запасного аэродрома	I,43

Под расчетной посадочной дистанцией понимается расстояние по горизонтали, которое проходит самолет от точки пересечения входной кромки ВПП (на высоте I5 м) до момента полной остановки при пробеге.

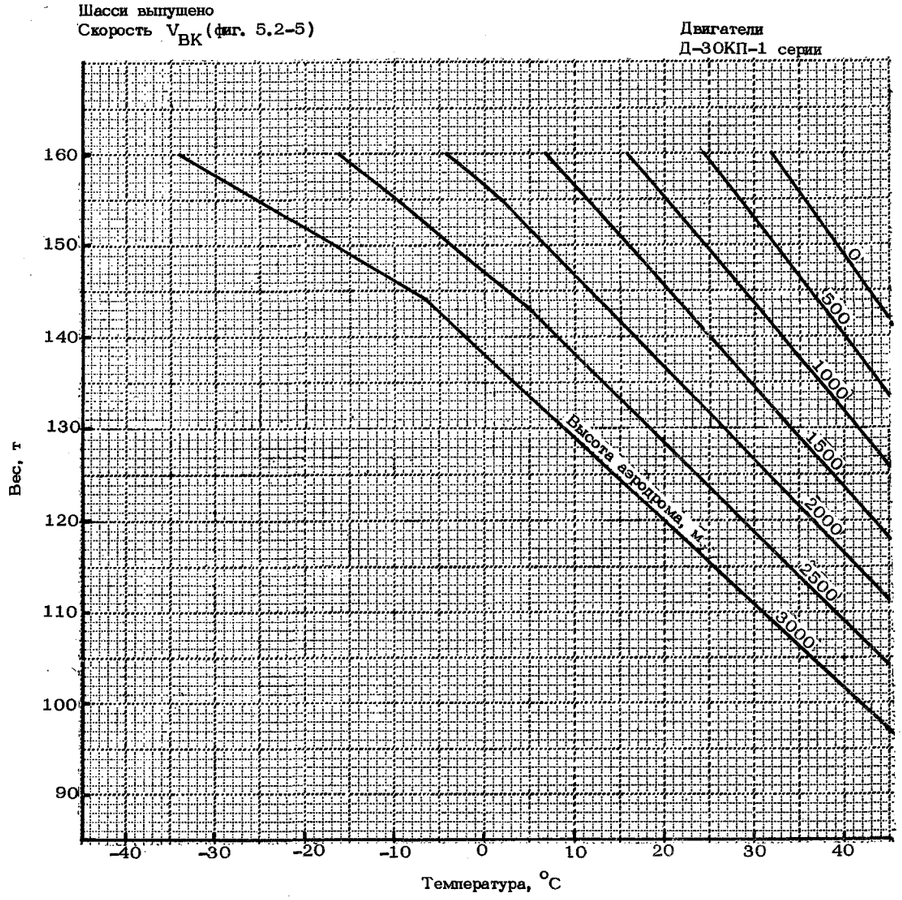
Потребные посадочные дистанции приведены для посадки на сухую бетонированную ВПП.

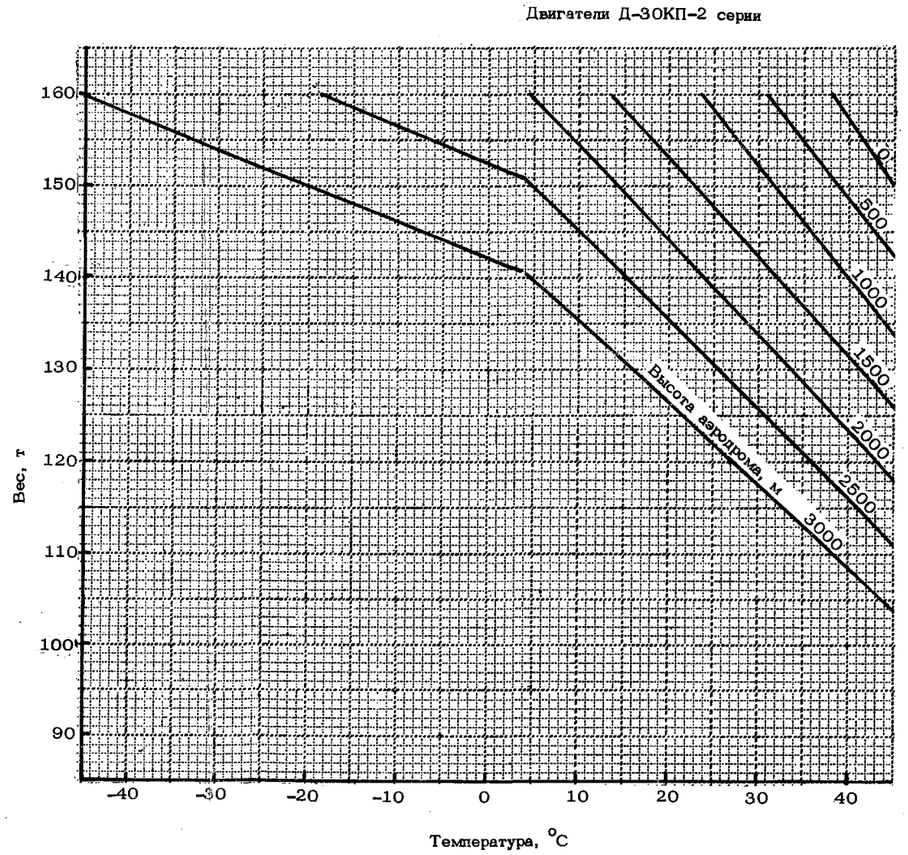
5.4.2. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОГО ПОСАДОЧНОГО ВЕСА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫСОТЫ И ТЕМПЕРАТУРЫ (фиг.5.4-I - 5.4-I.I)

Потребный градиент скороподъемности	2,7%
Режим работы двигателей	Взлетный, работают три двигателя
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	Выпущено
Закрылки и предкрылки	В посадочном положении (см.номограмму)
Спойлеры	Не отклонены
Скорость	Расчетная скорость пересечения входной кромки ВПП (см.фиг.5.2-5)

МАКСИМАЛЬНЫЙ ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ИЗ УСЛОВИЯ БЕЗОПАСНОСТИ
НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Три двигателя на взлетном режиме, один не работает
Закрылки 30°
Предкрылки 25°
Шасси выпущено
Скорость $V_{ВК}$ (фиг. 5.2-5)

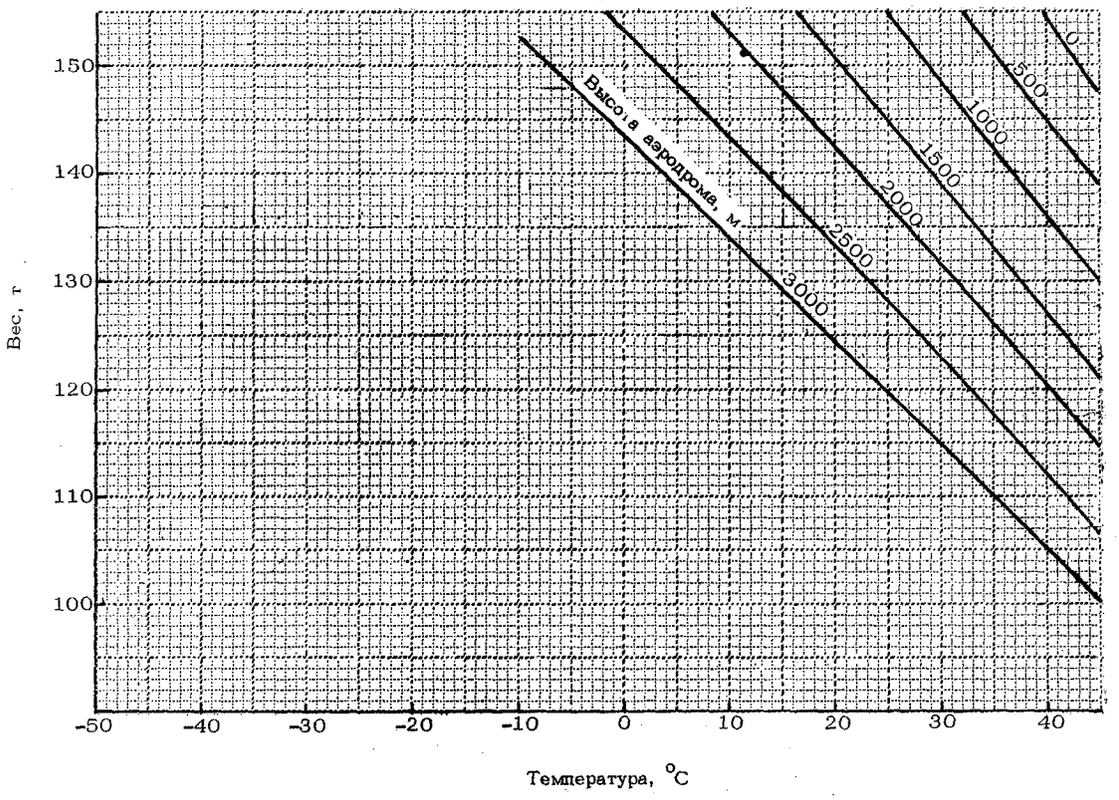




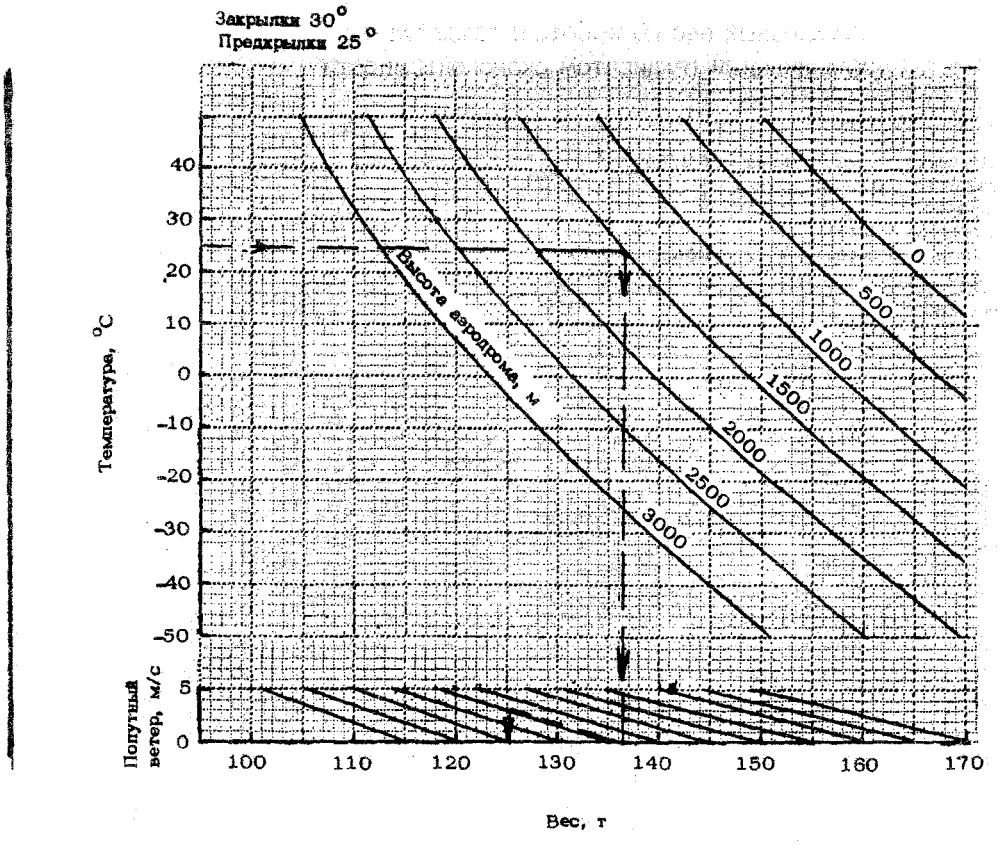
фиг.5.4-1

ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПО ВЫСОТЕ И ТЕМПЕРАТУРЕ, ОГРАНИЧЕННЫЙ ГРАДИЕНТОМ СКОРОПОДЪЕМНОСТИ

Потребный градиент скороподъемности 2,7%
Три двигателя на взлетном режиме
Шасси выпущено
Спойлеры не отклонены
Скорость захода на посадку $V_{ЗП}$ (см.фиг.5.2-5.1)
Закрылки 30°
Предкрылки 25°



фиг.5.4-1.1

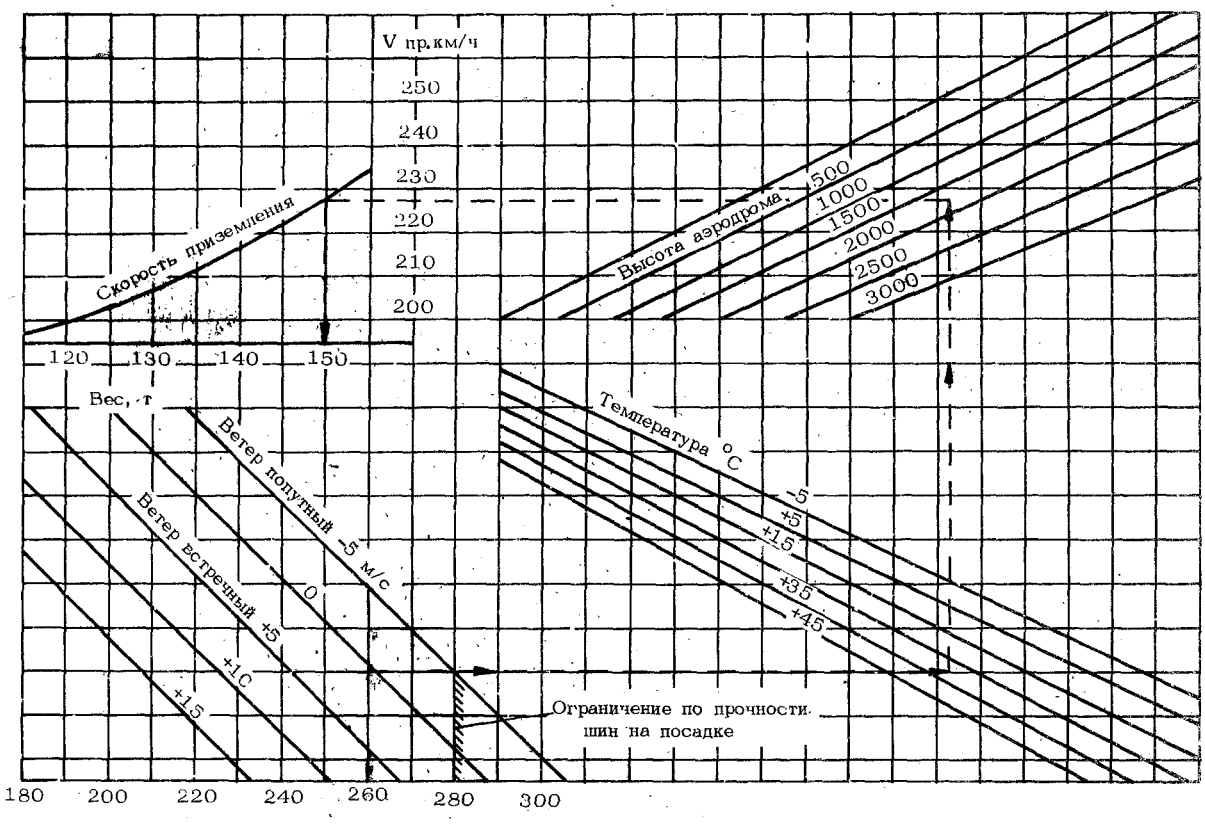


ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС ПО ВЫСОТЕ И ТЕМПЕРАТУРЕ,
ОГРАНИЧЕННЫЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТЬЮ КАСАНИЯ
КОЛЕС ШАССИ 280 КМ/Ч

фиг.5.4-1.2

Закрылки 43°

Предкрылки 25°



ПОСАДОЧНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ОГРАНИЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТИ КАСАНИЯ 280 КМ/Ч

Фиг.5.4- I.3

5.4.3. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛНЫХ ГРАДИЕНТОВ НАБОРА ВЫСОТЫ В РЕЖИМЕ ПРЕРВАННОЙ ПОСАДКИ ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ (фиг.5.4-2)

Режим работы двигателей	Взлетный
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	Выпущено
Закрылки и предкрылки	В посадочном положении (см.номограмму)
Скорость	Расчетная скорость пересечения входной кромки ВПП

5.4.4. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГРАДИЕНТОВ НАБОРА ВЫСОТЫ В РЕЖИМЕ ПРЕРВАННОЙ ПОСАДКИ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ (фиг.5.4-3)

Режим работы двигателей	Три двигателя работают на взлетном режиме
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Шасси	Выпущено
Закрылки, предкрылки	В посадочном положении (см.номограмму)
Скорость	Скорость пересечения входной кромки ВПП с одним неработающим двигателем (см.фиг.5.2-4)

5.4.5. УСЛОВИЯ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ ПОСТРОЕНИИ НОМОГРАММ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОТРЕБНОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ (фиг.5.4-4, 5.4-5, 5.4-7, 5.4-8)

Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Отбор воздуха для противообледенительной системы	Выключен
Закрылки, предкрылки	В посадочном положении (см.номограмму)
Шасси	Выпущено

Спойлеры	Убраны до момента касания ВПП, полностью отклонены на пробеге
Техника пилотирования	Обеспечивается планирование по глиссаде

5.4.6А ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКИ НА ГРУНТОВЫЕ ВПП

Потребная посадочная дистанция на грунтовые ВПП определяется путем введения поправки на прочность грунта и состояние ВПП (см. фиг. 5.4-6) в потребную посадочную дистанцию на сухой бетонной ВПП, определяемую по номограммам :

при посадке на грунтовые ВПП - фиг. 5.4-5 (без реверса тяги двигателей).

Определенную по номограмме потребную посадочную дистанцию необходимо уменьшить на 2%.

5.4.6Б ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОСАДКИ НА ГРУНТОВЫЕ ЗАСНЕЖЕННЫЕ ВПП

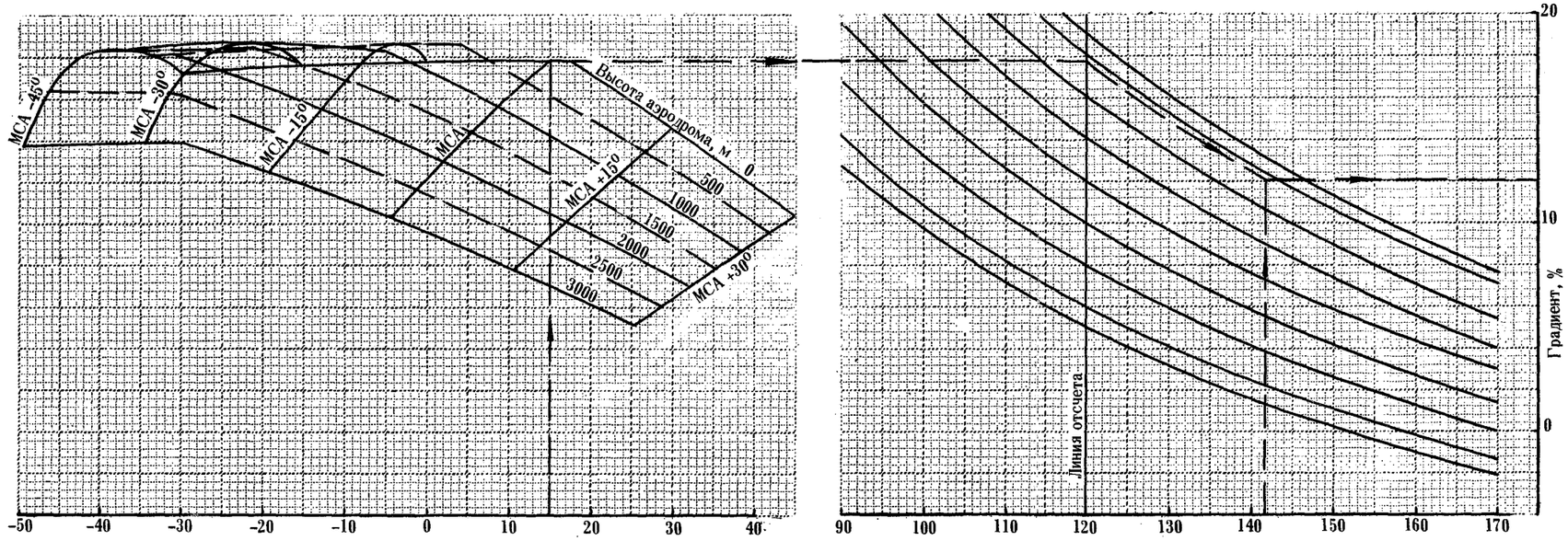
При посадке на грунтовую заснеженную ВПП определяется глубина колеи от колес шасси самолета по номограмме фиг.5.3-20 в зависимости от прочности и толщины уплотненного снега и веса самолета.

Потребная посадочная дистанция определяется путем введения поправки к величине потребной посадочной дистанции на сухой бетонной ВПП, определяемой по фиг.5.4-4, в зависимости от глубины колеи уплотненного снега (фиг.5.4-10).

При наличии, поверх уплотненного снега, слоя сухого свежевыпавшего снега толщиной 5-30 мм при глубине колеи до 3 см необходимо потребную посадочную дистанцию, полученную по номограмме фиг.5.4-10, увеличить на 5%. При толщине свежевыпавшего снега 30 мм корректировать посадочную дистанцию не требуется.

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПРЕРВАННОЙ ПОСАДКЕ

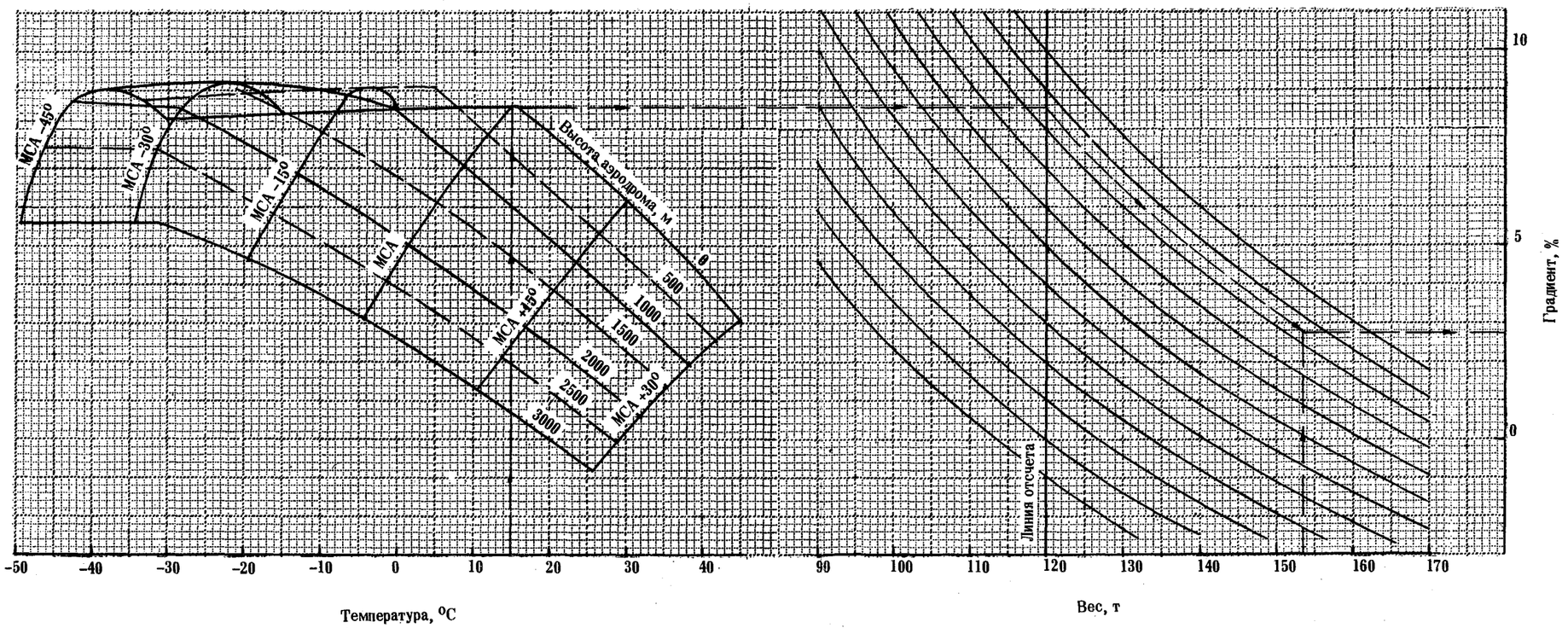
Все двигатели работают
Режим – взлетный
Закрылки 43°
Предкрылки 25°
Шасси выпущено



фиг. 5.4–2

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ПРЕРВАННОЙ ПОСАДКЕ

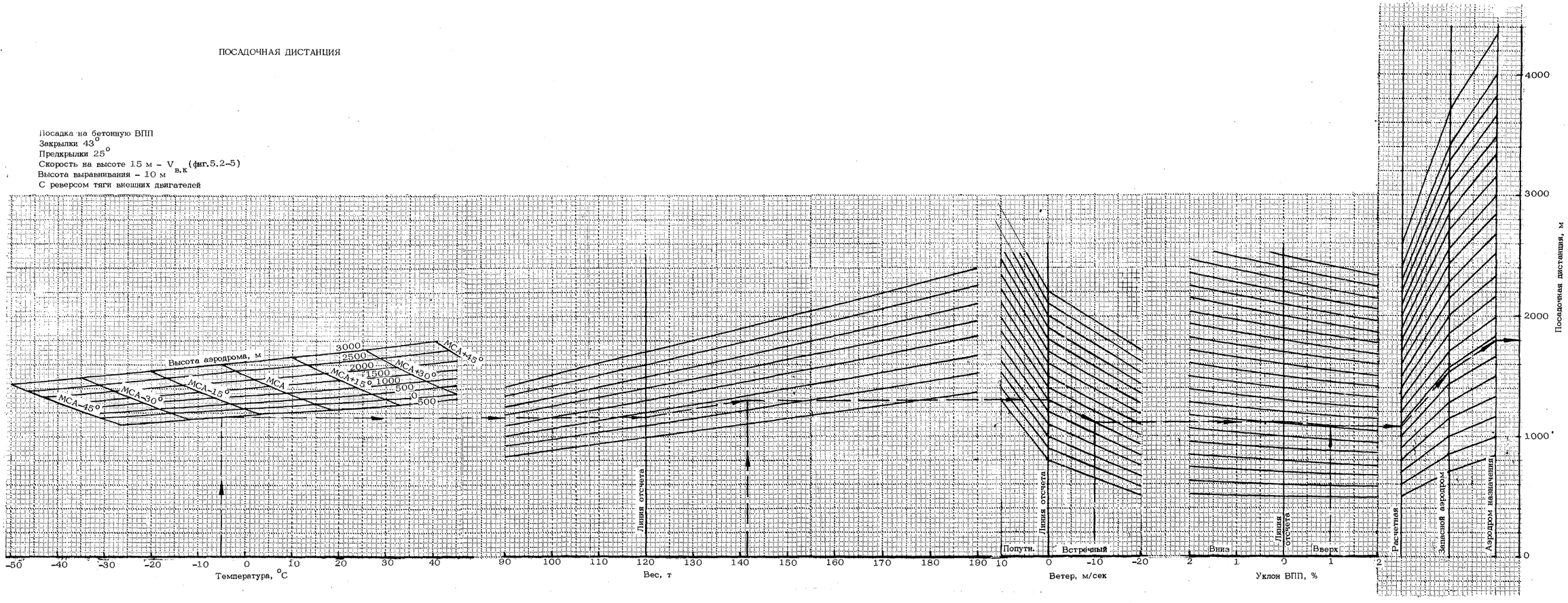
Один двигатель не работает
Режим – взлетный
Закрылки – 43°
Предкрылки – 25°
Шасси выпущено



фиг.5.4-3

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

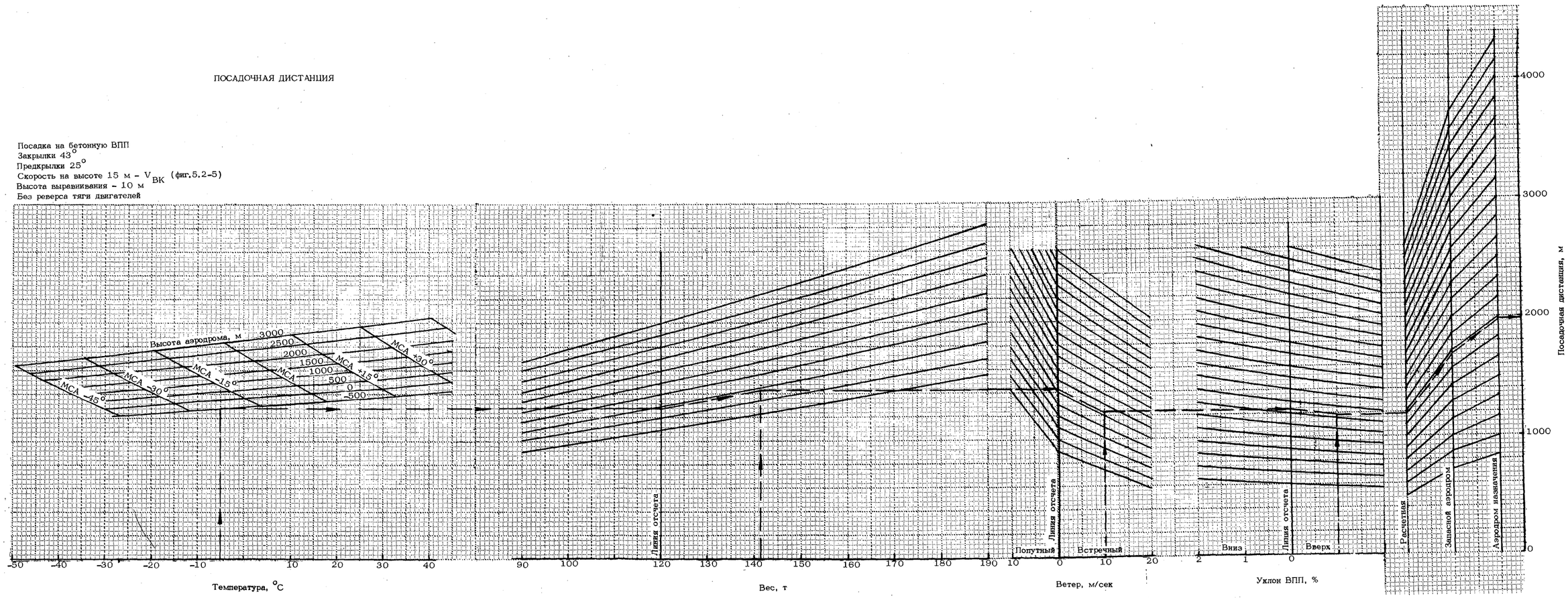
Посадка на бетонную ВПП
Закрылки 43°
Предкрылки 25°
Скорость на высоте 15 м - $V_{в.к}$ (фиг.5.2-5)
Высота выравнивания - 10 м
С реверсом тяги внешних двигателей



фиг.5.4-4

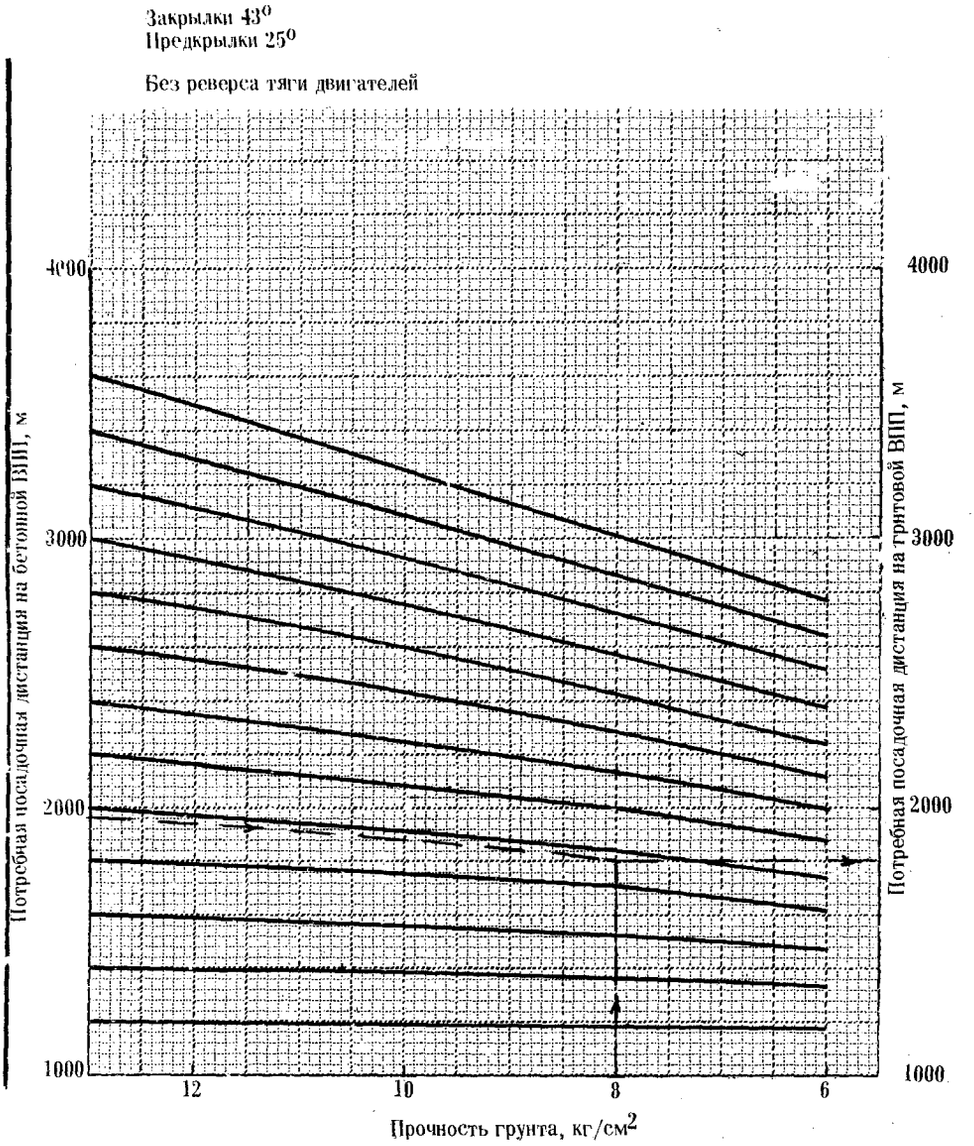
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Посадка на бетонную ВПП
Закрылки 43°
Предкрылки 25°
Скорость на высоте 15 м - $V_{ВК}$ (фиг.5.2-5)
Высота выравнивания - 10 м
Без реверса тяги двигателей



фиг.5.4-5

ПОПРАВКА НА ПРОЧНОСТЬ ГРУНТА К ПОТРЕБНОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ НА БЕТОН



фиг.5.4–6

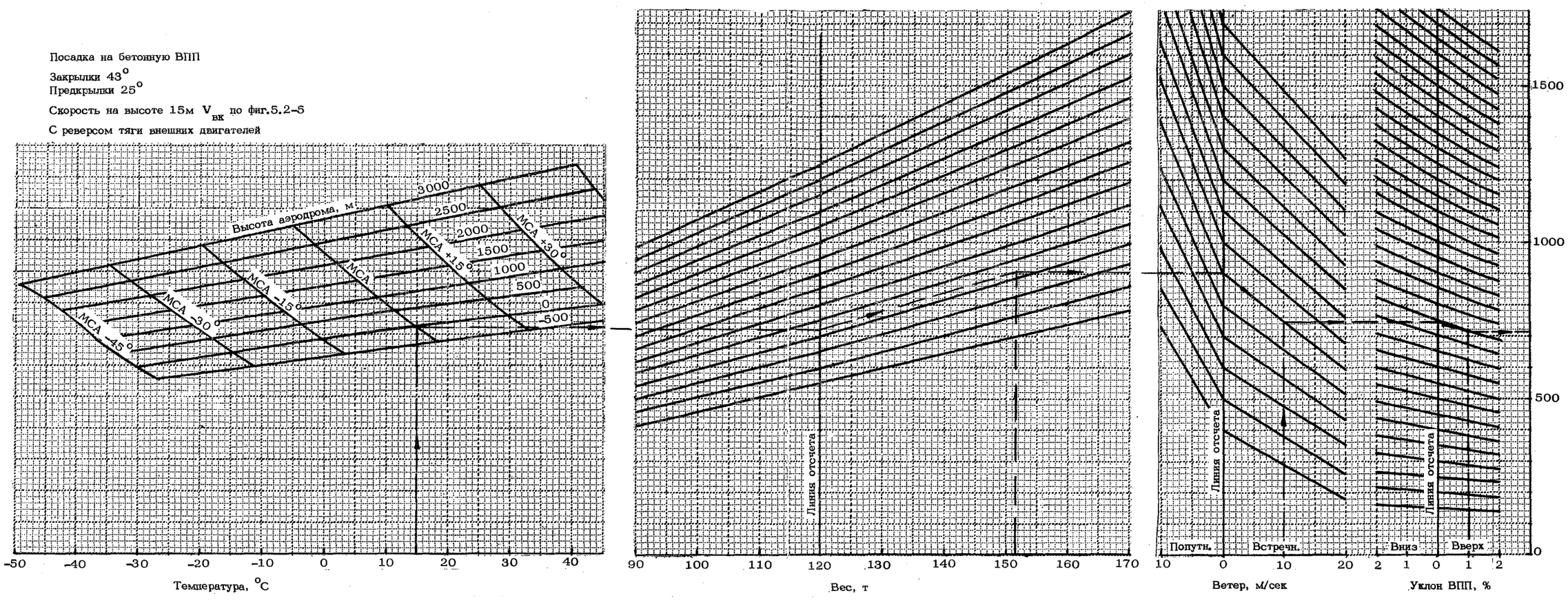
ДЛИНА ПРОБЕГА

Посадка на бетонную ВПП

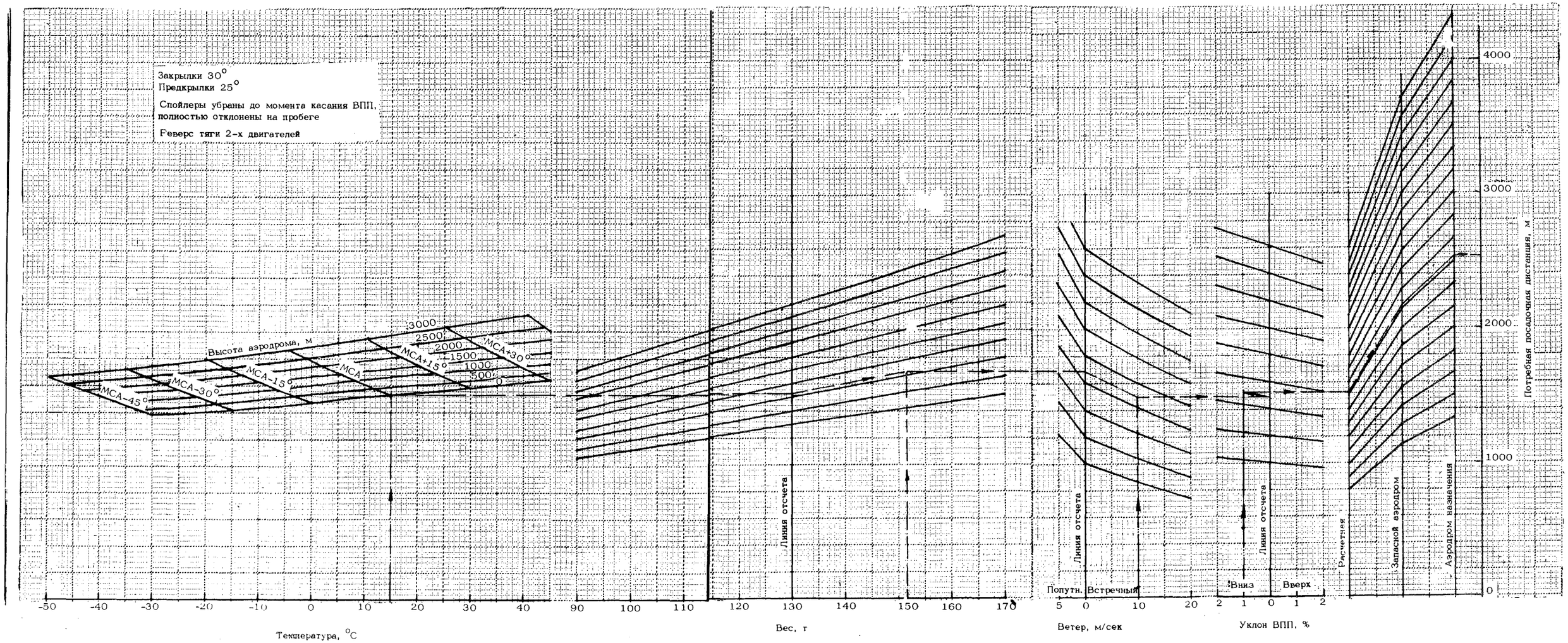
Закрылки 43°
Предкрылки 25°

Скорость на высоте 15м $V_{вк}$ по фиг.5.2-5

С реверсом тяги внешних двигателей



фиг.5.4-7

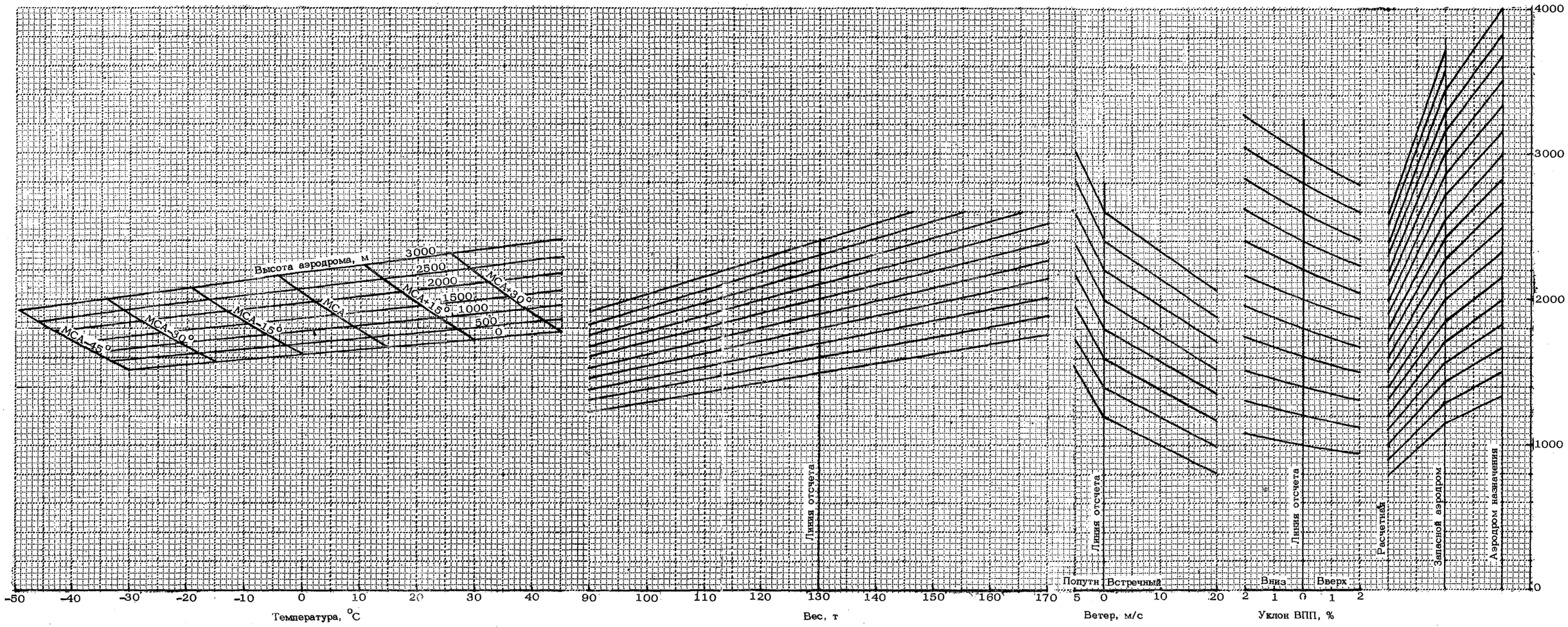


ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ
фиг.5.4-7.1

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

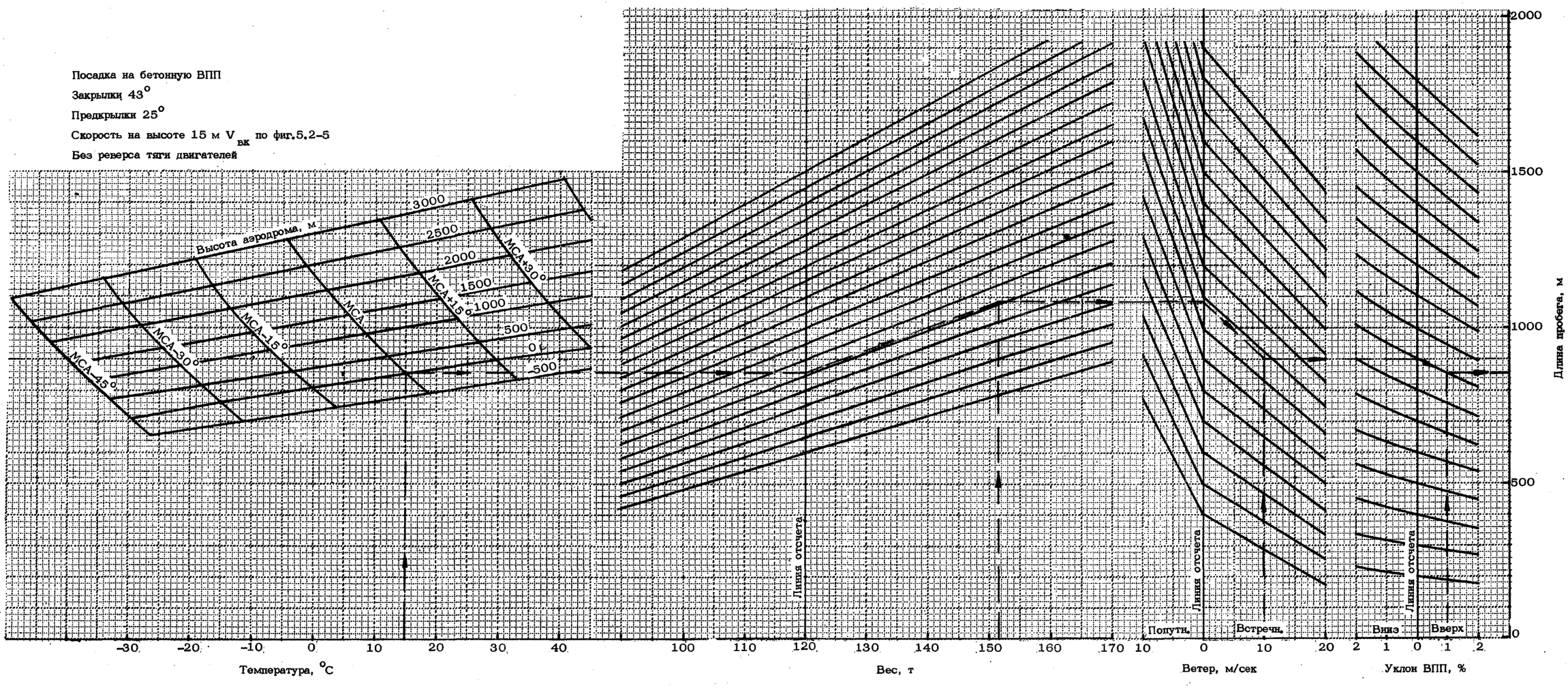
Закрылки 30°
Предкрылки 25°
Спойлеры убраны до момента касания ВПП, полностью отклонены на пробеге
Без реверса тяги двигателей



фиг.5.4-8

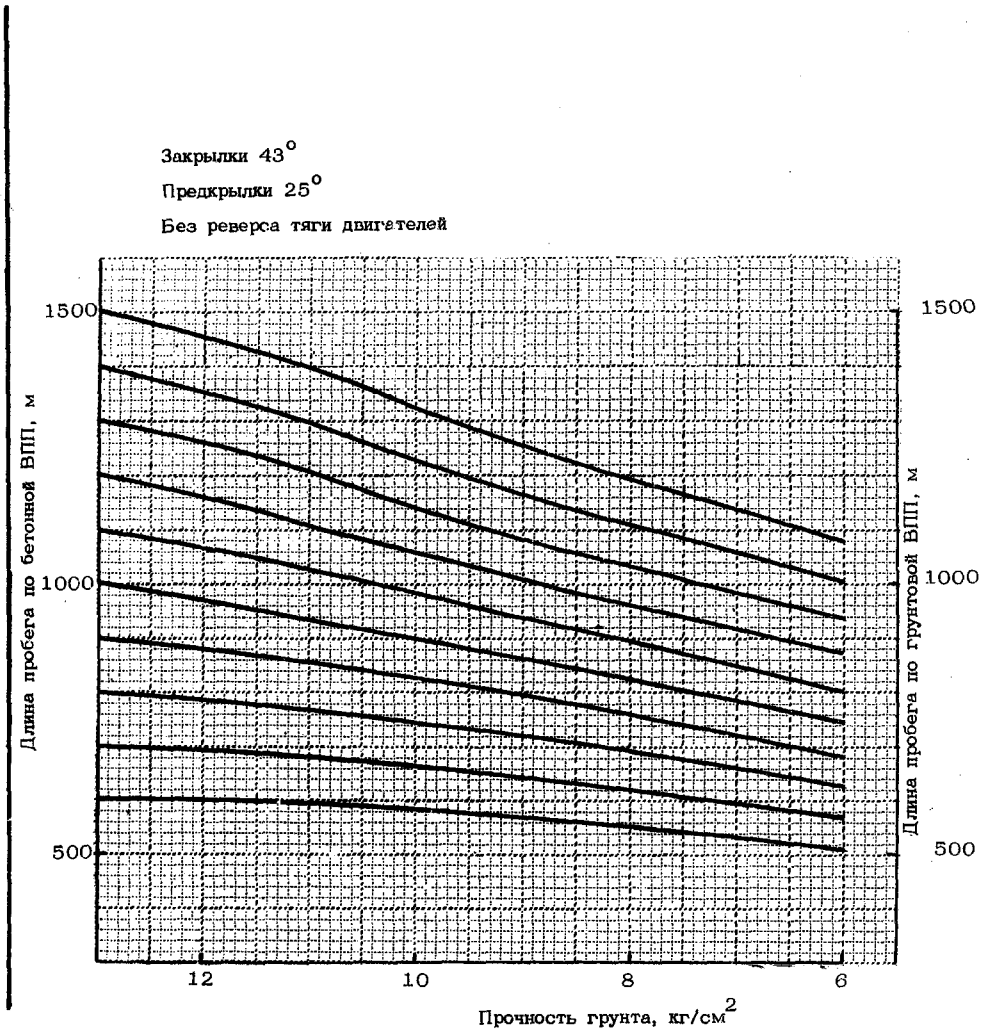
ДЛИНА ПРОБЕГА

Посадка на бетонную ВПП
Закрылки 43°
Предкрылки 25°
Скорость на высоте 15 м $V_{вк}$ по фиг.5.2-5
Без реверса тяги двигателей



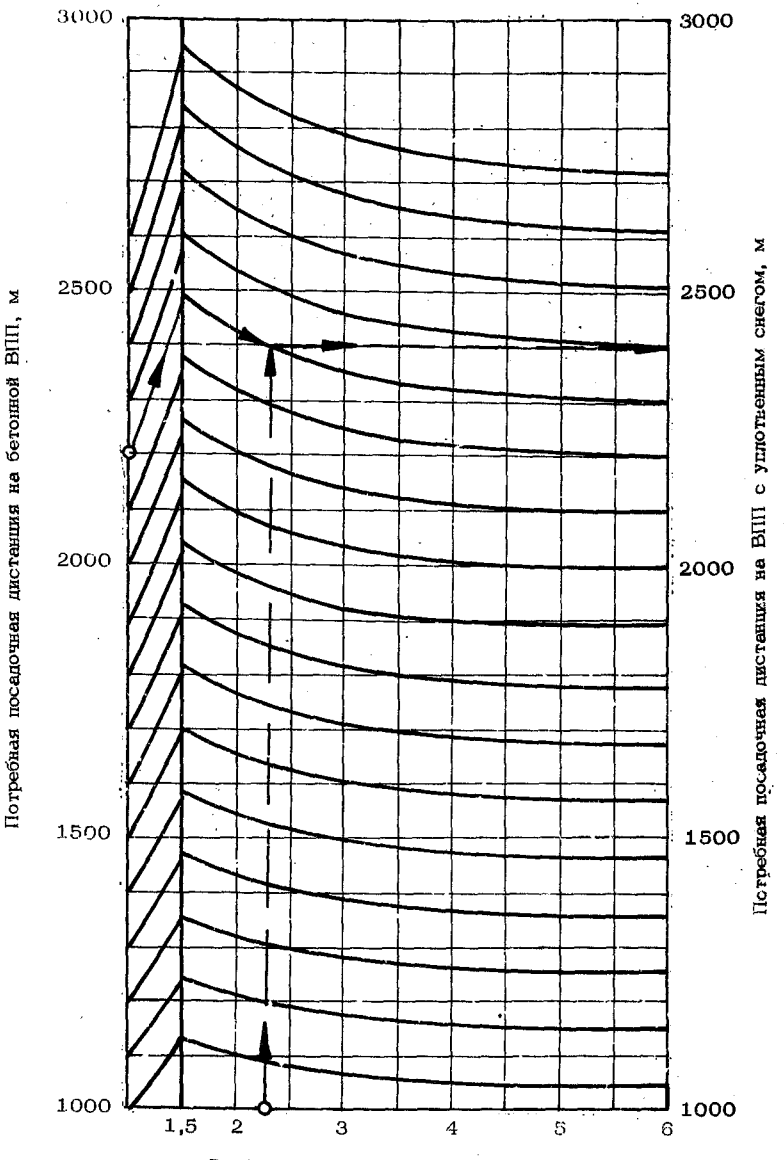
фиг.5.4-8.1

ПОПРАВКА К ДЛИНЕ ПРОБЕГА ПРИ ПОСАДКЕ НА ГРУНТ



фиг.5.4-9

ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ ДЛЯ УПЛОТНЕННОГО СНЕГА



фиг. 5.4-10

Ил-76 ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 5

ПОДРАЗДЕЛ 5.5

КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

СОДЕРЖАНИЕ

		Стр.
5.5.I.	Общие указания	I
5.5.2.	Максимальная высота полета	I
5.5.3.	Крейсерские характеристики при всех работающих двигателях	
А.	Характеристики набора высоты	I
Б.	Характеристики снижения	I
В.	Расход топлива при крейсировании	3
Г.	Коммерческая нагрузка, расходуемое топливо и взлетный вес	3
Д.	Расход топлива в режиме ожидания	4
Е.	Определение аэронавигационного запаса топлива (АНЗ)	4
Ж.	Влияние включения ПОС на крейсерские характеристики	4
5.5.4.	Крейсерские характеристики при одном неработающем двигателе	
А.	Характерики набора высоты	89
Б.	Расход топлива при крейсировании	89
5.5.5.	Крейсерские характеристики при двух неработающих двигателях	
А.	Расход топлива при крейсировании	I20
Б.	Характеристики набора высоты и снижения	I20

5.5. КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.5.1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Номограммы, содержащиеся в данном разделе, позволяют экипажу составить план полета (см.5.6), определить коммерческую нагрузку и по количеству оставшегося на самолете топлива рассчитать возможность продолжения полета по намеченному плану.

5.5.2. МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА (фиг.5.5-I)

Номограмма дает возможность определить высоту полета в условиях МСА, МСА+I0°С и МСА+20°С как при всех работающих, так и при одном или двух неработающих двигателях.

5.5.3. КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ВСЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ

А. Характеристики набора высоты

Номограммы, приведенные на фиг.5.5-2 – 5.5-4.4 позволяют определить дистанцию, расход топлива и время при наборе высоты в зависимости от взлетного веса самолета и температуры окружающего воздуха.

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей	Номинальный
Отбор воздуха для наддува кабины	Включен
Шасси	Убрано
Закрылки и предкрылки	Убраны
Техника пилотирования	См.разд.4

Б. Характеристики снижения

Дистанция, расход топлива и время при снижении в зависимости от полетного веса самолета показаны на фиг.5.5-7 и 5.5-8.

Условия, принятые при построении номограммы:

Режим работы двигателей	Малый газ
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Шасси	Убрано
Техника пилотирования	См.разд.4
Спойлеры	Убраны

В. Расход топлива при крейсировании

Для режимов установившегося крейсерского полета на фиг.5.5-9 - 5.5-28 приведены сетки удельных дальностей (км/кг топлива) по числу М для различных полетных весов и высот полета.

Сетки удельных дальностей позволяют, если известен фактический остаток топлива и средний полетный вес, контролировать выполнение полета и оценивать возможность продолжения его к аэродрому назначения. Скорость полета выбирайте в соответствии с указаниями пп.(4), (6) подраздел 4.2.6. Пример пользования номограммами указан на фиг.5.5-23. Значения удельных дальностей и часового расхода топлива для удобства расчетов сведены в табл.I-6. Количество топлива для наземного маневрирования принимается из расчета 55 кг/мин, расход топлива для захода на посадку и посадку принимается равным I200 кг.

Г. Коммерческая нагрузка, расходуемое топливо и взлетный вес

Номограммы фиг.5.5-28 - 5.5-32 дают возможность определить количество топлива, расходуемого в зависимости от маршрута полета (с учетом ветра), и коммерческой нагрузки, а также рассчитать необходимое количество топлива для заправки.

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей	Все двигатели работают в пределах режимов, оговоренных в данном Руководстве
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Высота крейсирования	Указана на номограммах
Скорость крейсирования	Указана на номограммах

В рейсовое топливо включено:

топливо на взлет и разгон в зависимости от взлетного веса самолета:

Взлетный вес самолета, т	I30 и менее	I40	I50	I60	I70
Расход топлива, кг	600	700	700	800	900

топливо на набор высоты, горизонтальный полет, снижение;

топливо для захода на посадку и послепосадочный маневр (от выпуска шасси до остановки у аэровокзала) - I200 кг.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если фактический вес снаряженного самолета отличается от указанного на номограммах (85000 кг) в величину коммерческой нагрузки следует внести соответствующую поправку на разность снаряженных весов.

Д. Расход топлива в режиме ожидания

Расход топлива в режиме ожидания на скоростях по нормам ИКАО (Документ 8I68-ОР /6II, том I, издание первое) при полете в спокойной атмосфере определяется по таблице 8, а при полете в условиях турбулентности - - по таблице 9.

Е. Определение аэронавигационного запаса топлива (АНЗ)

Номограмма фиг.5.5- 36 позволяет определить вес аэронавигационного запаса топлива в условиях МСА в зависимости от дальности и высоты полета до запасного аэродрома, если известен посадочный вес самолета на аэродроме назначения или вес самолета без топлива.

Вес АНЗ, приведенный на номограмме , рассчитан в соответствии с требованиями НЛГС-2.

АНЗ позволяет в условиях МСА выполнить следующие этапы полета :

уход на второй круг;

набор высоты;

крейсерский полет со скоростью, соответствующей минимальному километровому расходу топлива;

снижение до высоты 400 м;

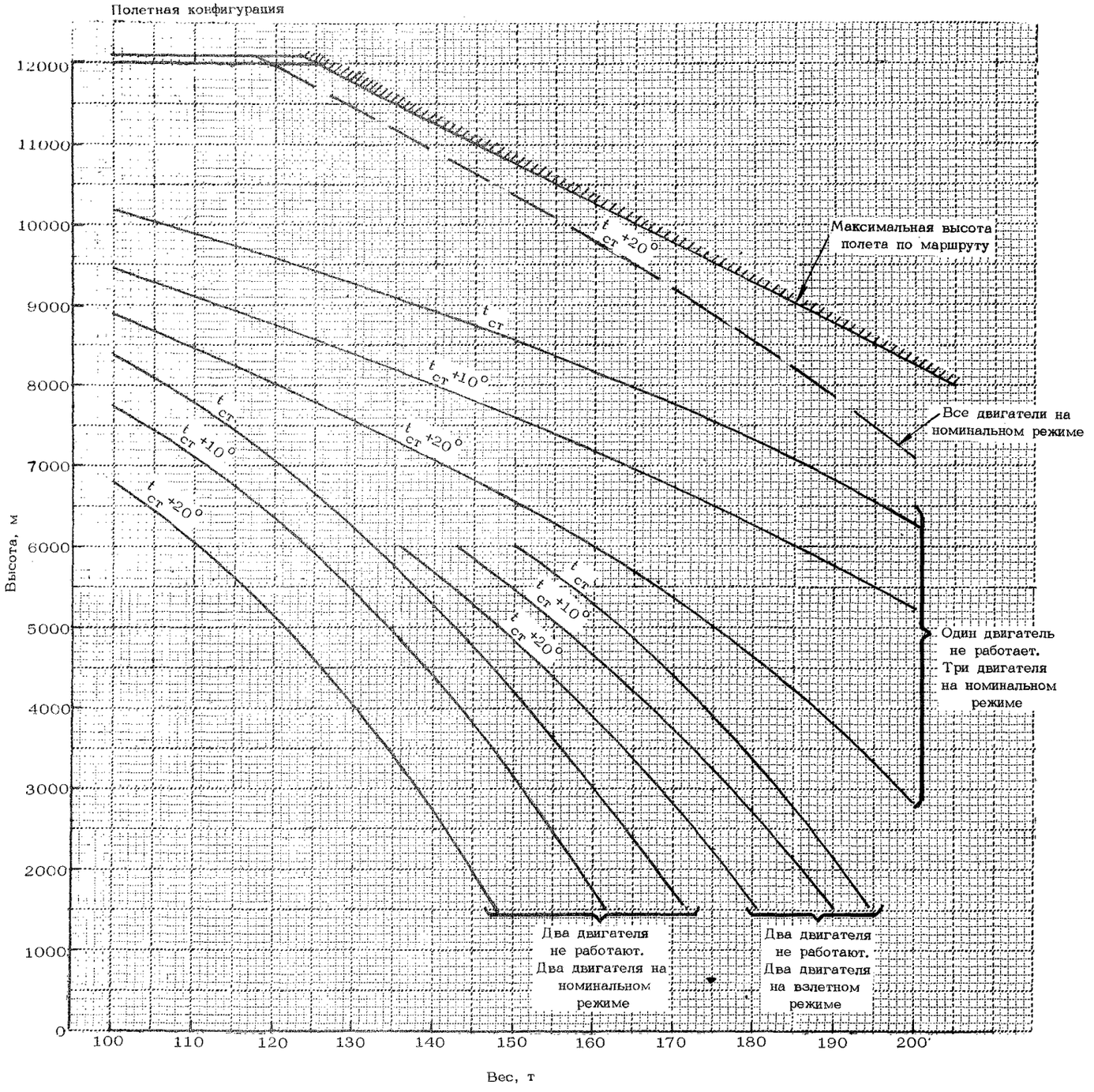
полет в режиме ожидания на высоте 400 м в течение 30 мин при скорости $V_{мк}$;

заход на посадку.

Ж. Влияние включения ПОС на крейсерские характеристики

Для определения удельных дальностей при отборе воздуха от двигателей на нужды СКВ и включенных противообледенительных систем предкрылков, силовой установки и хвостового оперения, удельные дальности, приведенные в Руководстве следует умножить на коэффициент 0,93.

МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА ПО МАРШРУТУ И ПРАКТИЧЕСКИЕ ПОТОЛКИ САМОЛЕТА В ПОЛЕТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

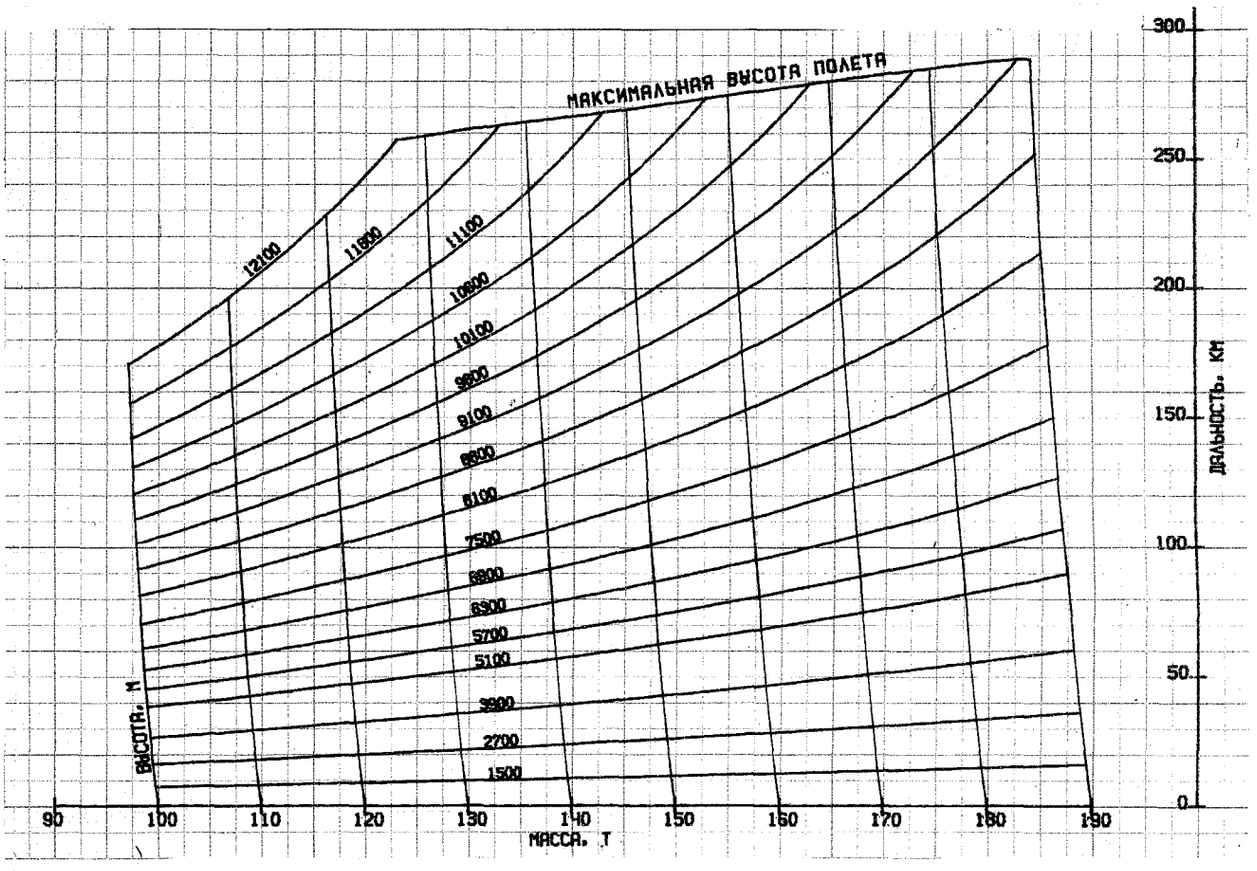


фиг.5.5-1

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА-20



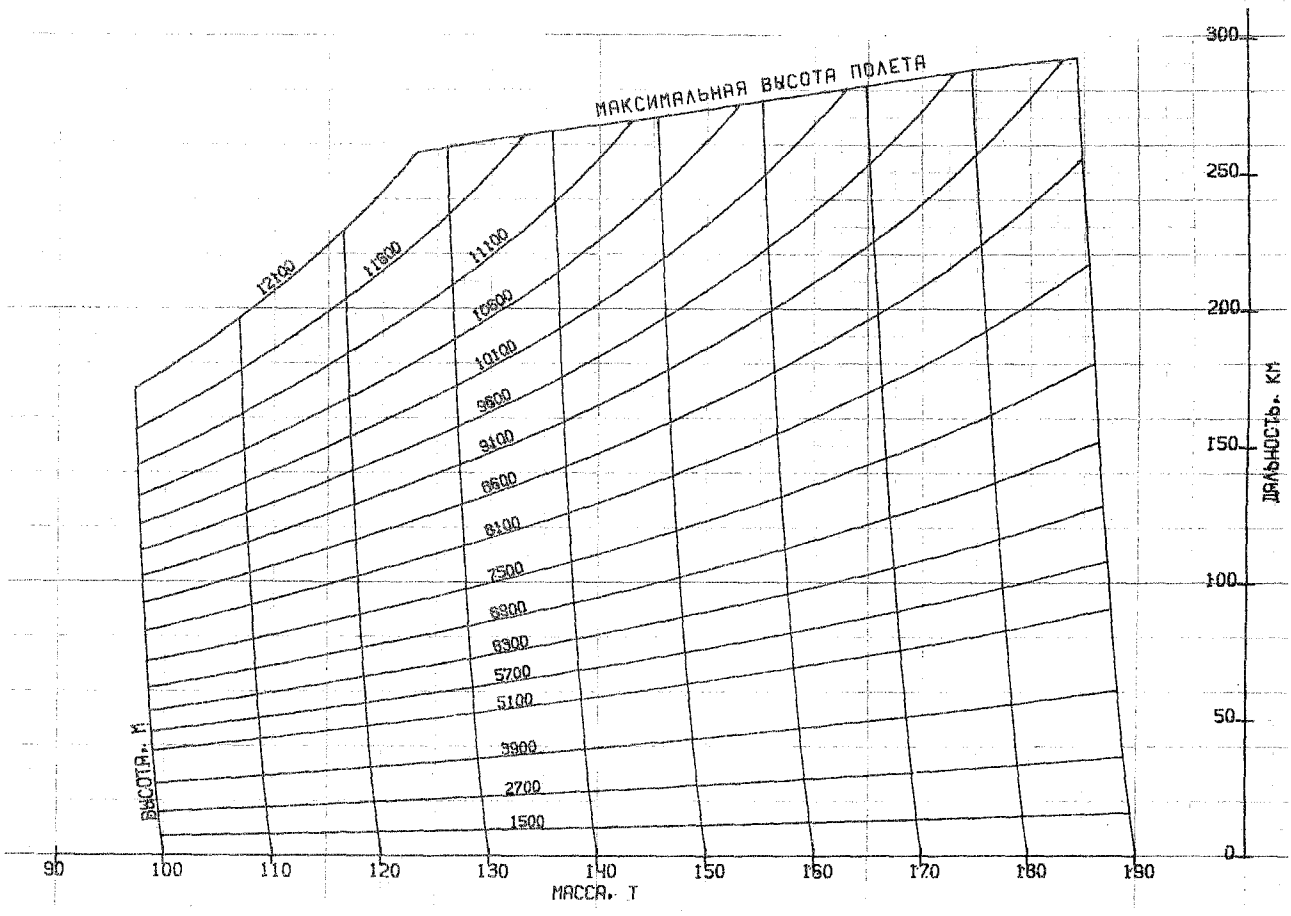
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-2

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ – НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА-10°



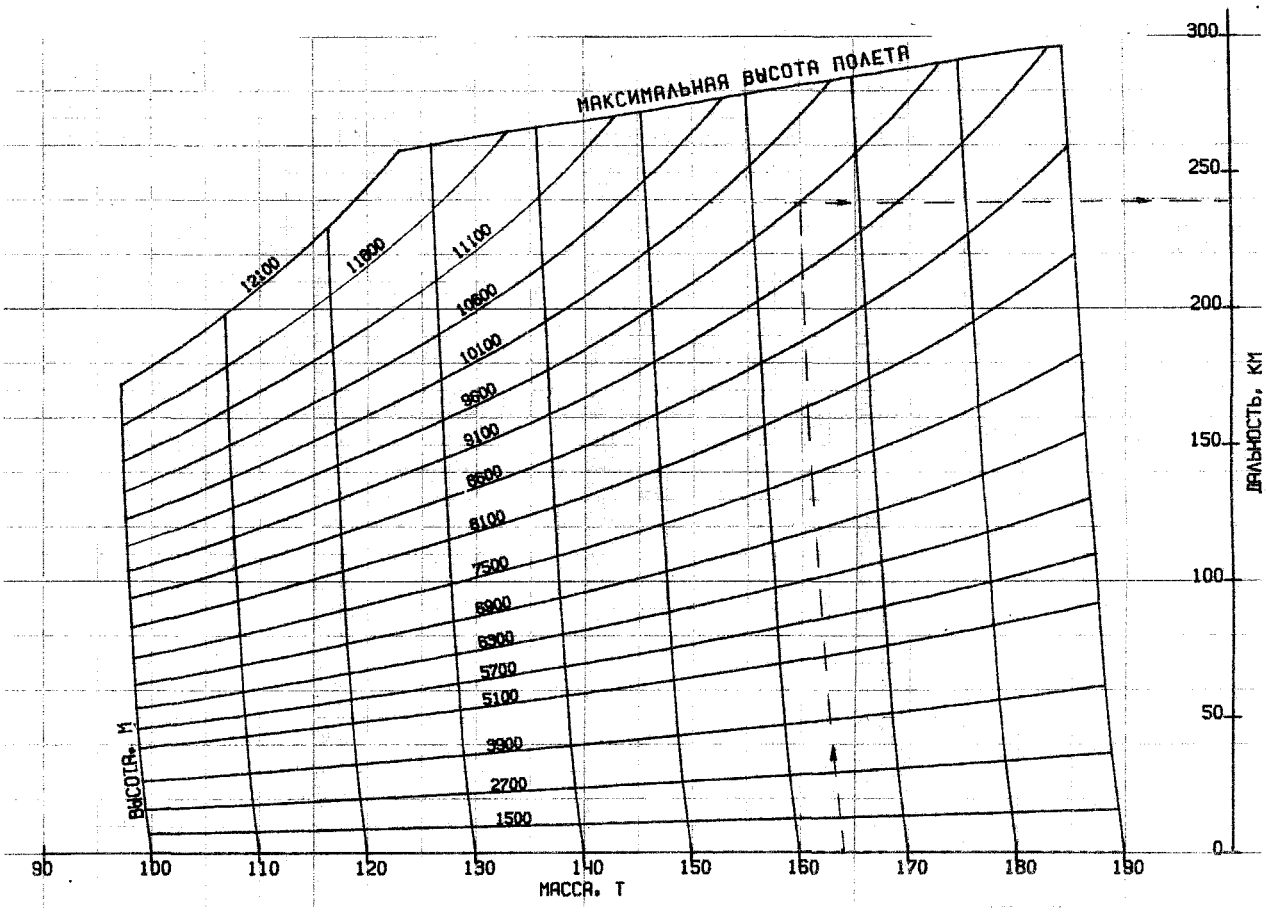
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-2.1

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА



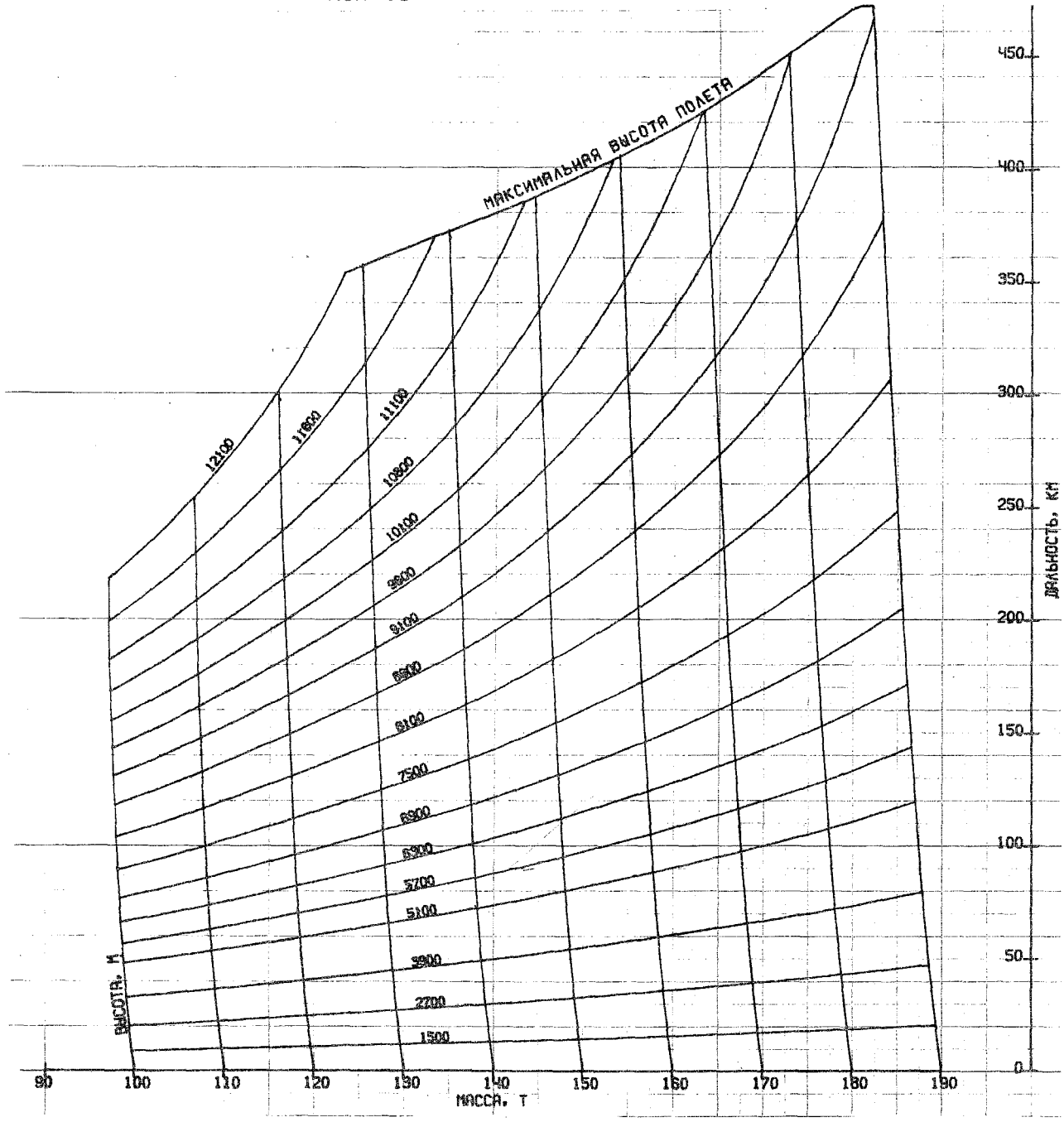
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-2.2

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 6700	ВЫШЕ 6700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+10°



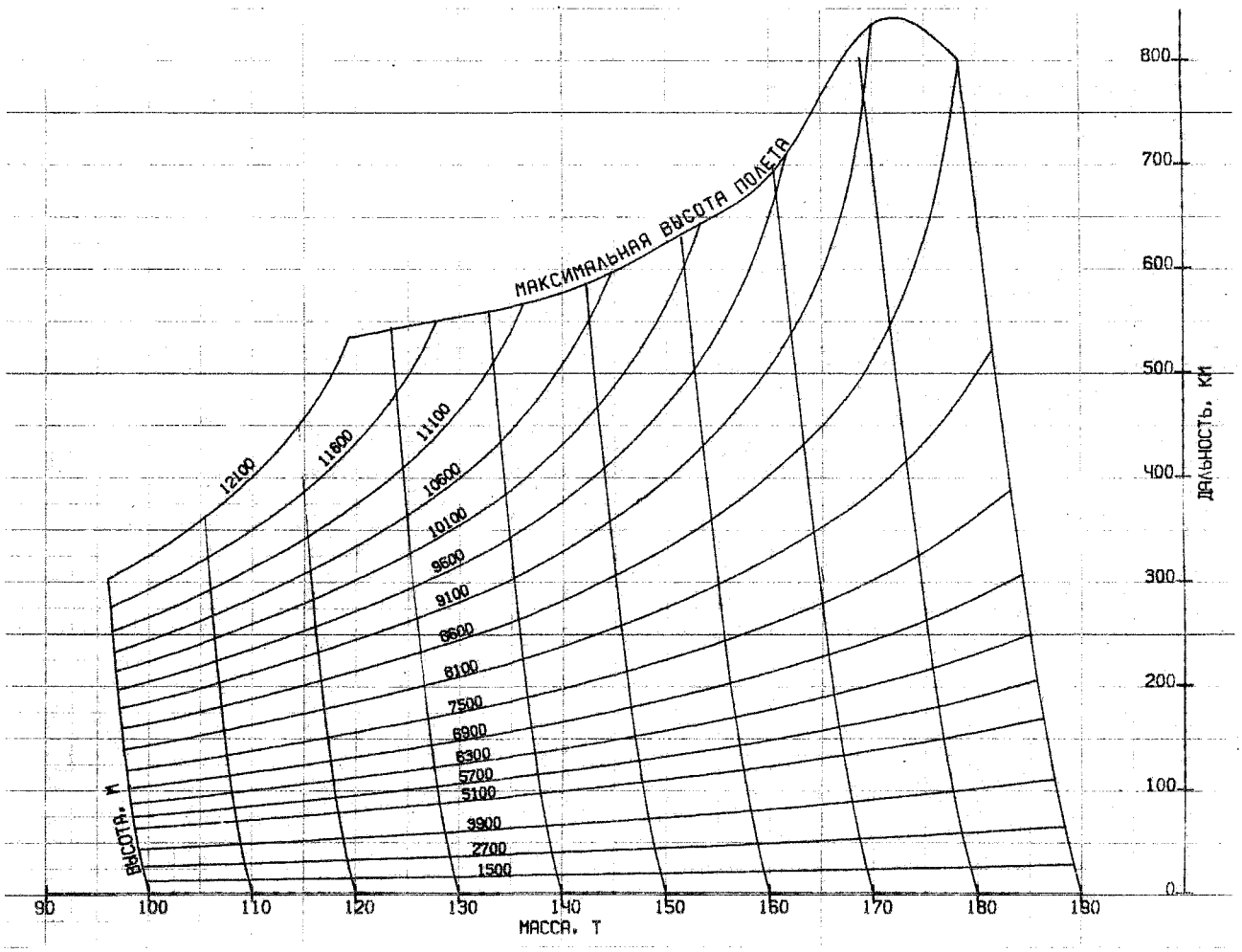
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-2.3

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 6700	ВЫШЕ 6700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+20°



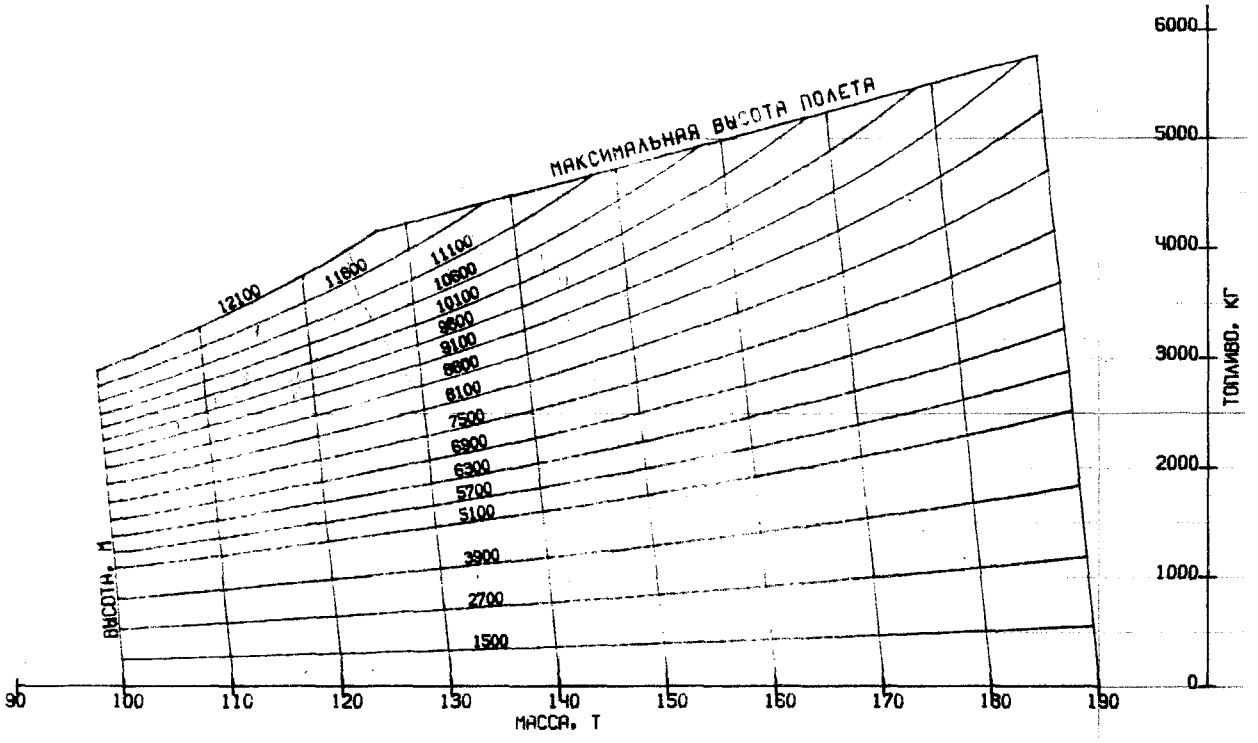
ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-2.4

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА-20°



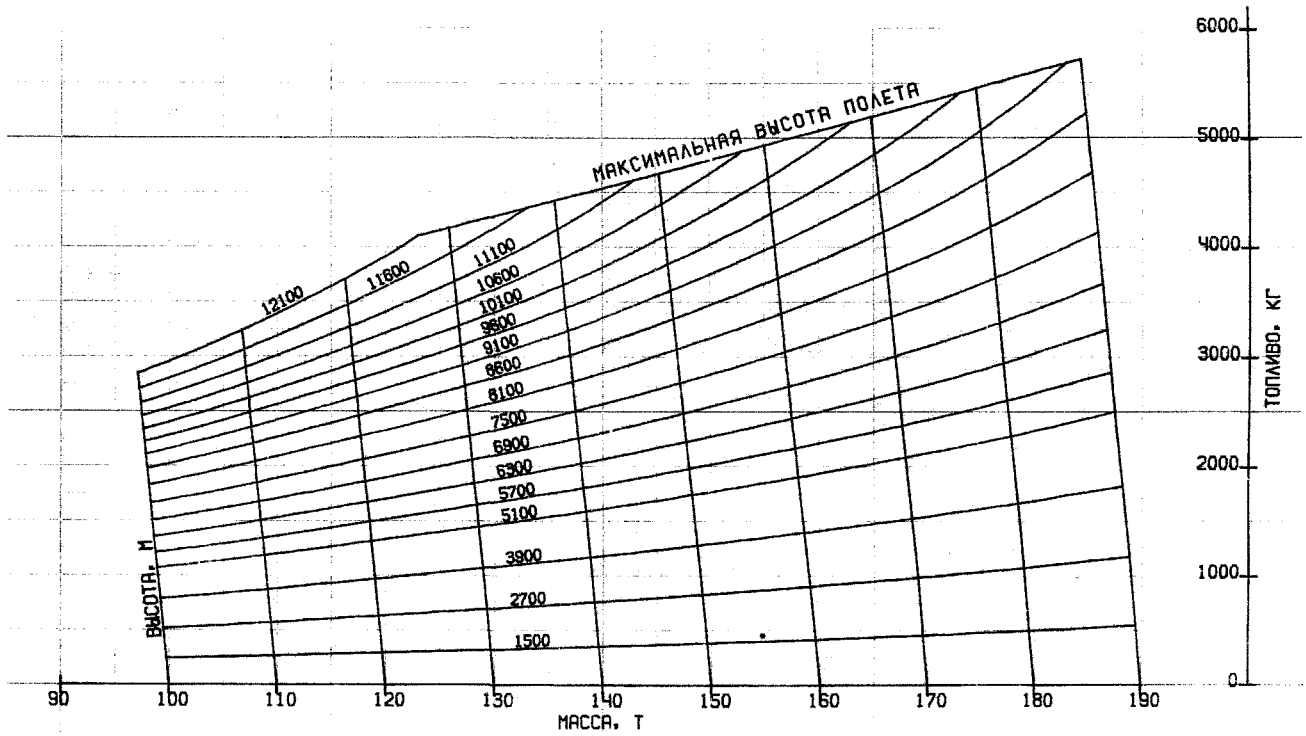
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-3

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА-10°



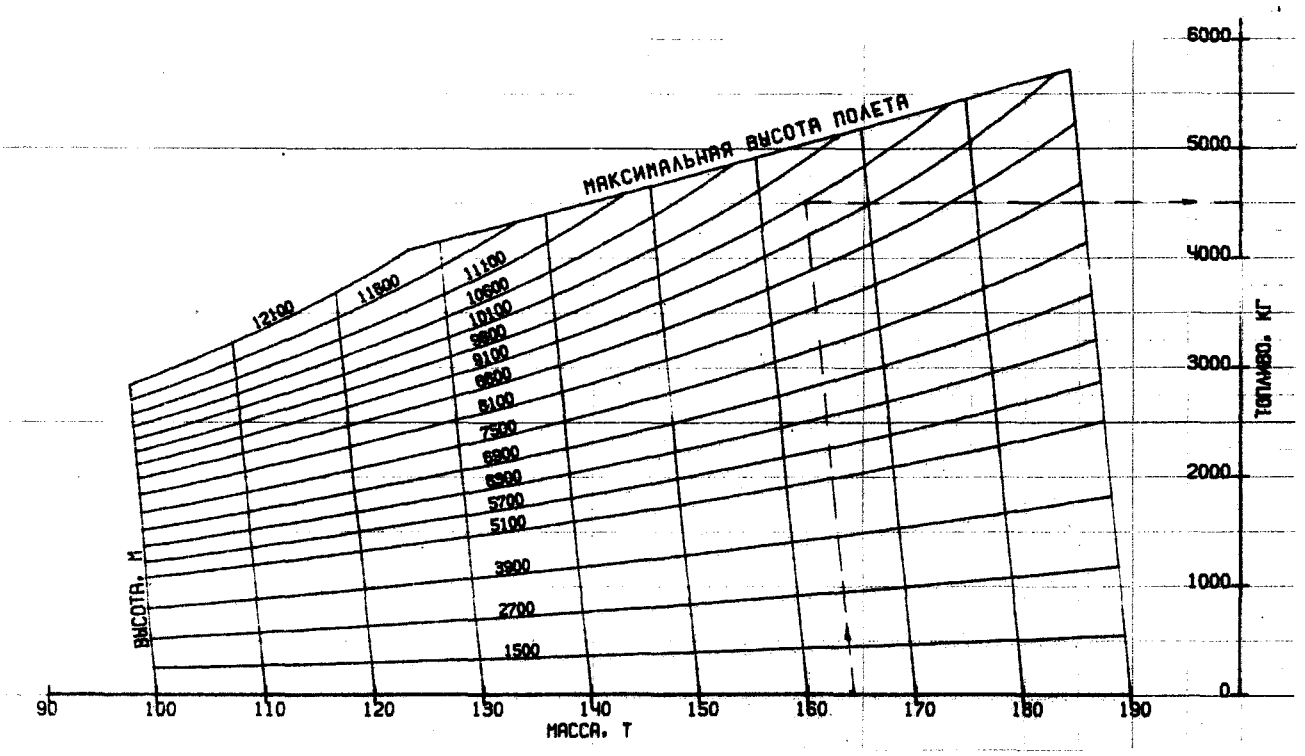
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-3.1

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М.	ДО 6700	ВЫШЕ 6700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА



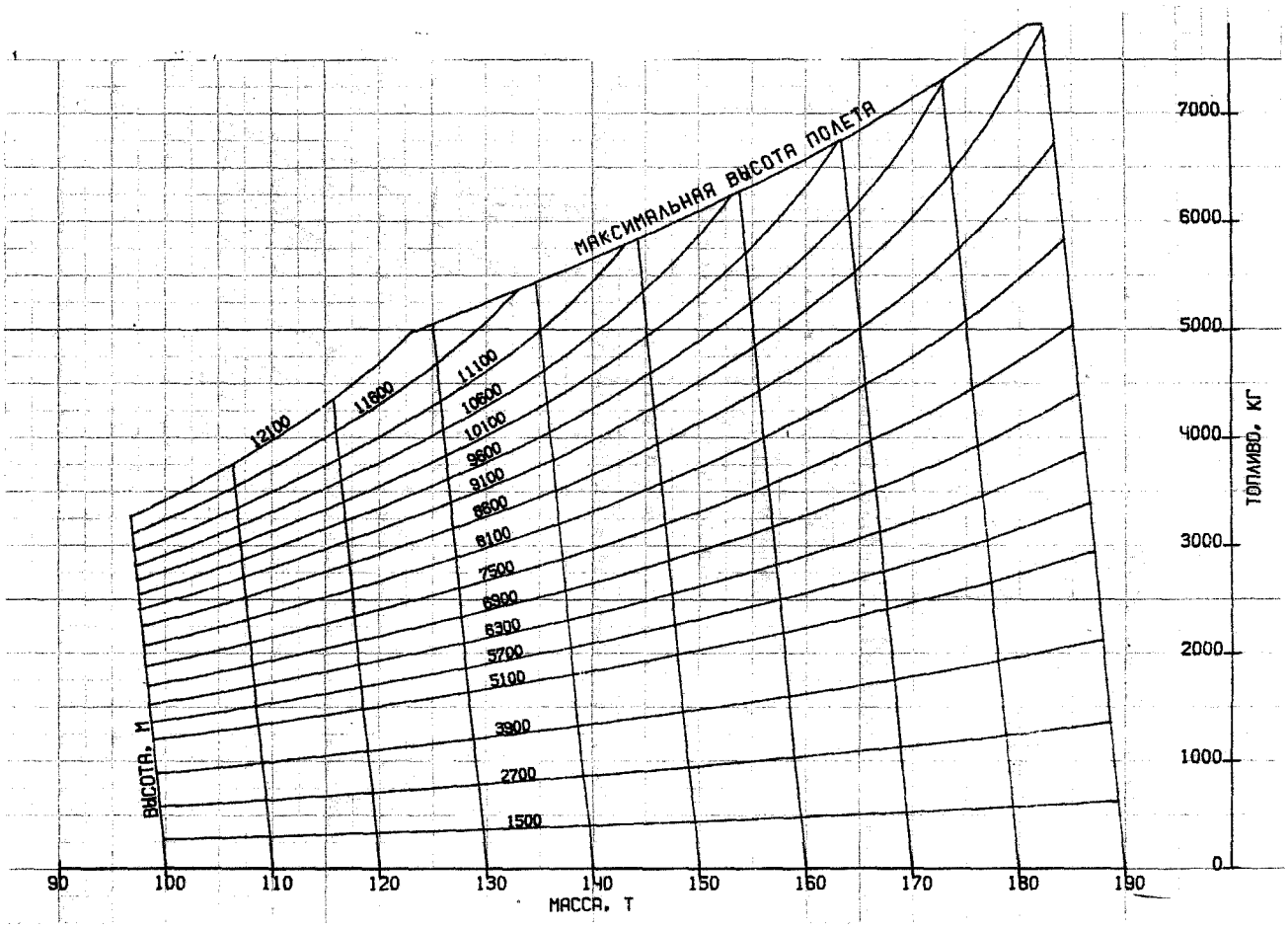
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-3.2

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+10°



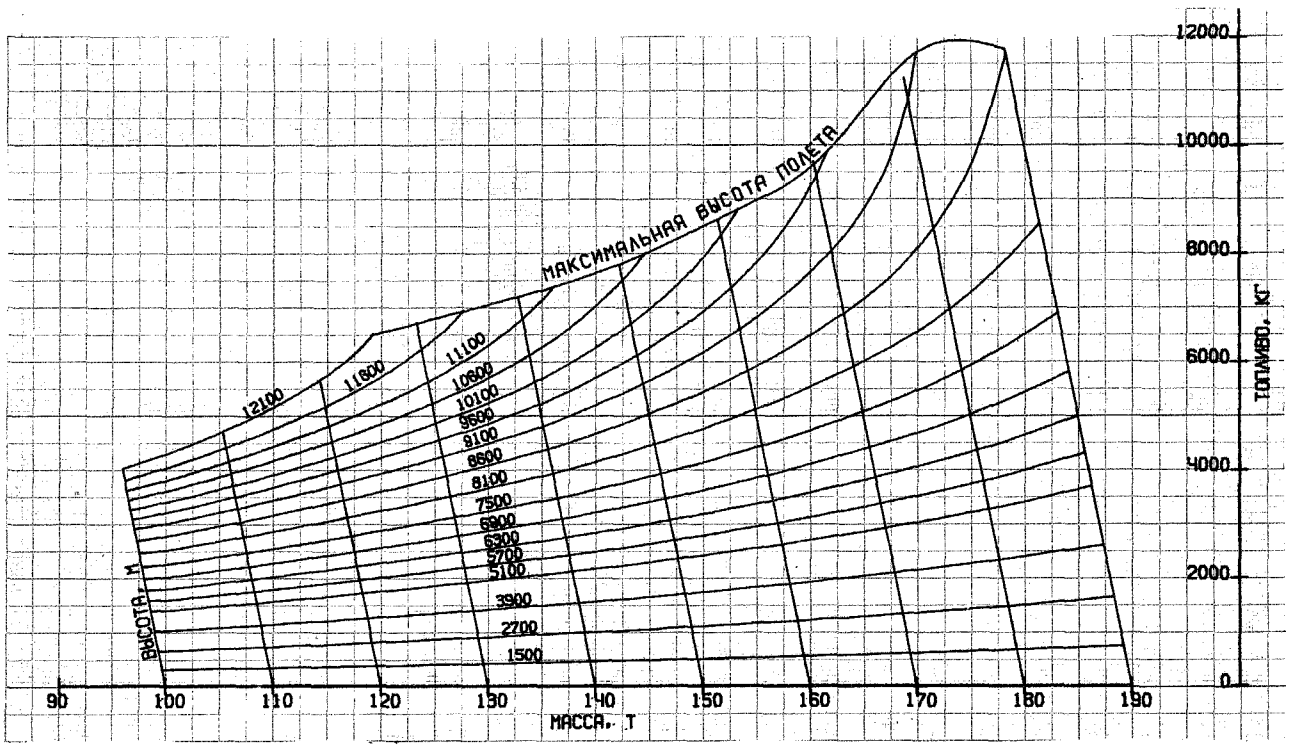
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-3.3

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+20°



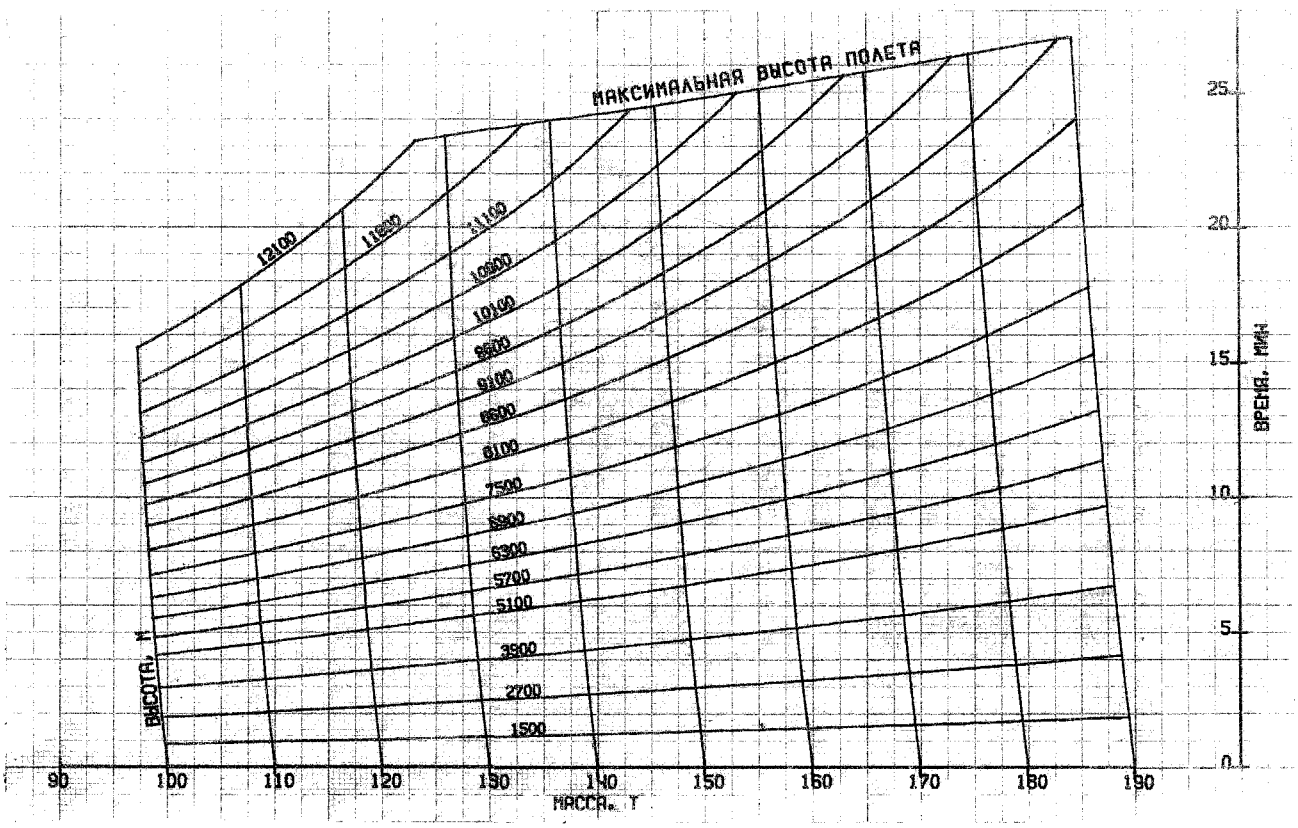
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-3.4

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МГА 20°



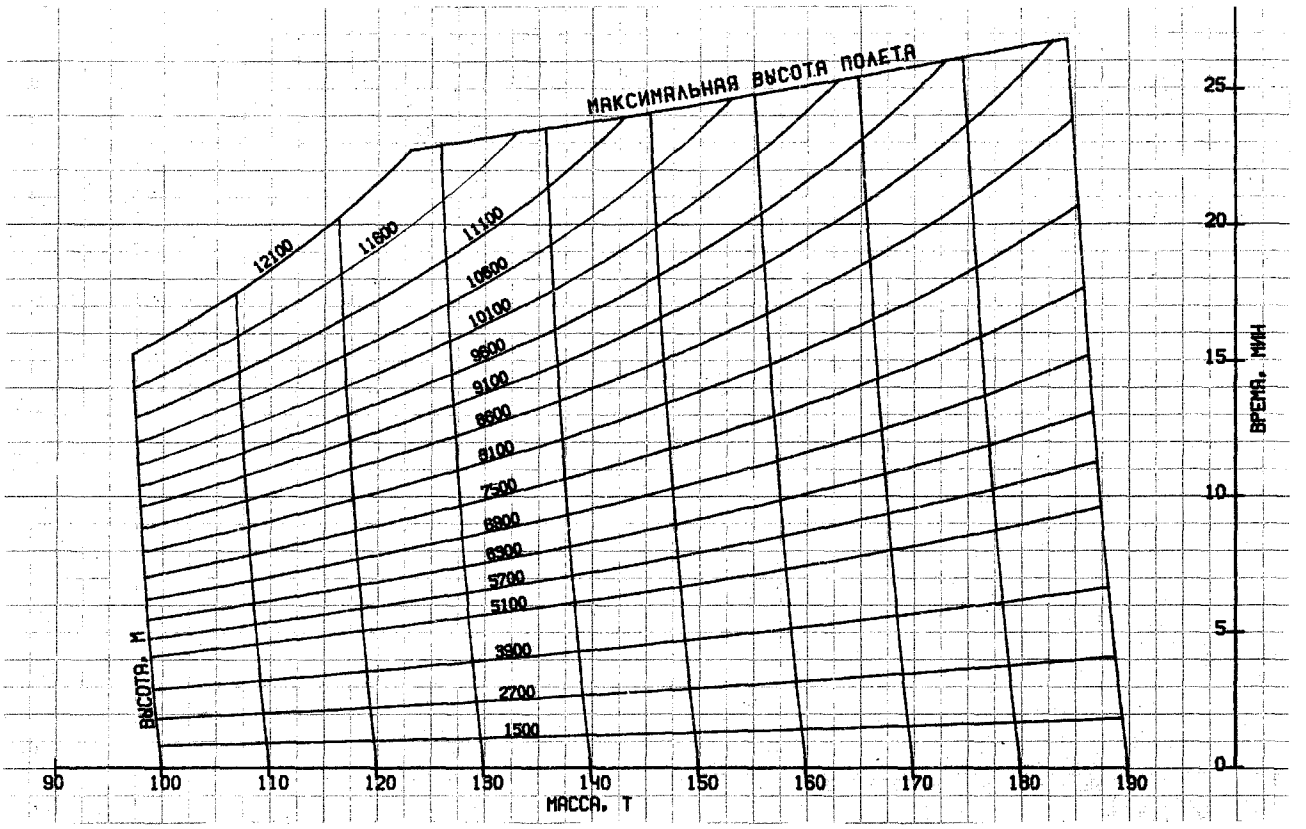
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-4

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА-10°



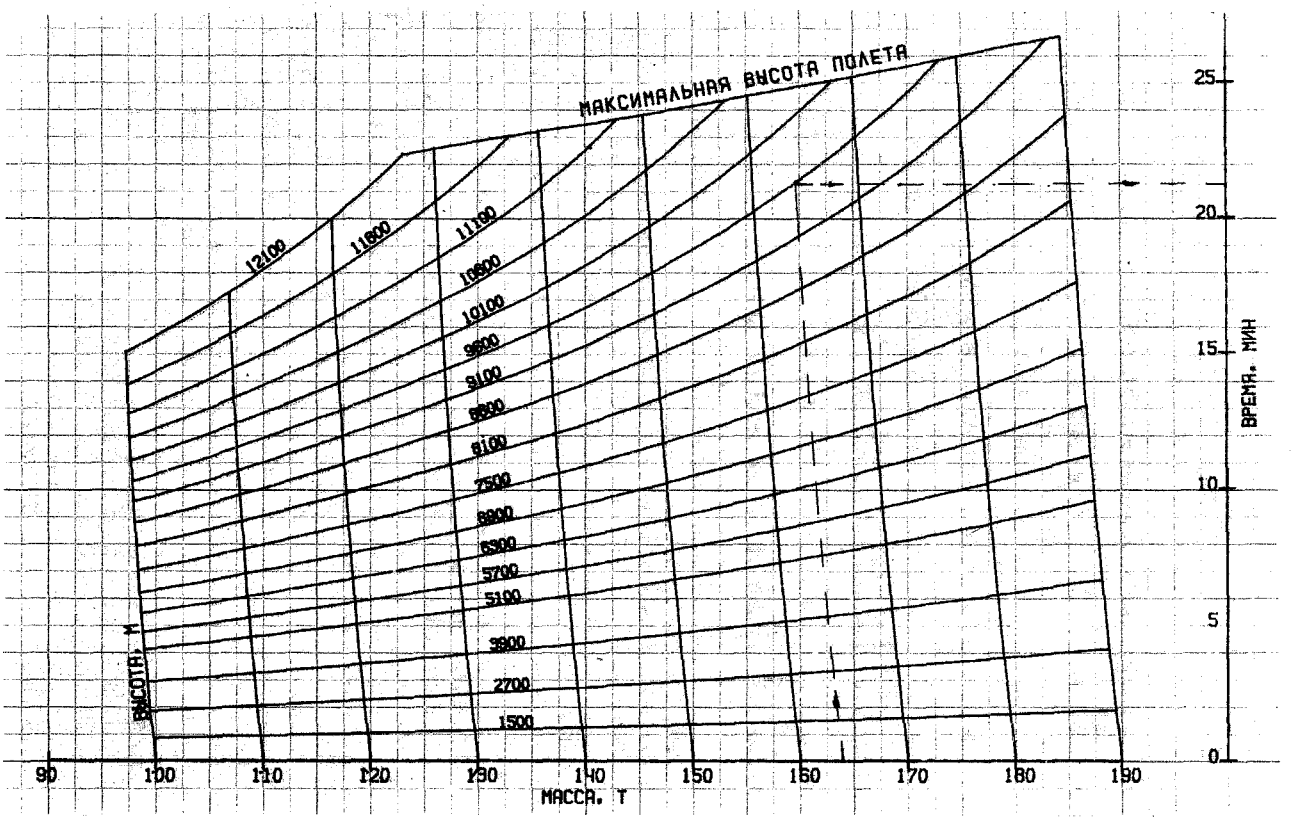
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-4.1

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 6700	ВЫШЕ 6700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА



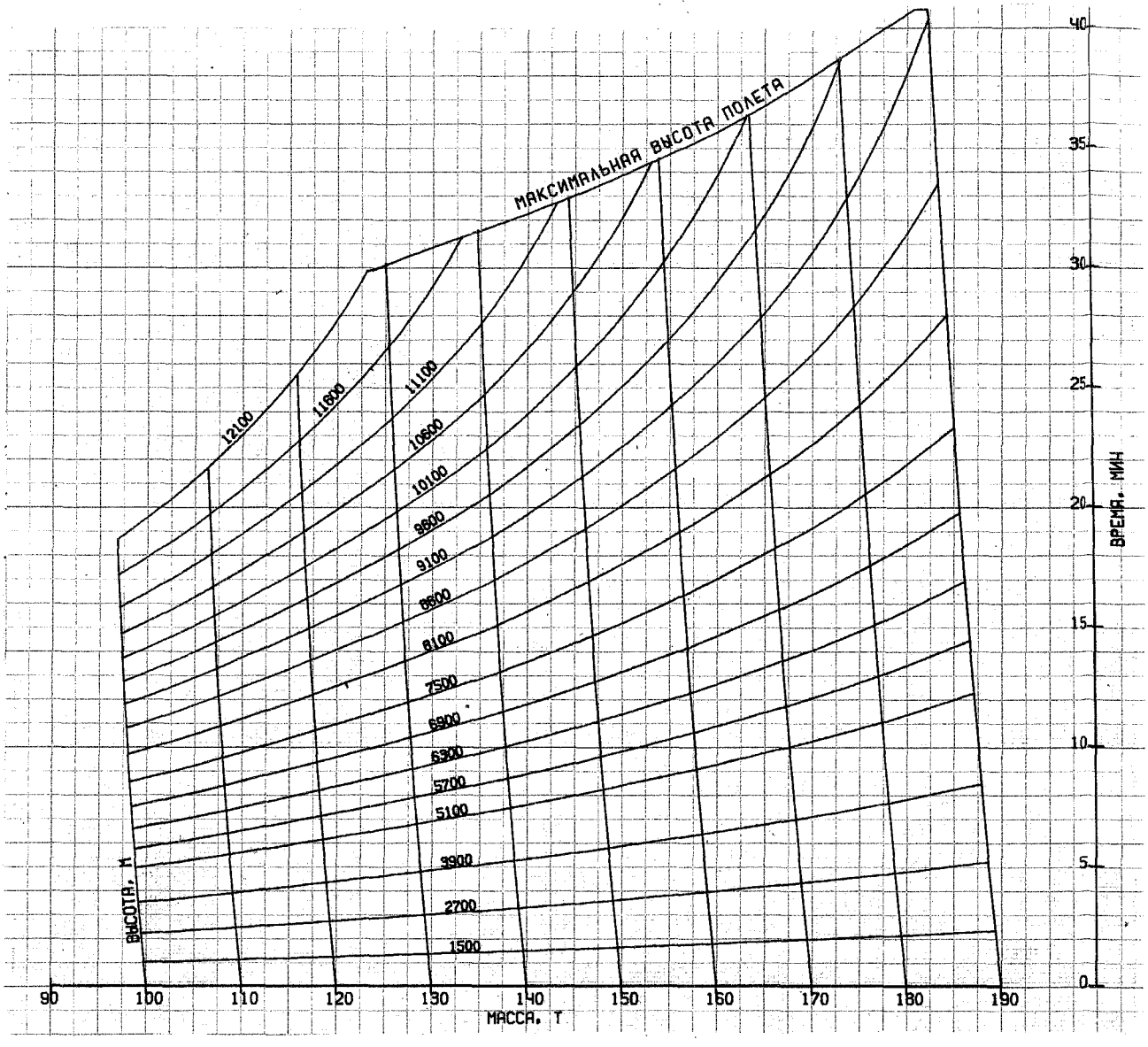
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-4.2

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ – НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+10°



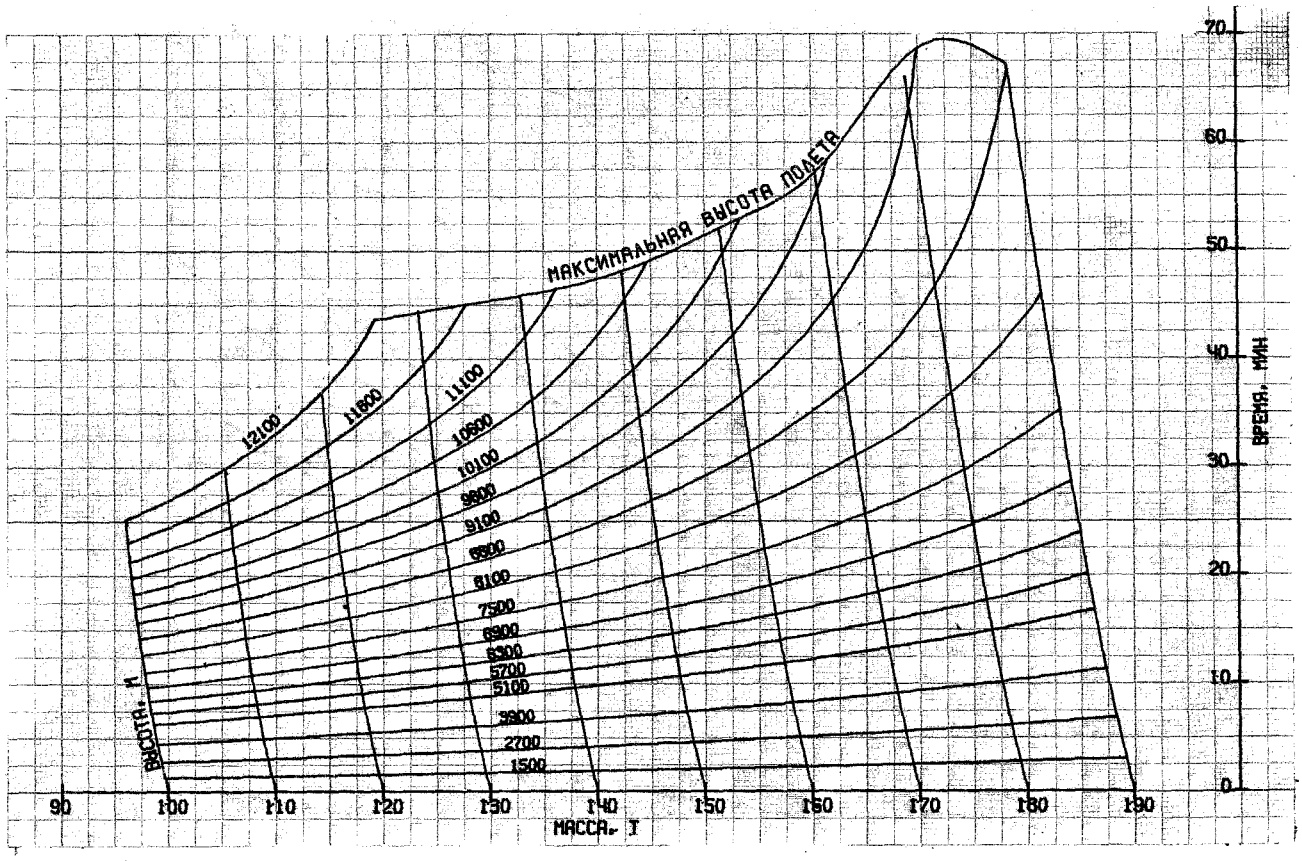
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-4.3

ВСЕ ДВИГАТЕЛИ РАБОТАЮТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА

ВЫСОТА, М	ДО 8700	ВЫШЕ 8700
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч	500	M=0.7

МСА+20°

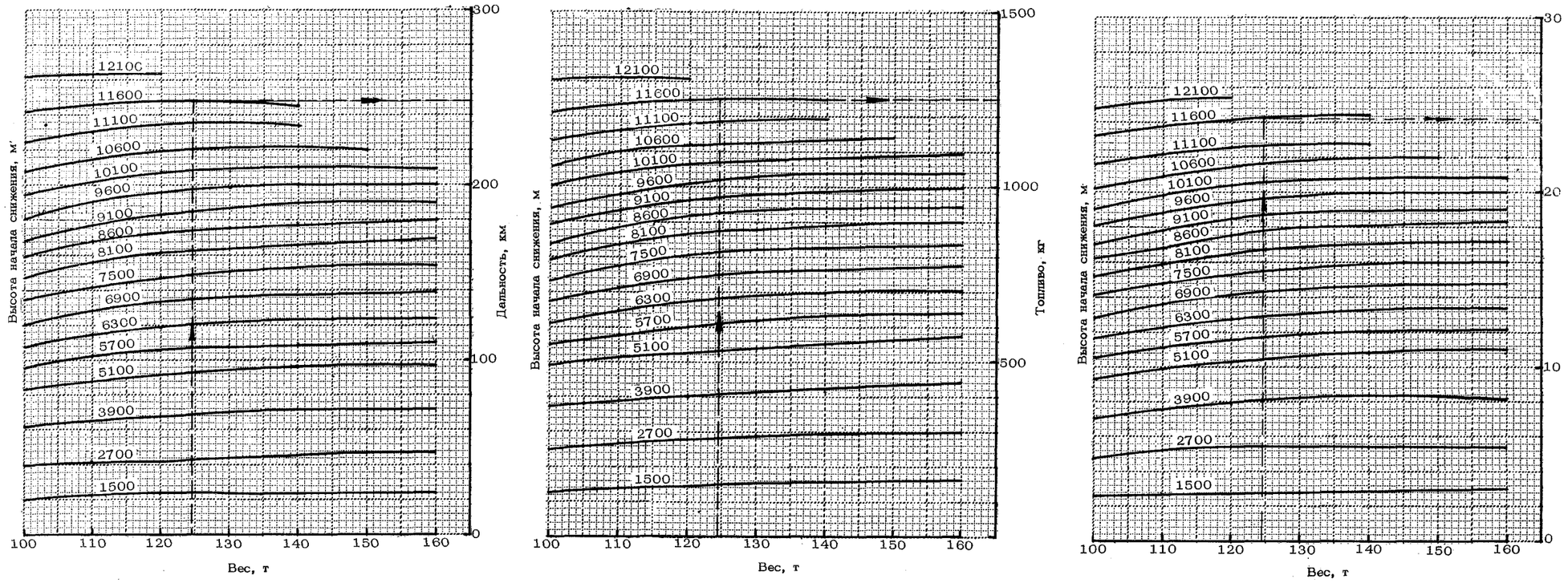


ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-4.4

ДАЛЬНОСТЬ, РАСХОД ТОПЛИВА И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ
(ПРИ ДАЛЬНЕЙШЕМ КРЕЙСИРОВАНИИ)

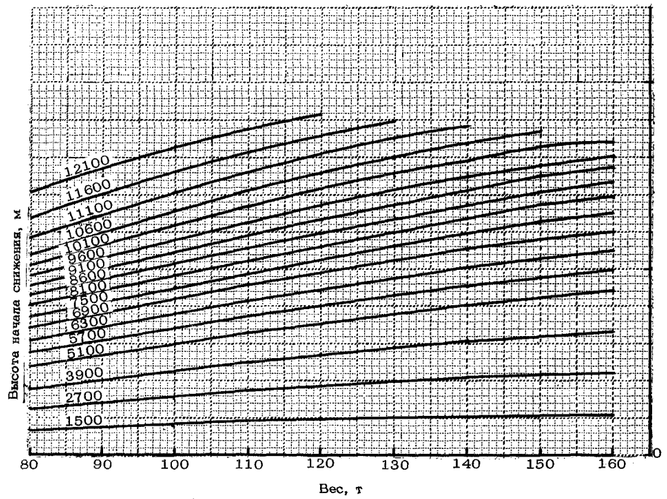
Все двигатели работают
Режим работы двигателей - полетный малый газ
Отбор воздуха на наддув кабины - включен
Скорость при снижении см. пункт 4.2.7

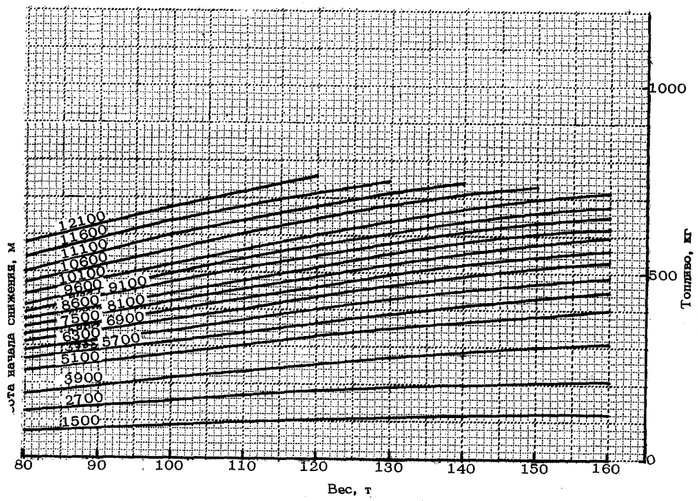


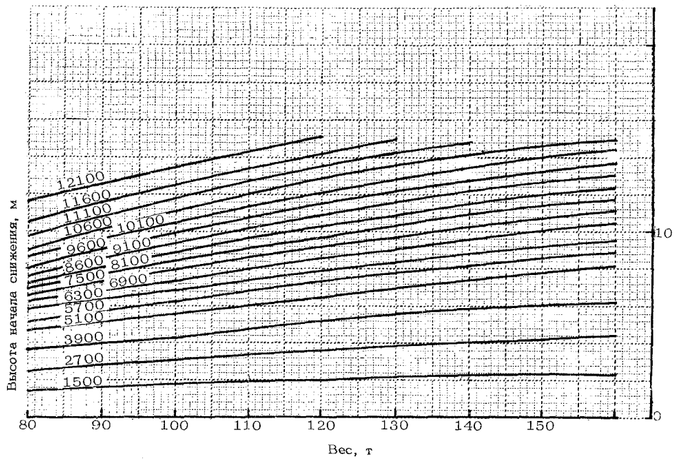
фиг.5.5-7

ДАЛЬНОСТЬ, РАСХОД ТОПЛИВА И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ
(ПРИ КРЕЙСИРОВАНИИ НА ДАЛЬНОСТЬ МЕНЕЕ 3000 КМ)

Все двигатели работают
Режим работы двигателей - полетный малый газ
Отбор воздуха на наддув кабины - включен
Скорость при снижении, см. пункт 4.2.7



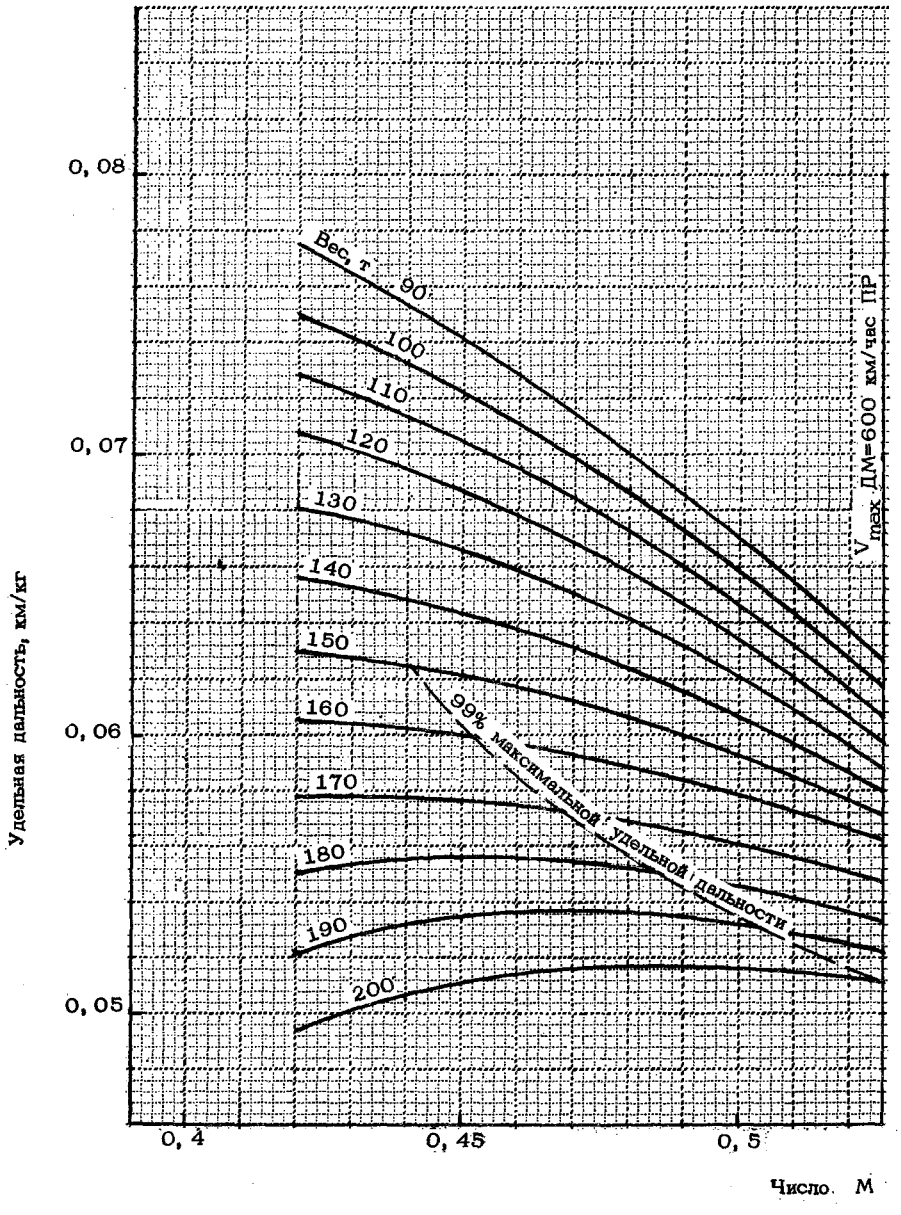




фиг.5.5-8

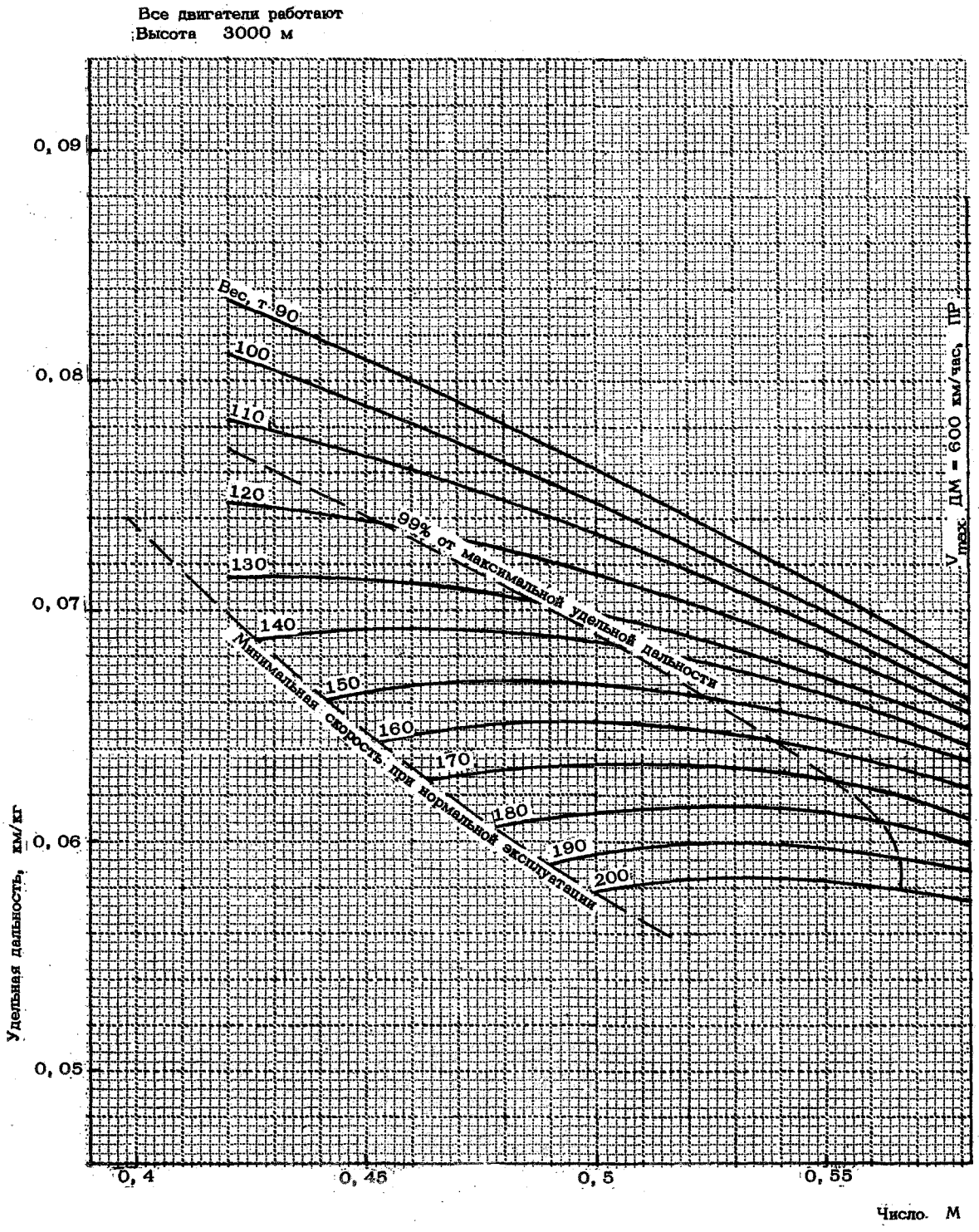
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают
Высота – 1200 м



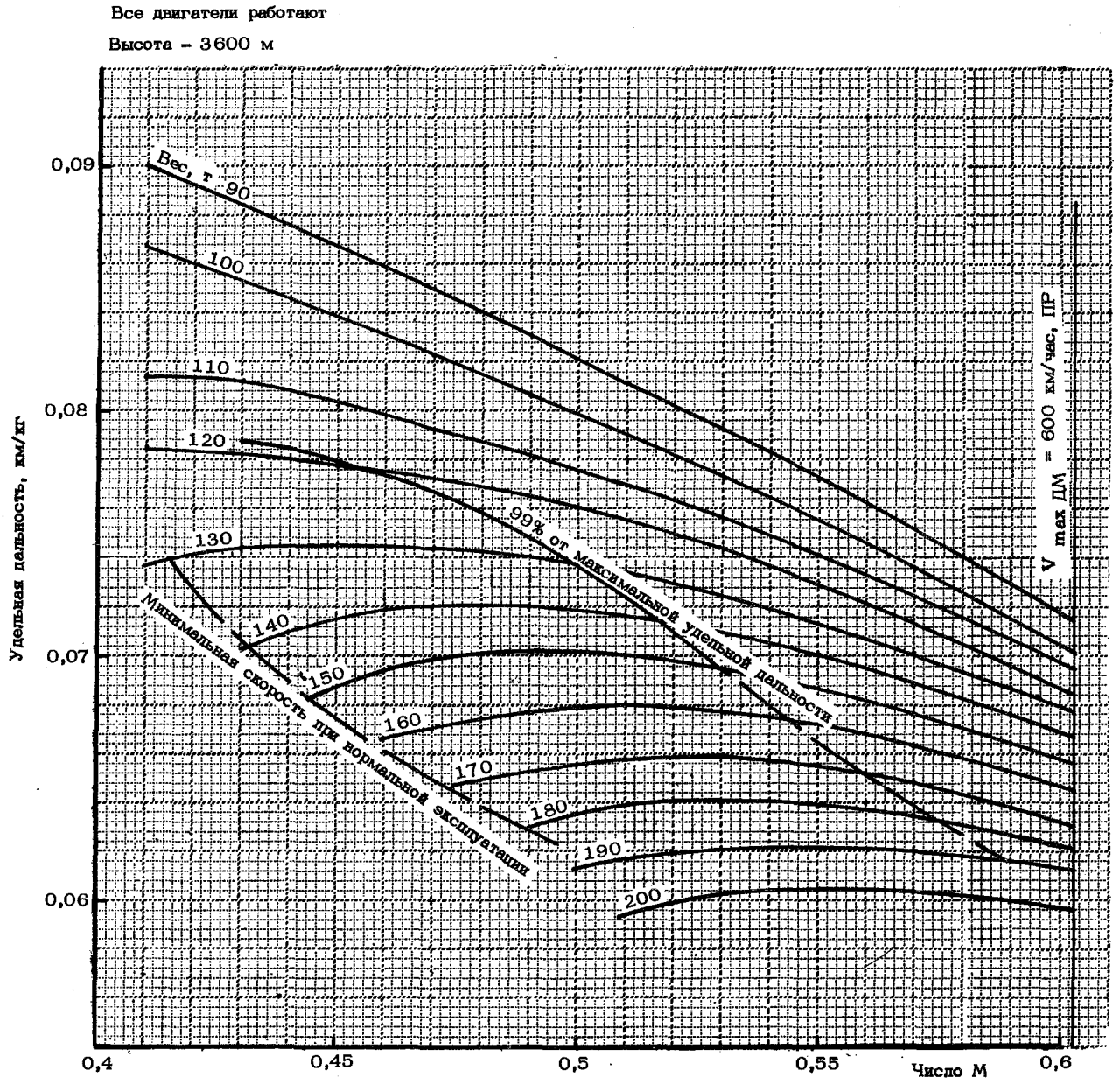
фиг.5.5-9

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-10

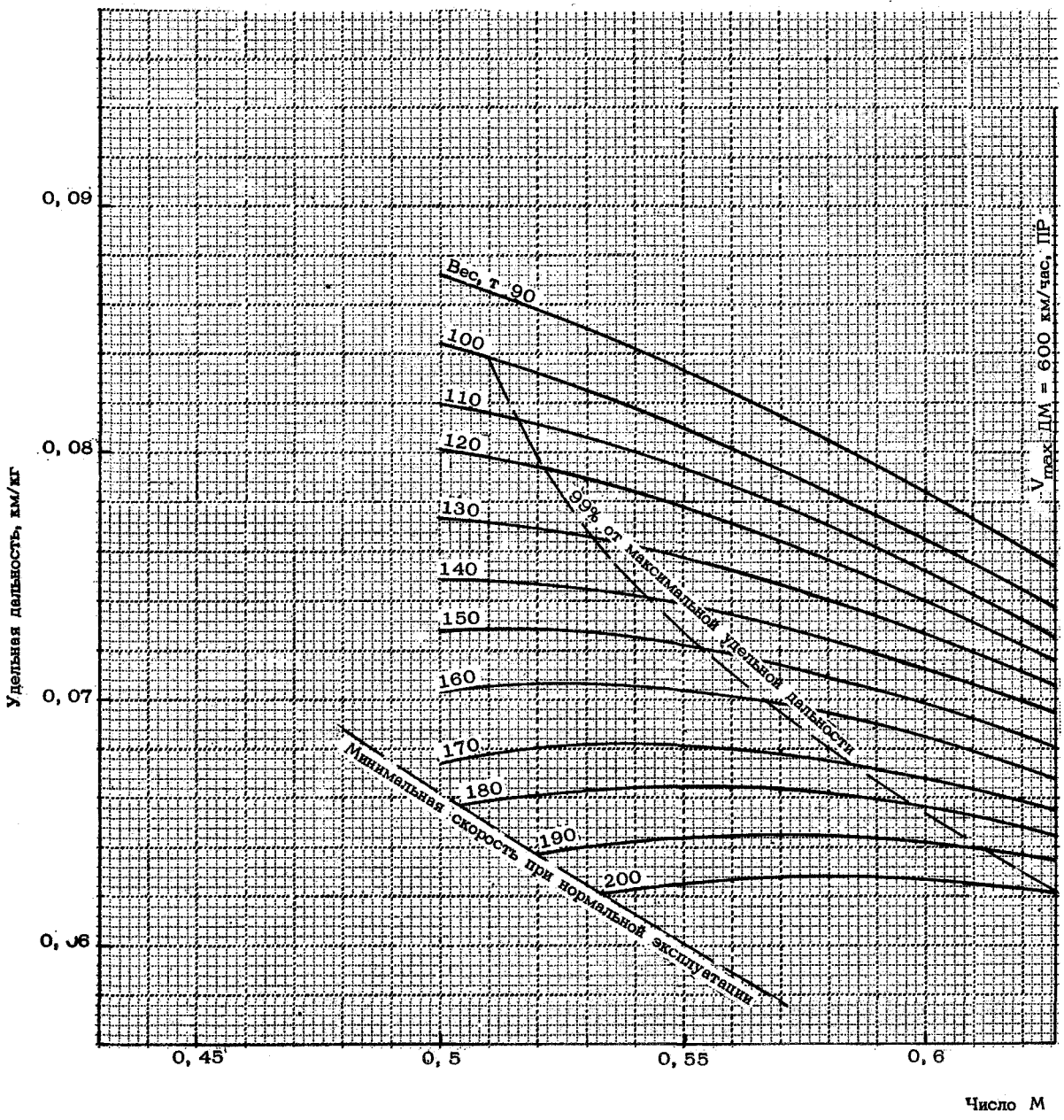
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-10.1

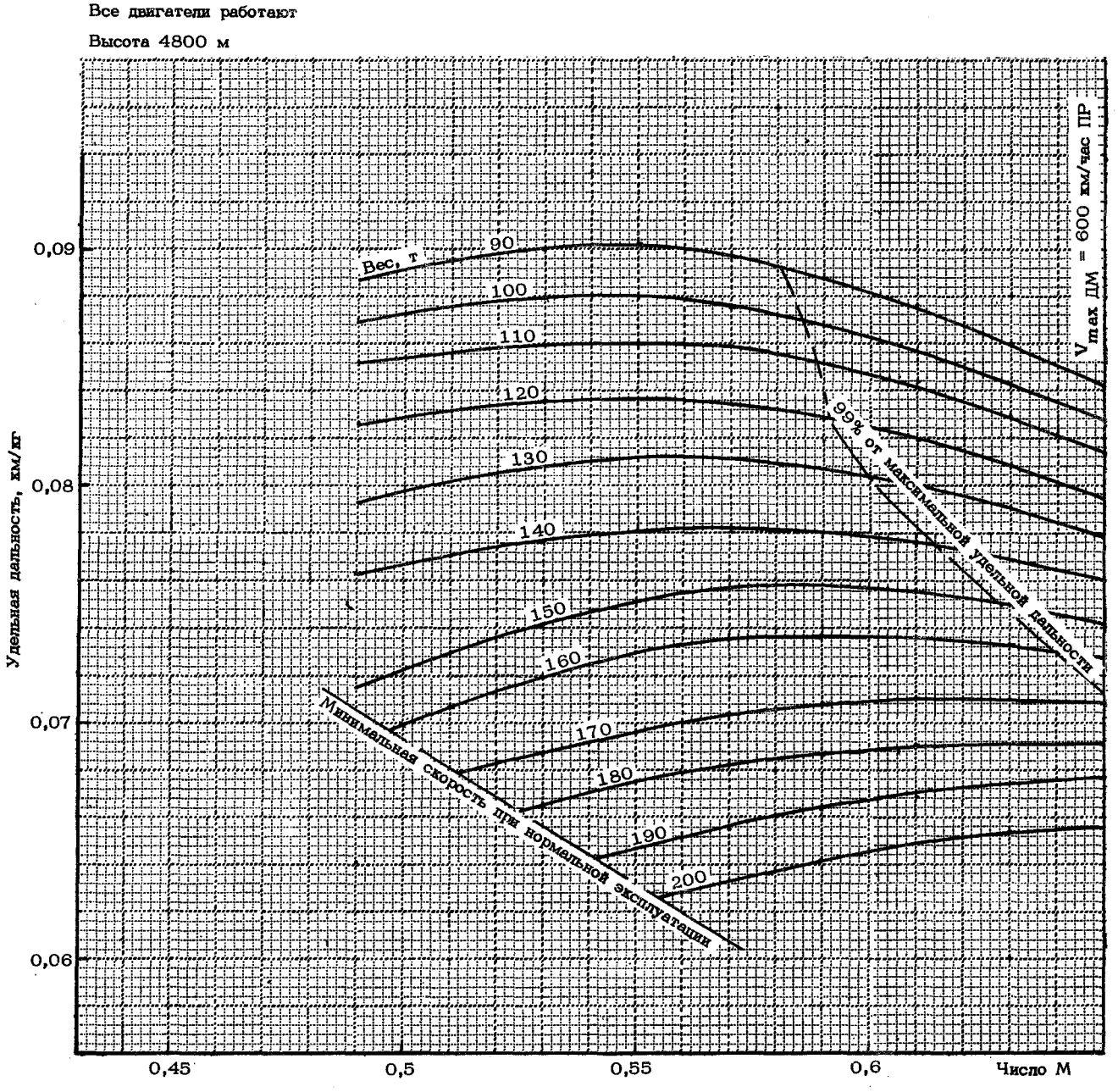
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают
Высота 4200 м



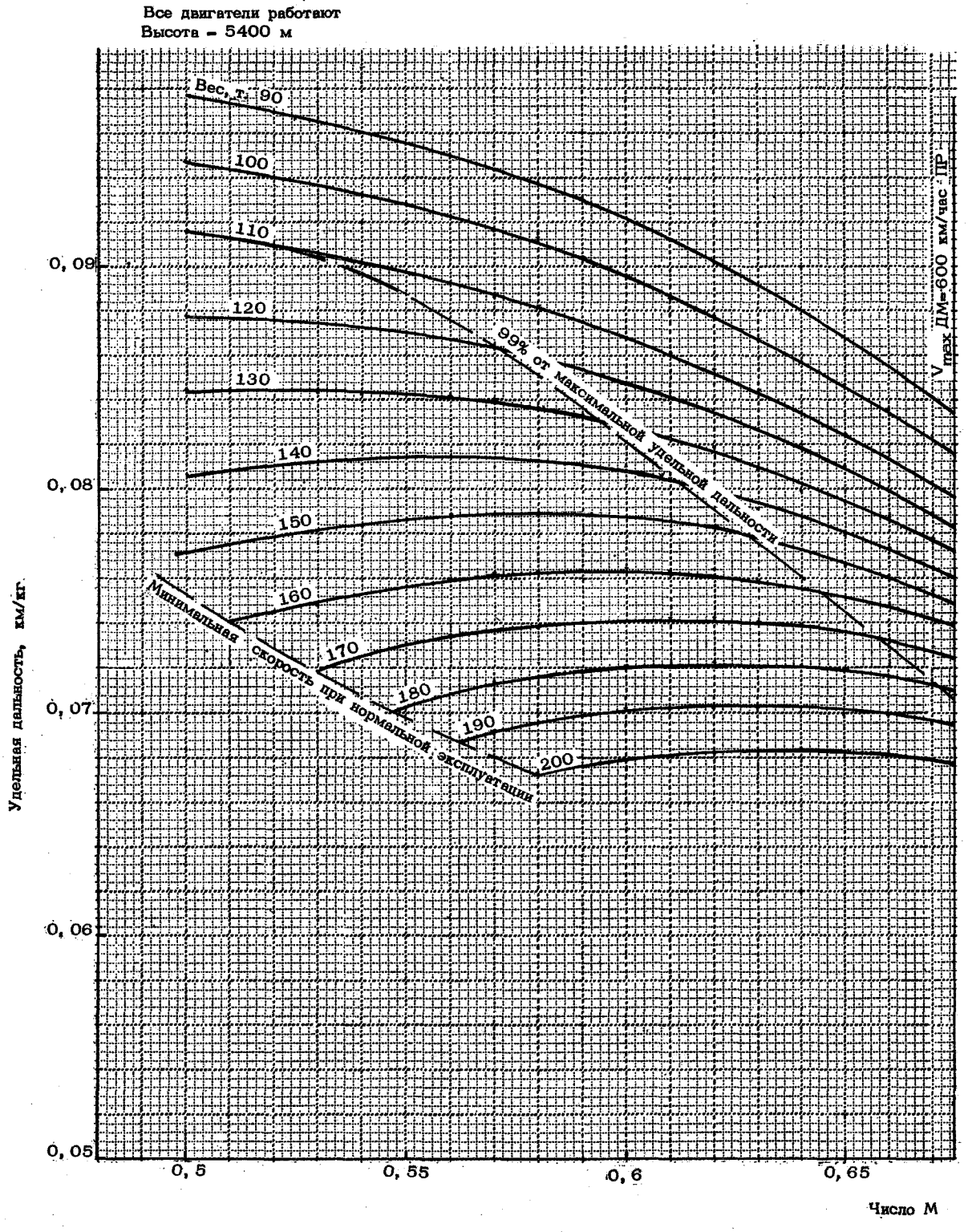
фиг.5.5-11

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



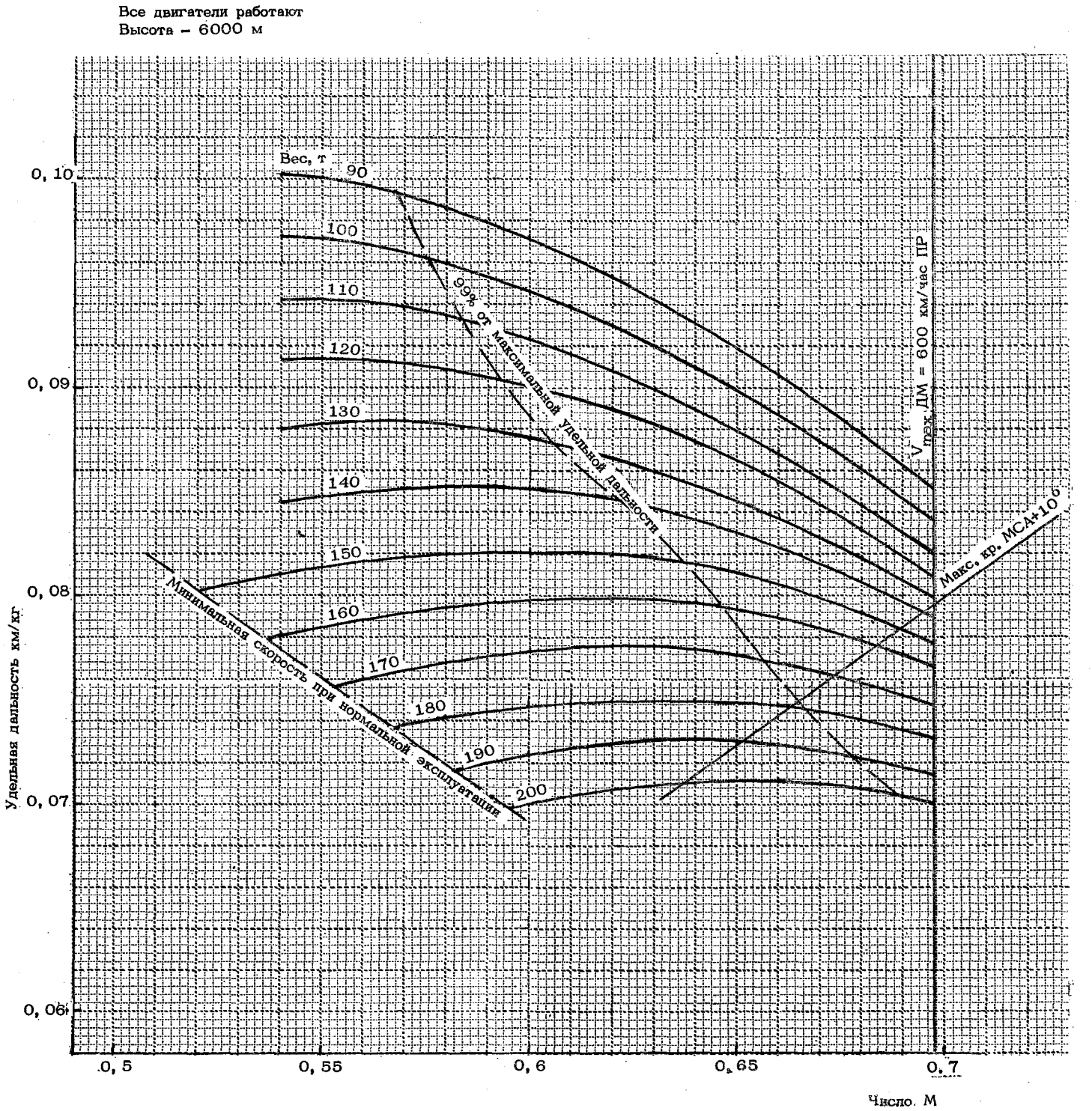
фиг. 5.5-11.1

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-12

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



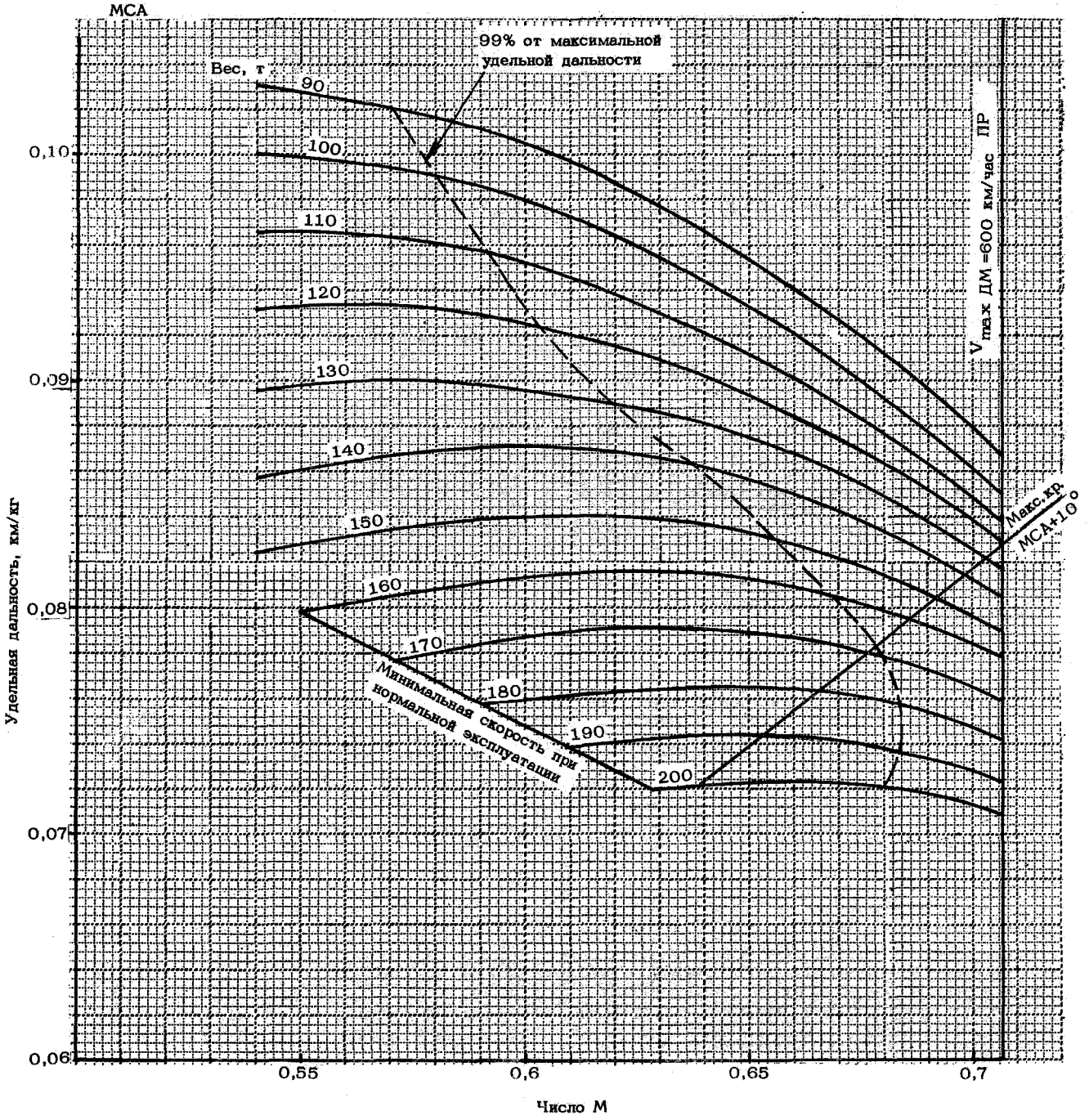
фиг.5.5-13

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают

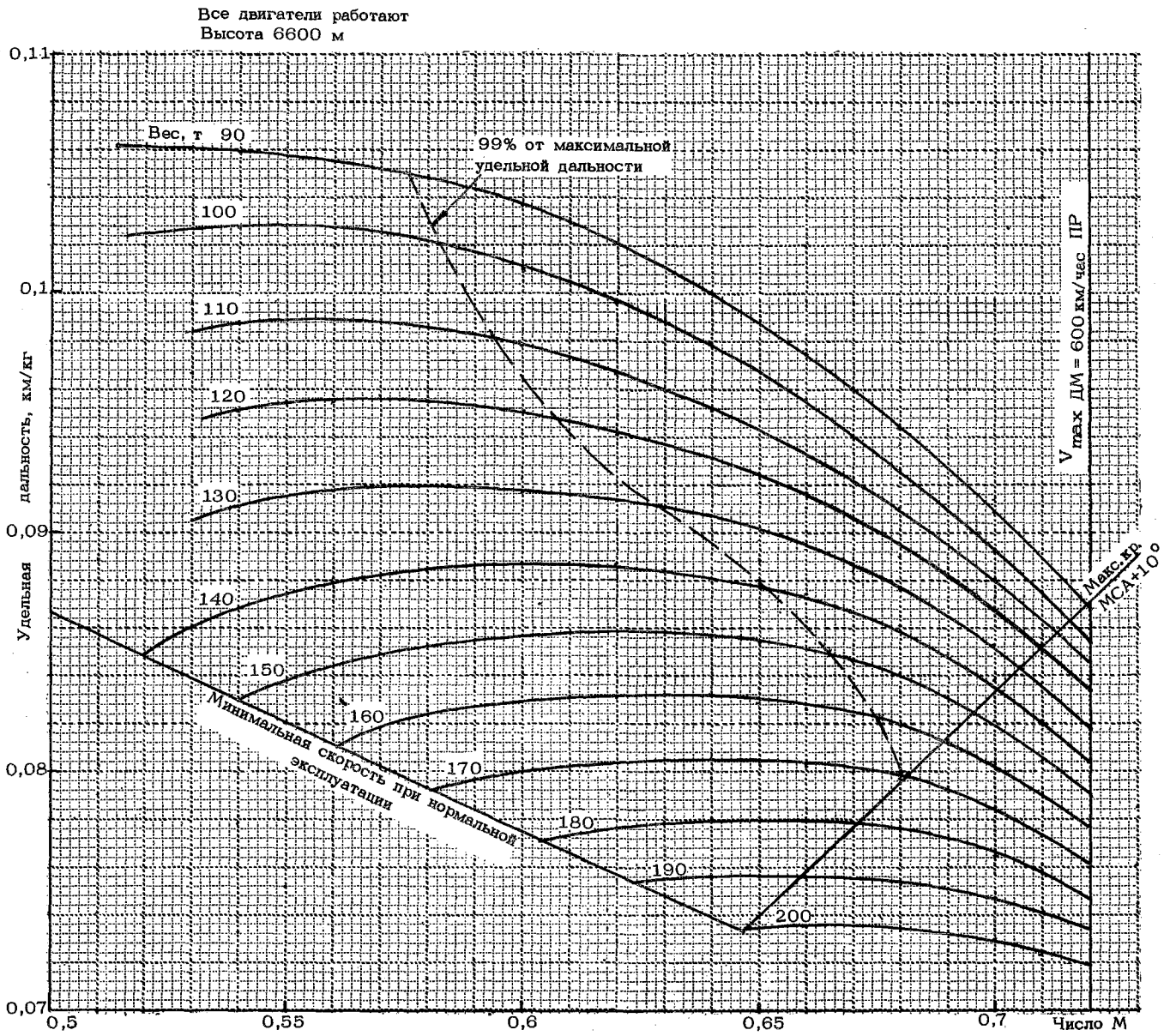
Высота 6300 м

МСА



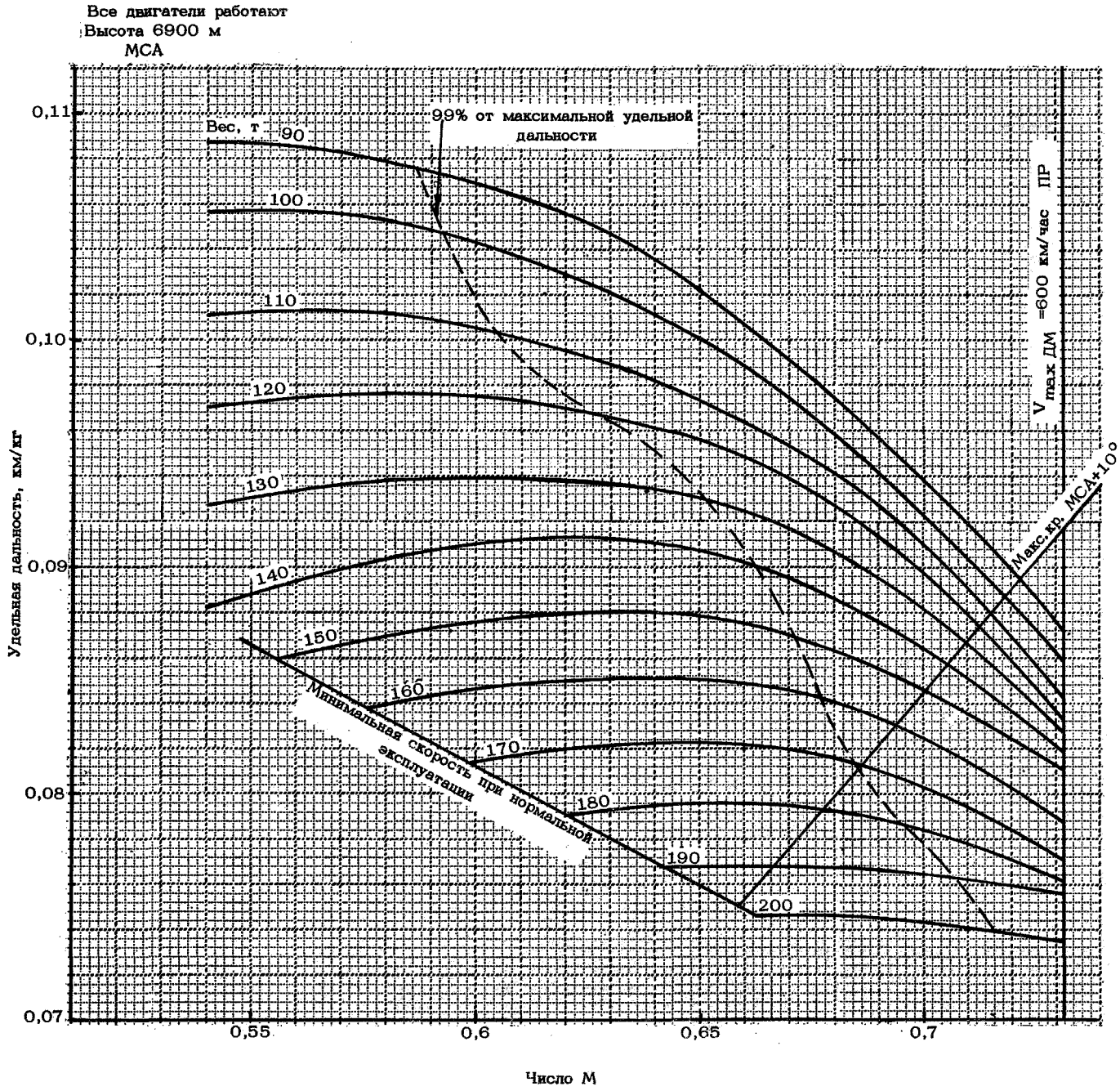
фиг.5.5-14

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-15

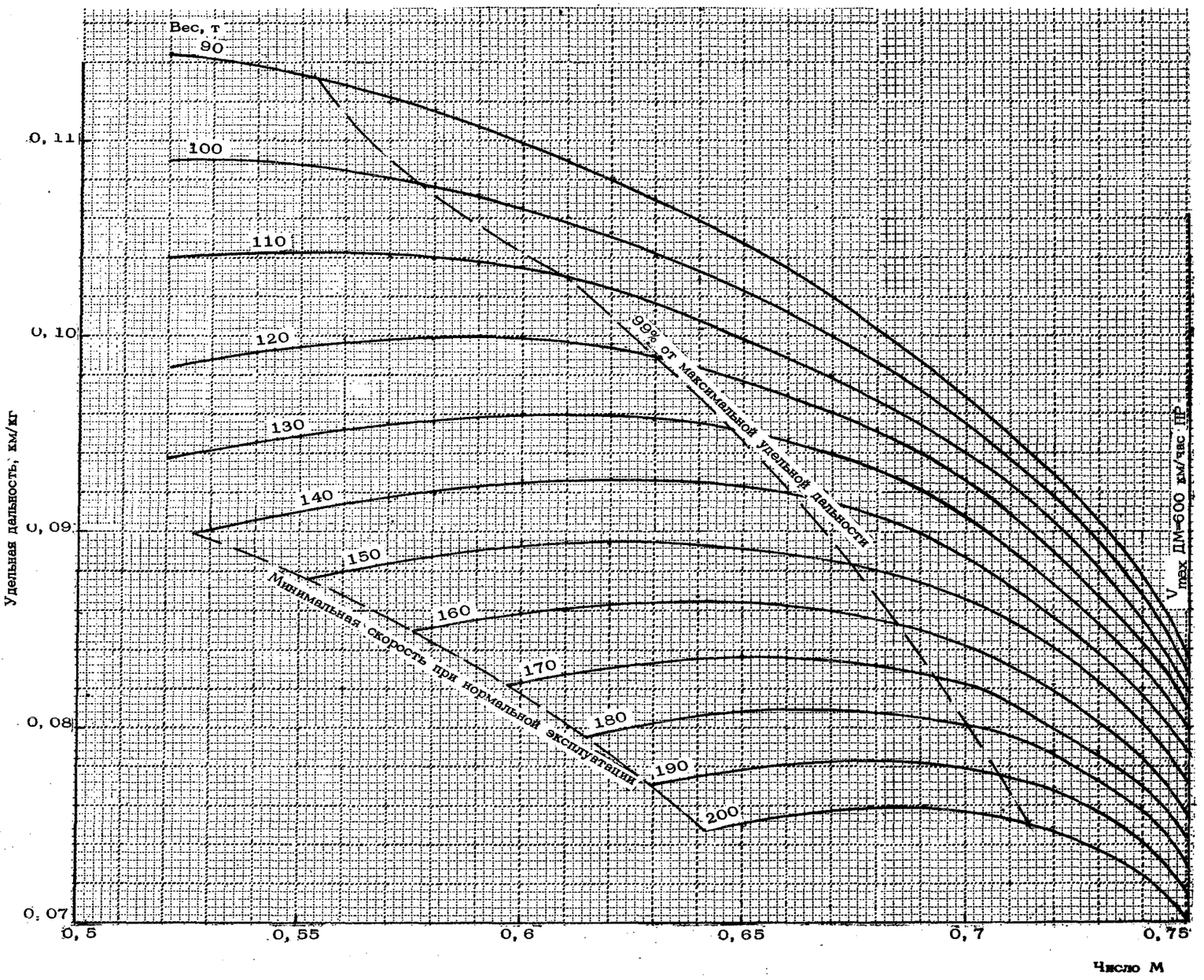
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-16

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают
Высота – 7200 м

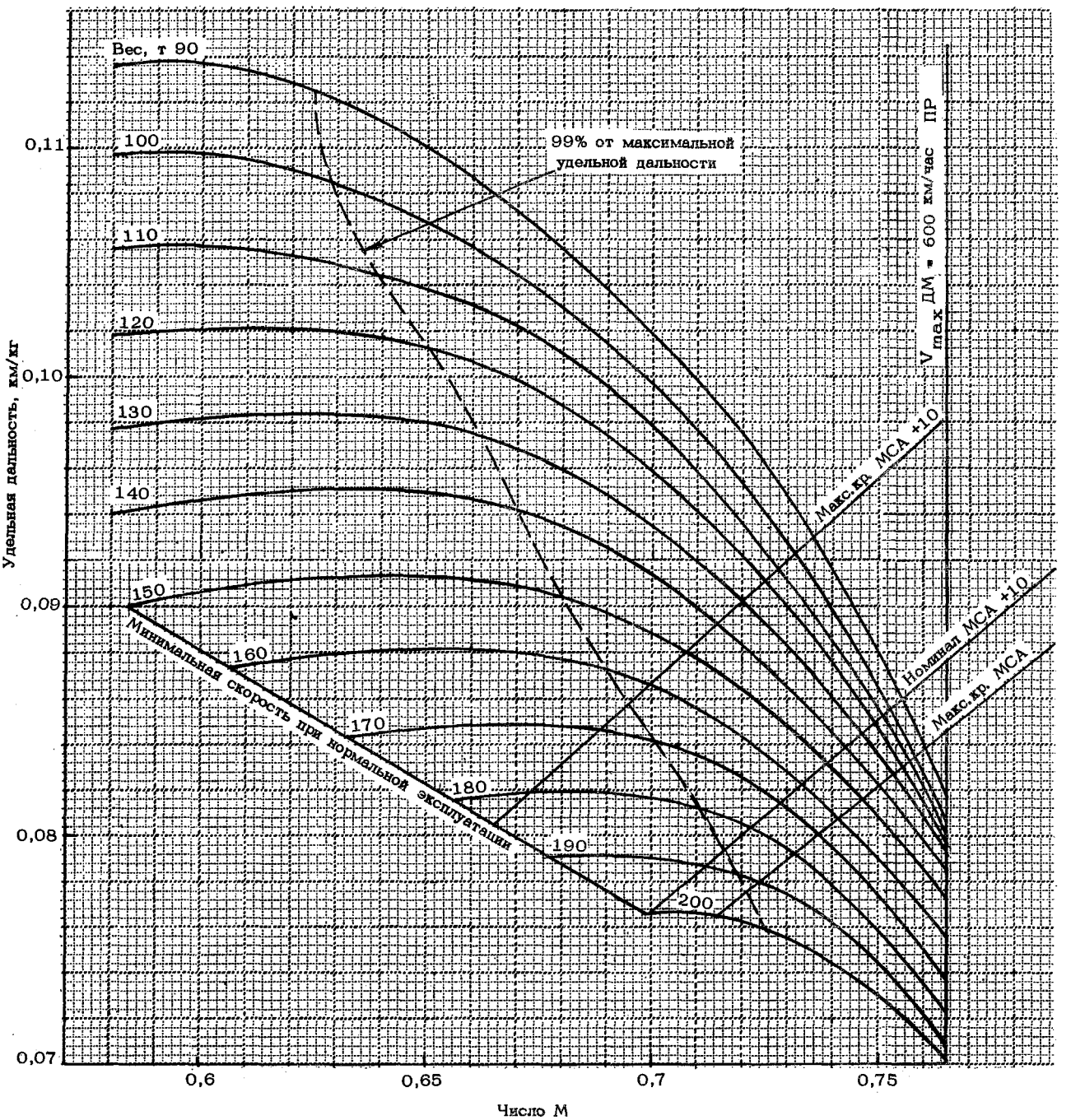


фиг.5.5-17

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают

Высота 7500 м

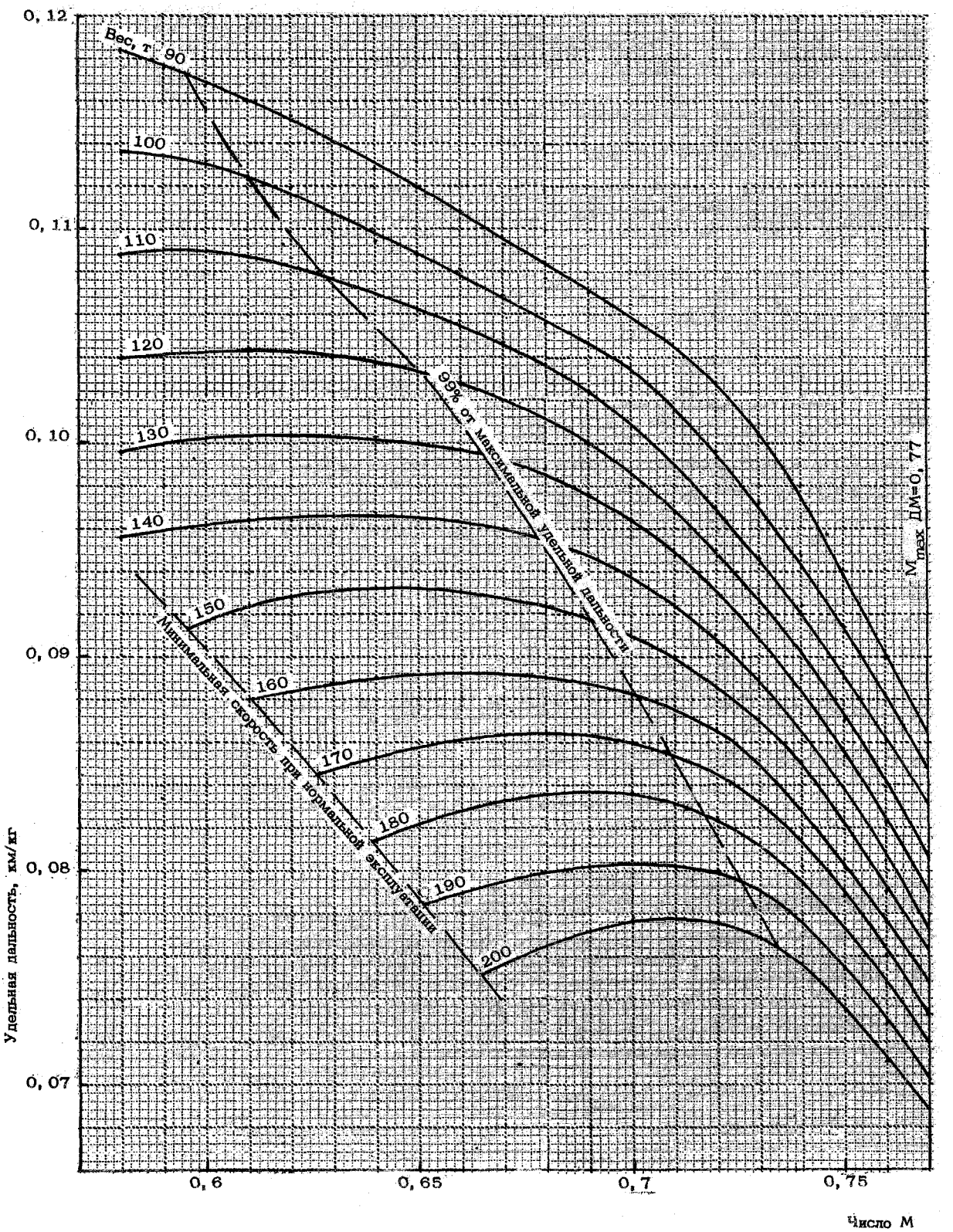


фиг.5.5-18

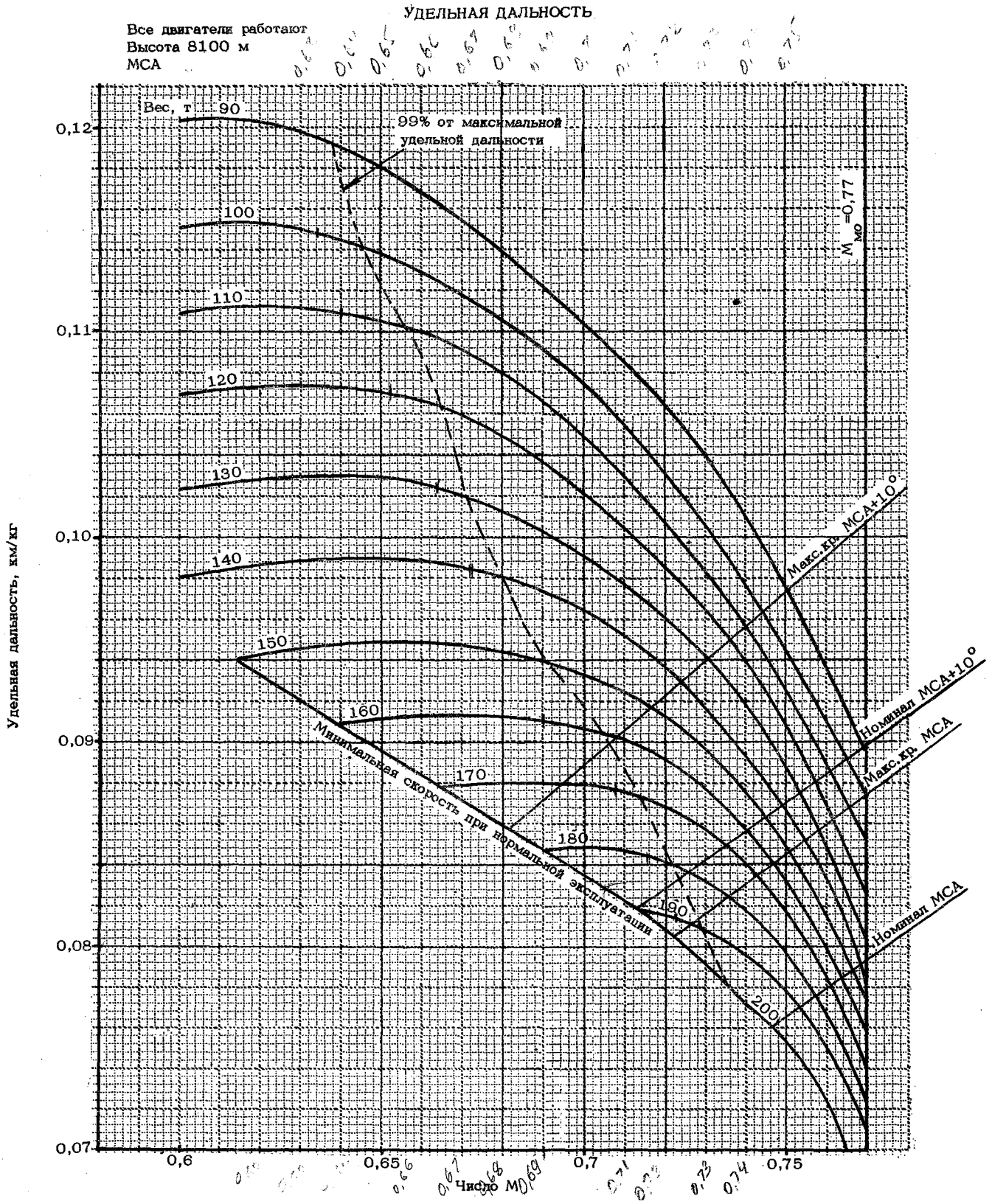
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают

Высота = 7800 м

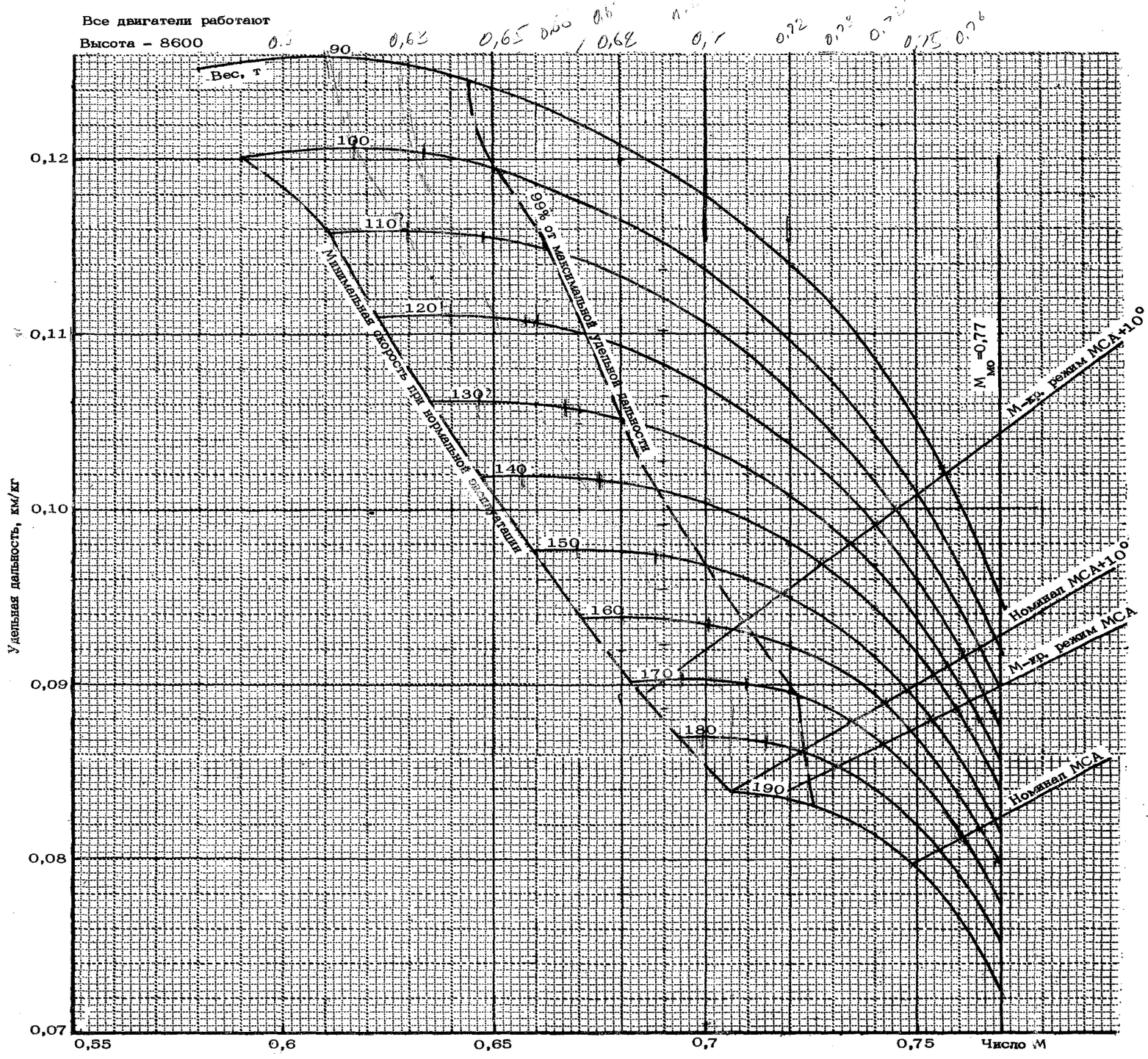


фиг.5.5-19


УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ
Все двигатели работают
Высота 8100 м
МСА
Вес, т
90
100
110
120
130
140
150
160
170
180
190
200
99% от максимальной удельной дальности
Минимальная скорость при нормальной эксплуатации
Макс.кр. МСА+10°
Номинал МСА+10°
Макс.кр. МСА
Номинал МСА
$M_{мо}$=0,77
Удельная дальность, км/кг
0,12
0,11
0,10
0,09
0,08
0,07
0,6
0,65
0,7
0,75
Число М

фиг.5.5-20

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

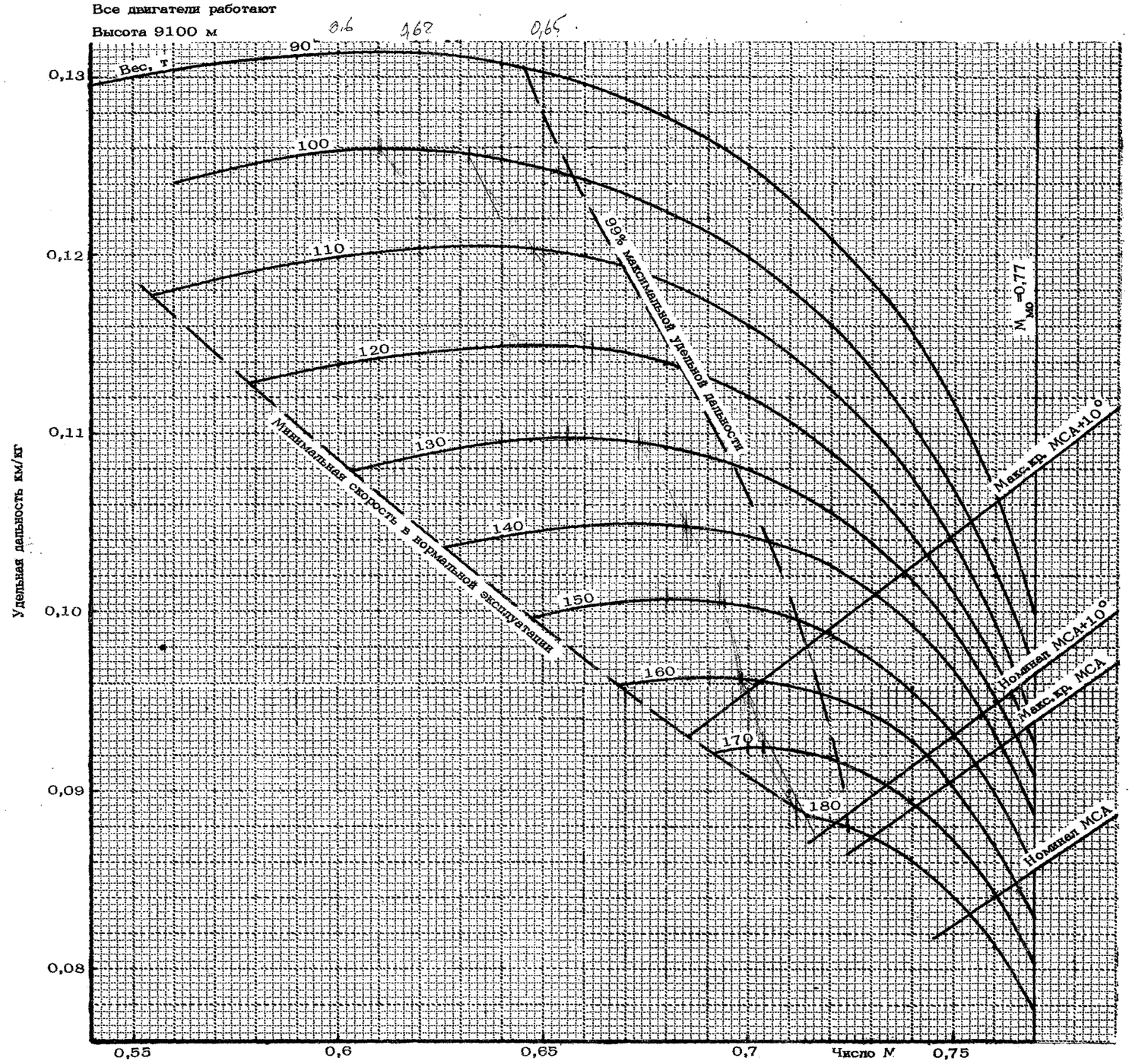


фиг. 5.5-21

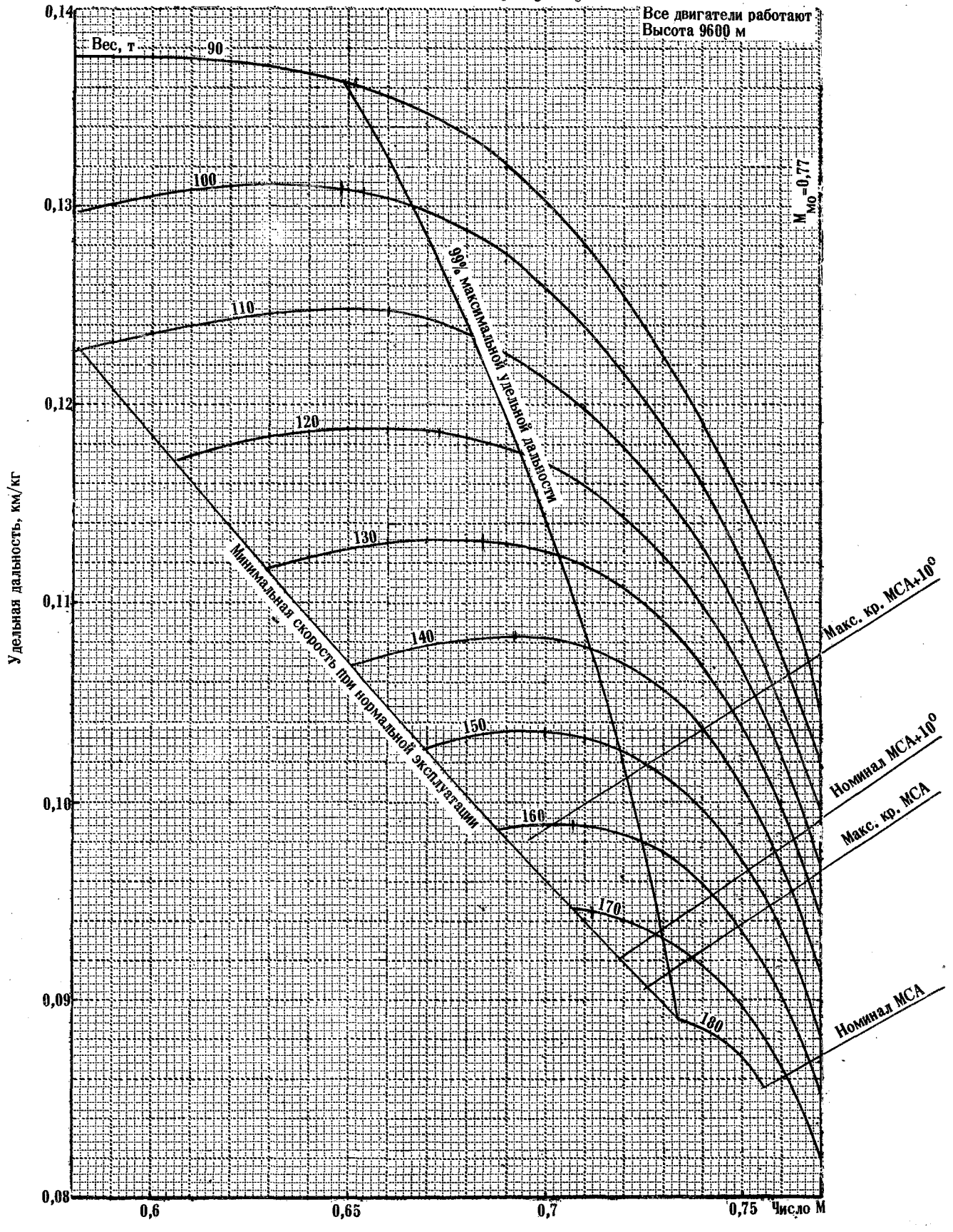
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Все двигатели работают

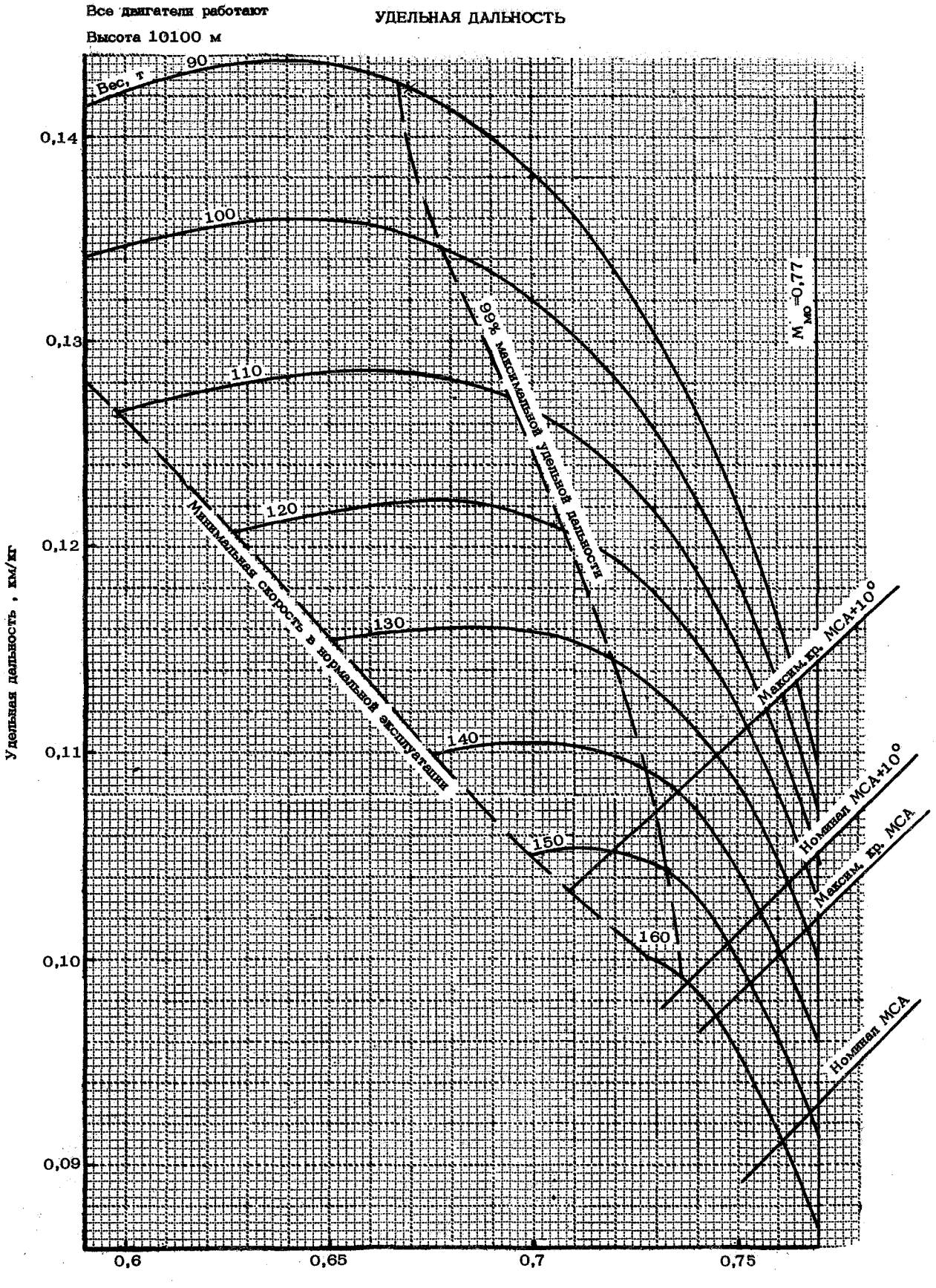
Высота 9100 м



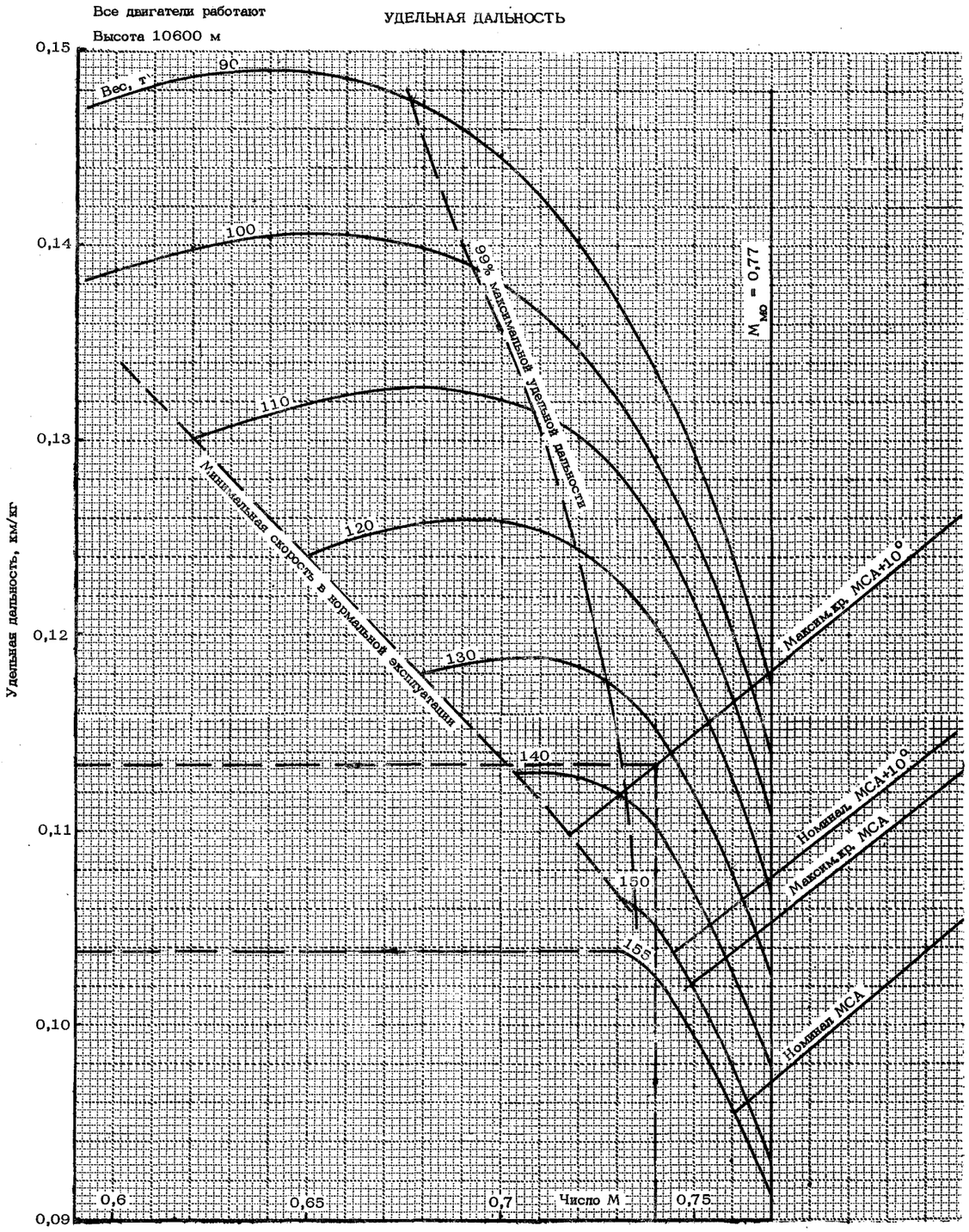
фиг. 5.5-22


Все двигатели работают
Высота 9600 м
Вес, т
90
100
110
120
130
140
150
160
170
180
M_{MO}=0,77
99% максимальной удельной дальности
Минимальная скорость при нормальной эксплуатации
Макс. кр. МСА+10°
Номинал МСА+10°
Макс. кр. МСА
Номинал МСА
Удельная дальность, км/кг
0,14
0,13
0,12
0,11
0,10
0,09
0,08
0,6
0,65
0,7
0,75
Число М

фиг. 5.5-23


Все двигатели работают
Высота 10100 м
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ
Вес, т
90
100
110
120
130
140
150
160
99% максимальной удельной дальности
Минимальная скорость в нормальной эксплуатации
M_{MO}=0,77
Максим. кр. МСА+10°
Номинал МСА+10°
Максим. кр. МСА
Номинал МСА
Удельная дальность, км/кг
0,14
0,13
0,12
0,11
0,10
0,09
0,6
0,65
0,7
0,75

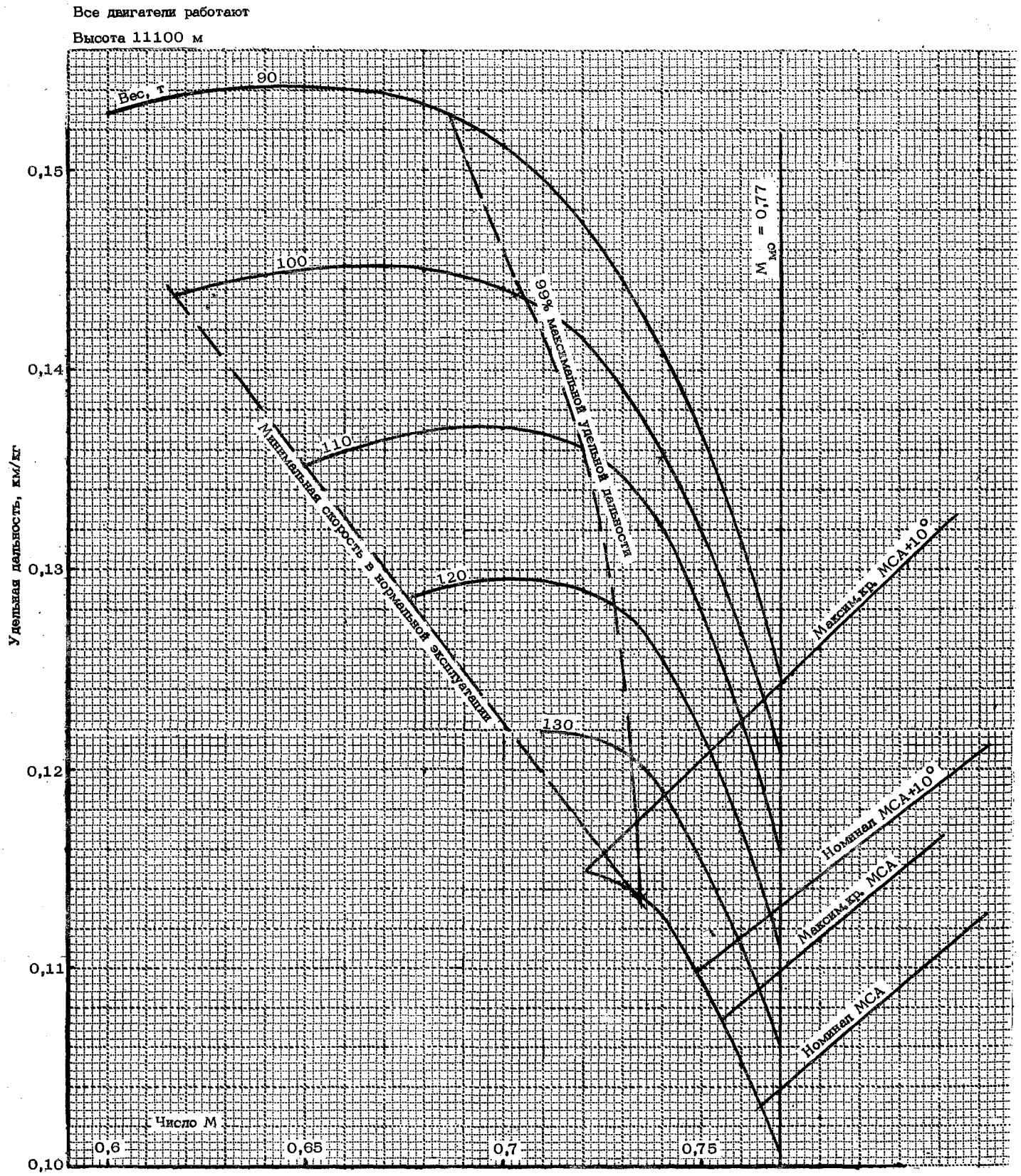
фиг. 5.5-24


Все двигатели работают
Высота 10600 м
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ
Удельная дальность, км/кг
0,15
0,14
0,13
0,12
0,11
0,10
0,09
Вес, т
90
100
110
120
130
140
150
155
99% максимальной удельной дальности
Минимальная скорость в нормальной эксплуатации
M_{MO} = 0,77
Максим. кр. МСА+10°
Номинал. МСА+10°
Максим. кр. МСА
Номинал. МСА
0,6
0,65
0,7
Число М
0,75

фиг. 5.5-25

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

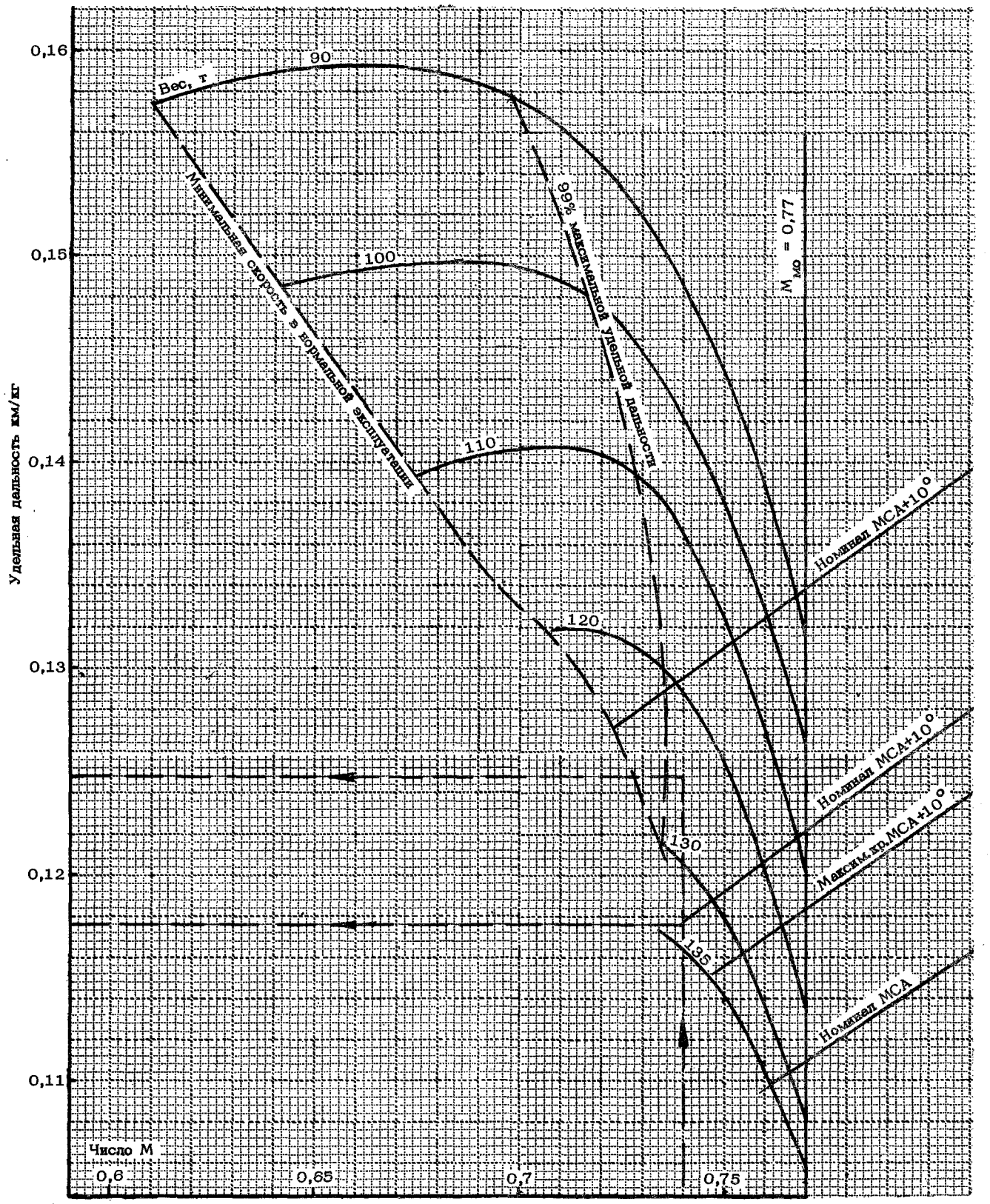


фиг. 5.5-26

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

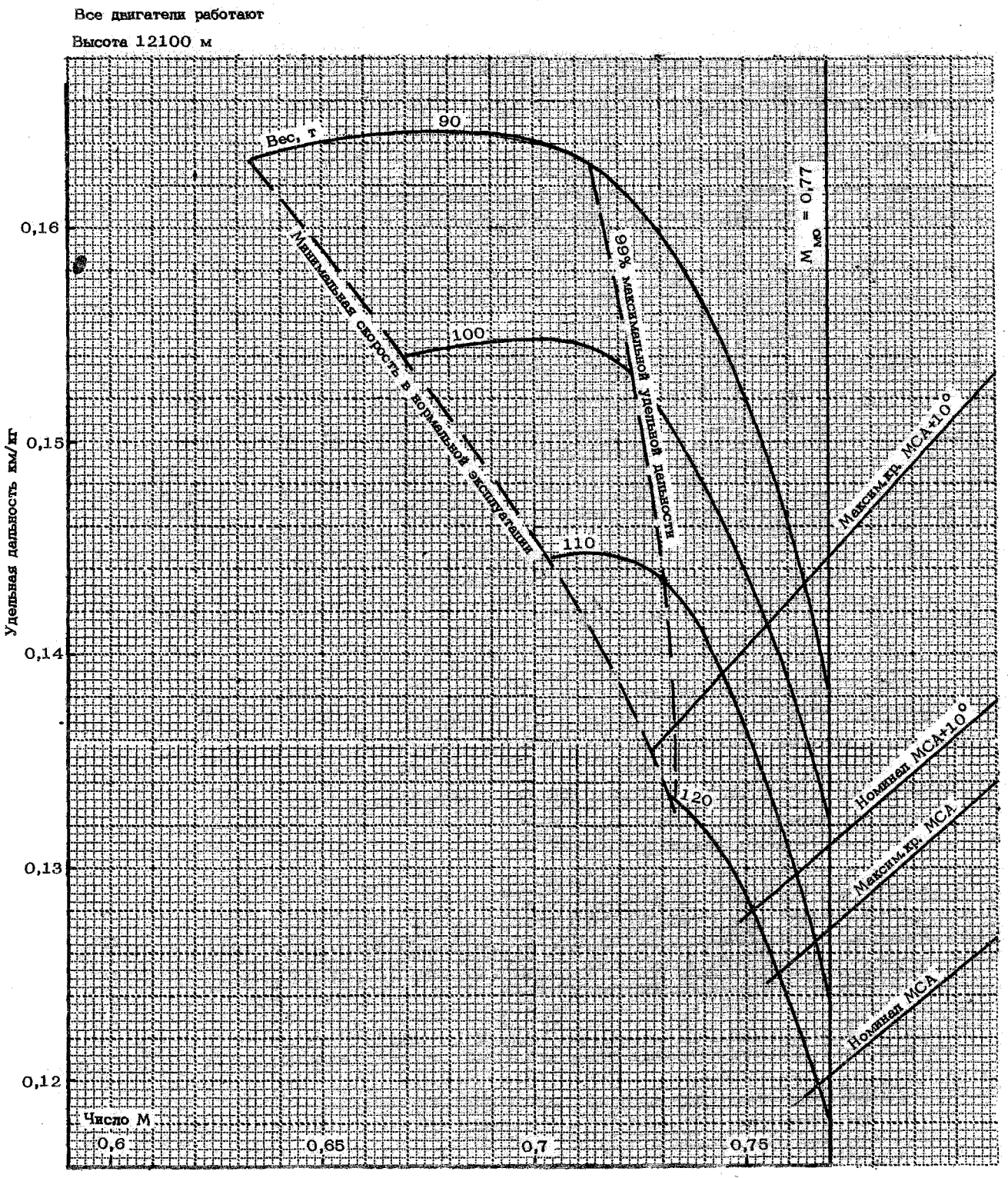
Все двигатели работают

Высота 11600



фиг. 5.5-27

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-28

Таблица I

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота 9I00 м $t°$ по МСА = -44,I°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
			0,69	0,7	0,7I	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	кг/ч	Число М	487	492	500	507	5I5	522	530	538	км/ч ПР
	км/т	км/ч ИС	754	764	775	786	797	808	820	830	км/ч ИС
I00	5495 I25,6	0,632 690	6220 I2I,2	6380 II9,8	6560 II8,I	6775 II6,0	7020 II3,6	7I20 II0,4	7680 I06,8	8I40 I02	
I05	5680 I23	0,64 699	6325 II9,2	6480 II7,9	6660 II6,3	6880 II4,2	7I20 III,9	7420 I08,9	7475 I09,7	8250 I00,6	
II0	5880 I20,4	0,648 708	6430 II7,3	6590 II6,0	6770 II4,5	6990 II2,5	7230 II0,2	7520 I07,4	7900 I03,8	8370 99,2	
II5	6080 II7,6	0,655 7I5	6550 II5,I	6700 II4,0	6880 II2,6	7I00 II0,7	7345 I08,5	7640 I05,8	8000 I02,4	8450 98,2	
I20	6300 II4,8	0,662 723	6670 II3,0	6820 II2,0	7000 II0,7	72I0 I09,0	7460 I06,8	7750 I04,2	8I20 I0I,0	8540 97,2	
I25	6505 II2,I	0,668 729	6805 II0,8	6945 II0,0	7I20 I08,8	7325 I07,3	7570 I05,3	7850 I02,9	82I0 99,0	8630 96,2	
I30	67I0 I09,5	0,673 735	6940 I08,7	7075 I08,0	7240 I07,0	7440 I05,6	7680 I03,8	7950 I0I,6	8300 98,8	8720 95,2	
I35	6920 I07	0,678 740	7070 I06,7	7200 I06,I	7360 I05,3	7560 I04,0	7780 I02,4	8050 I00,4	8390 97,7	8820 94,I	
I40	7I60 I04,5	0,685 748	7200 I04,7	7330 I04,2	7480 I03,6	7670 I02,5	7890 I0I,0	8I45 99,2	8490 96,6	8925 93,0	кг/ч км/т
I45	7320 I02,5	0,687 750	7350 I02,6	7470 I02,3	7630 I0I,6	78I0 I00,6	8050 99,I	8300 97,3	8650 94,8	9070 9I,5	
I50	7500 I00,6	0,69I 754,5	7500 I00,5	76I0 I00,4	7780 99,6	7960 98,7	8200 97,2	8460 95,5	8820 93,0	9220 90,0	
I55	7700 98,4	0,694 758	7670 98,3	7770 98,3	7930 97,7	8II0 96,9	8330 95,7	8590 94,I	8950 9I,6	9380 88,5	
I60	7920 96,2	0,698 762	7840 96,2	7940 96,2	8090 95,8	8256 95,2	8460 94,2	8720 92,7	9090 90,2	9540 87,0	
I65	8I20 94,3	0,70I 765	7995 94,3	8I00 94,3	8240 94,0	8405 93,5	86I0 92,6	8880 9I,0	9240 88,7	9700 85,6	
I70	8320 92,4	0,704 769	8I60 92,4	8270 92,4	8400 92,3	8560 9I,8	8760 9I,0	9040 89,4	9400 87,2	9860 84,2	
I75	8530 90,5	0,707 772	-	-	-	8720 90,I	8930 89,2	9200 87,8	9580 85,6	I0035 82,7	
I80	8775 88,6	0,7I2 777	-	-	-	8890 88,4	9I20 87,4	9370 86,2	9760 84,0	I0220 8I,2	
на каждые I0° отклонения выше МСА-прибавлять	I35 I5		I60 I7	I60 I7	I65 I7	I70 I7	I70 I7	I70 I7	I80 I7	I80 I7	кг/ч ИС
на каждые I0° отклонения ниже МСА-убавлять	I60 I6		I60 I7	I60 I7	I60 I7	I60 I7	I70 I7	I80 I7	I80 I7	I80 I7	кг/ч ИС

Таблица 2

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота 9600 t° по МСА = $-47,4^{\circ}$

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
	кг/ч	Число М	0,69	0,7	0,71	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	км/т	км/ч ИС	468	476	484	490	498	507	512	520	км/ч ПР
			748	759	770	780	791	804	813	824	км/ч ИС
5 100	5370 130,8	0,648 703	5870 127,5	6030 125,8	6210 124,0	6400 121,8	6650 119,0	6940 115,8	7260 112,0	7700 107,0	
105	5555 127,7	0,654 709	5985 125	6145 123,5	6320 121,9	6510 119,8	6740 117,3	7030 114,3	7350 110,6	7770 106,0	
110	5740 124,6	0,66 715,5	6100 122,6	6260 121,3	6430 119,8	6615 117,9	6840 115,6	7130 112,8	7445 109,2	7850 105,0	
115	5945 121,6	0,666 723	6220 120,2	6370 119,1	6540 117,8	6720 116,1	6940 114,0	7220 111,3	7540 107,85	7945 103,7	
120	6150 118,6	0,673 730	6350 117,8	6490 117	6640 115,9	6820 114,4	7040 112,4	7320 109,8	7630 106,5	8050 102,4	
125	6350 115,9	0,678 736	6480 115,4	6610 114,8	6760 113,9	6930 112,5	7145 110,7	7430 108,2	7735 105,1	8150 101,1	
130	6550 113,2	0,684 741,5	6620 113,0	6740 112,6	6880 111,9	7045 110,7	7260 109,0	7540 106,6	7830 103,8	8250 99,9	
135	6742 110,7	0,688 746	6760 110,6	6875 110,4	7000 109,85	7170 108,8	7370 107,3	7650 105,1	7950 102,3	8370 98,45	
140	6935 108,2	0,692 750	6910 108,2	7015 108,2	7140 107,8	7300 106,9	7490 105,6	7760 103,6	8065 100,8	8495 97,0	кг/ч км/т
145	7130 105,9	0,696 754	7060 105,9	7170 105,9	7300 105,5	7450 104,7	7650 103,4	7900 101,6	8220 98,9	8650 95,3	
150	7325 103,6	0,7 759	7230 103,5	7325 103,6	7460 103,2	7610 102,5	7810 101,3	8070 99,6	8380 97,0	8800 93,6	
155	7542 101,2	0,703 763	7400 101,1	7500 101,2	7630 100,9	7770 100,4	7960 99,4	8220 97,8	8530 95,3	8980 91,8	
160	7760 98,8	0,707 767	7580 98,7	7680 98,8	7800 98,7	7930 98,3	8105 97,6	8375 96,0	8685 93,6	9155 90,0	
165	7960 96,6	0,709 769	–	7850 96,7	7980 96,5	8115 96,1	8290 95,4	8560 93,9	8895 91,4	9330 88,3	
170	8170 94,5	0,712 772		8020 94,6	8160 94,4	8300 94,0	8490 93,2	8760 91,8	9115 89,2	9515 86,6	
175	–	–	–	8205 92,5	8340 92,3	8490 91,9	8670 91,25	8910 90,2	9220 88,2	–	
180	–	–	–	8400 90,4	8530 90,3	8685 89,8	8860 89,3	9070 88,6	9320 87,2	–	
На каждые 10° отклонения выше МСА–прибавлять	130 15		150 17	150 17	160 17	160 17	170 18	170 18	180 18	180 18	кг/ч ИС
На каждые 10° отклонения ниже МСА– вычитать	150 17		160 18	160 18	170 18	170 18	180 19	180 19	180 19	190 19	кг/ч ИС

Таблица 3

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота 10100 м t° по МСА=-50,6°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
	кг/ч	Числом М	0,69	0,7	0,71	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	км/т	км/ч ИС	454	460	466	474	480	488	494	500	км/ч ПР
			743	753	764	775	786	797	807	818	км/ч ИС
100	5210 135,8	0,657 707	5590 133,0	5704 132,0	5860 130,4	6040 128,3	6250 125,7	6510 122,4	6815 118,4	7213 113,4	
105	5410 132,2	0,664 715	5700 130,3	5820 129,4	5970 127,9	6150 126,5	6360 123,6	6600 120,7	6915 116,7	7300 112,0	
110	5610 128,6	0,67 721	5820 127,6	5940 126,8	6090 125,4	6260 123,8	6460 121,6	6700 119,0	7020 115,0	7390 110,7	
115	5800 125,4	0,676 728	5950 124,8	6060 124,2	6210 123	6370 121,6	6570 119,6	6790 117,3	7100 113,6	7480 109,3	
120	6010 122,2	0,682 734	6085 122,1	6190 121,6	6330 120,6	6490 119,4	6680 117,7	6890 115,6	7190 112,3	7570 108,0	
125	6210 119,1	0,687 739	6240 119,0	6340 118,7	6475 118,0	6620 117,0	6810 115,4	7030 113,4	7320 110,3	7680 106,5	
130	6410 116,0	0,691 744	6405 116,0	6500 115,8	6620 115,4	6760 114,6	6940 113,2	7170 111,2	7445 108,4	7790 105,0	кг/ч км/т
135	6620 113,2	0,696 749	6560 113,2	6650 113,2	6960 109,7	6910 112,2	7080 111,0	7300 109,2	7580 106,4	7965 102,7	
140	6820 110,4	0,7 753	6730 110,4	6810 110,6	6915 110,5	7060 109,8	7220 108,9	7430 107,2	7730 104,4	8140 100,5	
145	7020 108	0,704 758	-	6980 107,9	7080 107,9	7210 107,5	7370 106,7	7580 105,1	7900 102,2	8330 98,2	
150	7220 105,4	0,707 761	-	7160 105,2	7250 105,4	7370 105,2	7510 104,6	7740 103,0	8070 100,0	8520 96,0	
155	- -	0,711 -	-	-	-	-	7680 102,3	7915 100,7	8260 97,7	8720 93,8	
160	- -	0,714 -	-	-	-	-	7860 100,0	8090 98,5	8460 95,4	8930 91,6	
на каждые 10° отклонения выше МСА вычесть	130 15		160 18	160 18	160 17	150 16	160 17	160 18	170 18	170 18	кг/ч ИС
На каждые 10° отклонения ниже МСА-вычитать	155 18		140 16	140 16	150 17	150 18	160 19	160 19	170 19	190 20	кг/ч ИС

Таблица 4

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота I0600 м t° по МСА=53,8°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
	кг/ч	Число М	0,69	0,7	0,7I	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	км/т	км/ч ИС	438	444	450	457	462	470	477	483	км/ч Пр
			738	748	759	770	780	79I	802	8I2	км/ч ИС
I00	5090 I40,4	0,668 7I4	5300 I39,2	54I0 I38,2	5560 I36,5	57I0 I34,8	5900 I32,2	6I30 I29,0	6420 I25,0	6755 I20,2	
I05	5280 I36,5	0,674 720	5430 I35,9	5540 I35,I	5670 I33,9	58I0 I32,5	5990 I30,3	62I0 I27,4	6500 I23,3	6858 II8,4	
II0	5480 I32,7	0,68 727	5565 I32,6	5670 I32,0	5780 I3I,4	59I0 I30,2	6070 I28,5	6290 I25,8	6595 I2I,6	6960 II6,7	
II5	5690 I28,9	0,686 733	57I0 I29,3	5800 I28,9	5920 I28,3	6050 I27,3	6205 I25,7	6420 I23,2	6720 II9,3	7080 II4,7	
I20	6070 I25,2	0,7II 760	5860 I26,0	5950 I25,8	6060 I25,3	6I90 I24,4	6340 I23,0	6560 I20,6	6855 II7,0	7205 II2,7	
I25	6I80 I22,0	0,705 754	6040 I22,2	6II5 I22,3	62I5 I22,I	6340 I2I,4	6495 I20,I	6700 II8,0	7000 II4,5	7370 II0,2	кг/ч км/т
I30	6300 II8,8	0,70 748	6230 II8,5	6300 II8,8	6380 II8,9	6500 II8,4	6655 II7,2	6860 II5,3	7I60 II2,0	7530 I07,8	
I35	6500 II5,9	0,705 754	-	6450 II6,0	6550 II5,9	6670 II5,5	68I0 II4,6	7020 II2,7	7330 I09,4	77I0 I05,3	
I40	67I0 II3,0	0,709 758	-	-	6720 II3,0	6830 II2,7	6960 II2,0	7I80 II0,2	75I0 I06,8	7900 I02,8	
I45	- -	0,7I3 -	-	-	-	7000 II0,0	7I40 I09,3	7350 I07,6	7690 I04,3	8090 I00,4	
I50	- -	0,7I6 -	-	-	-	-	7320 I06,6	7530 I05,0	7870 I0I,9	8290 98,0	
на каждые I0° отклонения выше МСА - прибавлять	I35		I40	I40	I40	I40	I50	I50	I60	I60	кг/ч
	I6		I7	I7	I7	I7	I7	I7	I8	I8	ИС
на каждые I0° отклонения ниже МСА - вычитать	I40		I30	I30	I40	I50	I60	I60	I70	I70	кг/ч
	I7		I7	I7	I8	I8	I9	I9	I9	20	ИС

Таблица 5

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота 11100 м t° по МСА = 56,4°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
	кг/ч	Число М	0,69	0,7	0,71	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
			420	426	432	439	446	452	458	464	км/ч Пр
	км/т	км/ч ИС	733	743	754	765	775	786	796	807	км/ч ИС
100	4965 145,0	0,678 720	5070 144,6	5160 144,0	5270 143,0	5410 141,4	5575 139,0	5790 135,8	6035 131,9	6360 126,8	
105	5160 141,0	0,685 727	5210 140,8	5310 140	5390 139,9	5515 138,7	5665 136,8	5870 133,9	6130 129,8	6480 124,6	
110	5350 137,0	0,69 733	5350 137,1	5420 137,1	5510 136,8	5620 136,1	5760 134,6	5950 132,1	6230 127,8	6590 122,4	
115	5540 133,3	0,695 738	5500 133,2	5570 133,3	5665 133,1	5770 132,5	5900 131,3	6100 128,8	6380 124,8	6740 119,7	
120	5740 129,6	0,700 743	5670 129,3	5730 129,6	5830 129,4	5930 129,0	6055 128,0	6260 125,6	6535 121,8	6900 117,0	кг/ч км/т
125	5960 125,7	0,705 749	–	5880 126,4	6000 125,6	6100 125,4	6230 124,4	6430 122,3	6710 118,6	7070 114,1	
130	6180 121,8	0,709 753	–	–	6190 121,8	6280 121,8	6415 120,8	6605 119,0	6900 115,4	7260 111,2	
135	– –	0,713 –	– –	– –	– –	6470 118,3	6595 117,5	6790 115,8	7080 112,4	7530 107,2	
140	– –	0,717 –	– –	– –	– –	6660 114,8	6790 114,2	6980 112,6	7280 109,4	7820 103,2	
На каждые 10° отклонения выше МСА – прибавлять	110 5		140 17	140 17	140 18	140 18	150 18	150 18	160 18	160 18	кг/ч ИС
На каждые 10° отклонения выше МСА – вычитать	130 17		135 17	135 17	140 18	140 18	150 18	150 18	160 19	170 19	кг/ч ИС

Таблица 6

Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота II600 м $t°$ по МСА = 56,4°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
			0,69	0,7	0,7I	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	кг/ч	Число М	406	4I2	4I8	424	430	438	443	450	км/ч Пр
	км/т	км/ч ИС	733	743	754	765	775	786	796	807	км/ч ИС
I00	4880 I49,6	0,687 729	4900 I49,6	4970 I49,4	5070 I48,8	5I80 I47,6	5330 I45,3	5535 I42,0	5770 I38,0	6080 I32,8	
I05	5080 I45,I	0,694 737	5055 I45,0	5I20 I45,0	52I0 I44,7	53I0 I44,0	5450 I42,2	5650 I39,2	5890 I35,I	62I0 I30,0	
II0	5280 I40,7	0,7 743	5225 I40,3	5280 I40,6	5360 I40,7	5450 I40,3	5570 I39,2	5750 I36,7	6020 I32,2	6350 I27,0	
II5	5490 I36,3	0,705 749	5350 I37,0	5420 I37,0	5530 I36,3	5620 I36,I	5740 I35,0	5920 I32,7	6I80 I28,8	6520 I23,7	кг/ч км/т
I20	57I0 I3I,9	0,709 753	–	–	5720 I3I,9	5800 I3I,8	5925 I30,8	6I00 I28,8	6350 I25,4	6700 I20,4	
I25	– –	0,7I3 –	–	–	–	–	–	63I0 I24,6	6550 I2I,6	6885 II7,2	
I30	– –	0,7I7 –	–	–	–	–	–	6520 I20,5	6760 II7,8	7080 II4,0	
На каждые I0° отклонения выше МСА – прибавлять	I30		I40	I40	I40	I30	I40	I50	I50	I60	кг/ч
	I5		I8	I8	I8	I8	I8	I8	I8	I8	ИС
На каждые I0° отклонения ниже МСА – вычитать	I45		I40	I40	I40	I40	I45	I45	I50	I60	кг/ч
	I7		I7	I7	I8	I9	I8	I8	I8	I9	ИС

Таблица 7

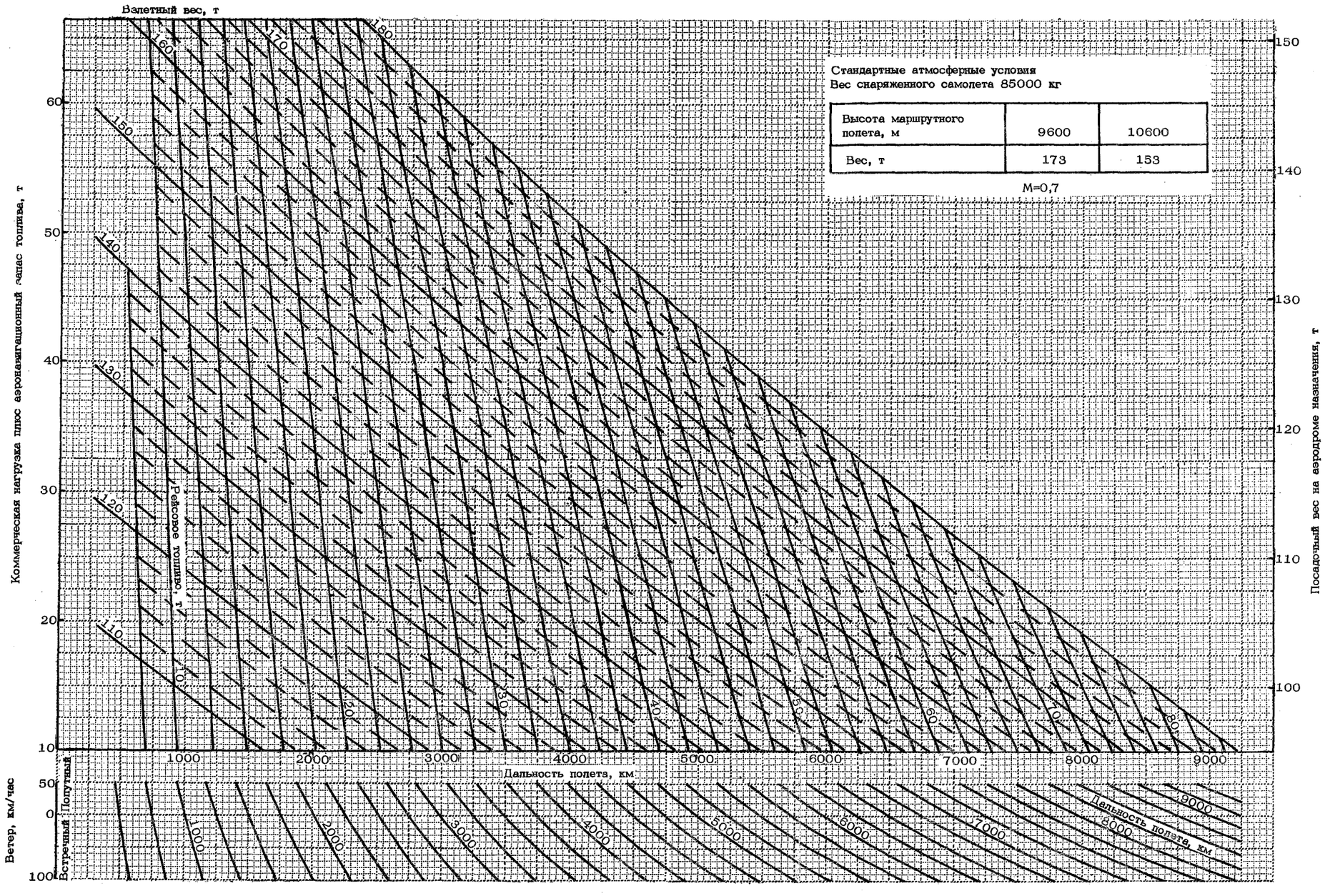
Воздушная скорость, часовой расход топлива, дальность на тонну топлива в режиме крейсерского полета

Высота I2I00 м t° по МСА=56,4°

Масса, т	Дальнее крейсирование		Крейсирование по числам М								
	кг/ч	Число М	0,69	0,7	0,7I	0,72	0,73	0,74	0,75	0,76	Число М
	км/ч	км/ч ИС	395	398	404	4I0	4I6	422	428	434	км/ч Пр
			733	743	754	765	775	786	796	807	км/ч ИС
I00	4780 I54,8	0,697 740	4780 I54,7	4800 I54,8	4880 I54,6	4980 I53,7	5I20 I5I,4	5300 I48,2	5530 I44,0	58I0 I38,8	
I05	2390 I49,7	0,703 7,46	-	4980 I49,3	5040 I49,6	5I30 I49,I	5250 I47,5	5435 I44,6	5680 I40,I	5980 I34,9	
II0	5200 I44,6	0,708 752	-	-	52I0 I44,7	5290 I44,6	5390 I43,7	5575 I4I,0	5840 I36,2	6I60 I3I,0	
II5	- -	0,7I2 -	-	-	-	-	-	5760 I36,5	60I0 I32,4	6330 I27,5	
I20	- -	0,7I7 -	-	-	-	-	-	5955 I32,0	6I90 I28,6	65I0 I24,0	
на каждые I0° отклонения выше МСА - прибавлять	I20		I30	I30	I40	I50	I40	I40	I40	I50	кг/ч
	I7		I8	I8	I8	I8	I8	I8	I8	I8	ИС
на каждые I0° отклонения ниже МСА - вычитать	I20		I20	I20	I30	I50	I40	I40	I40	I50	кг/ч
	I8		I8	I8	I9	I9	I9	I9	I9	I9	ИС

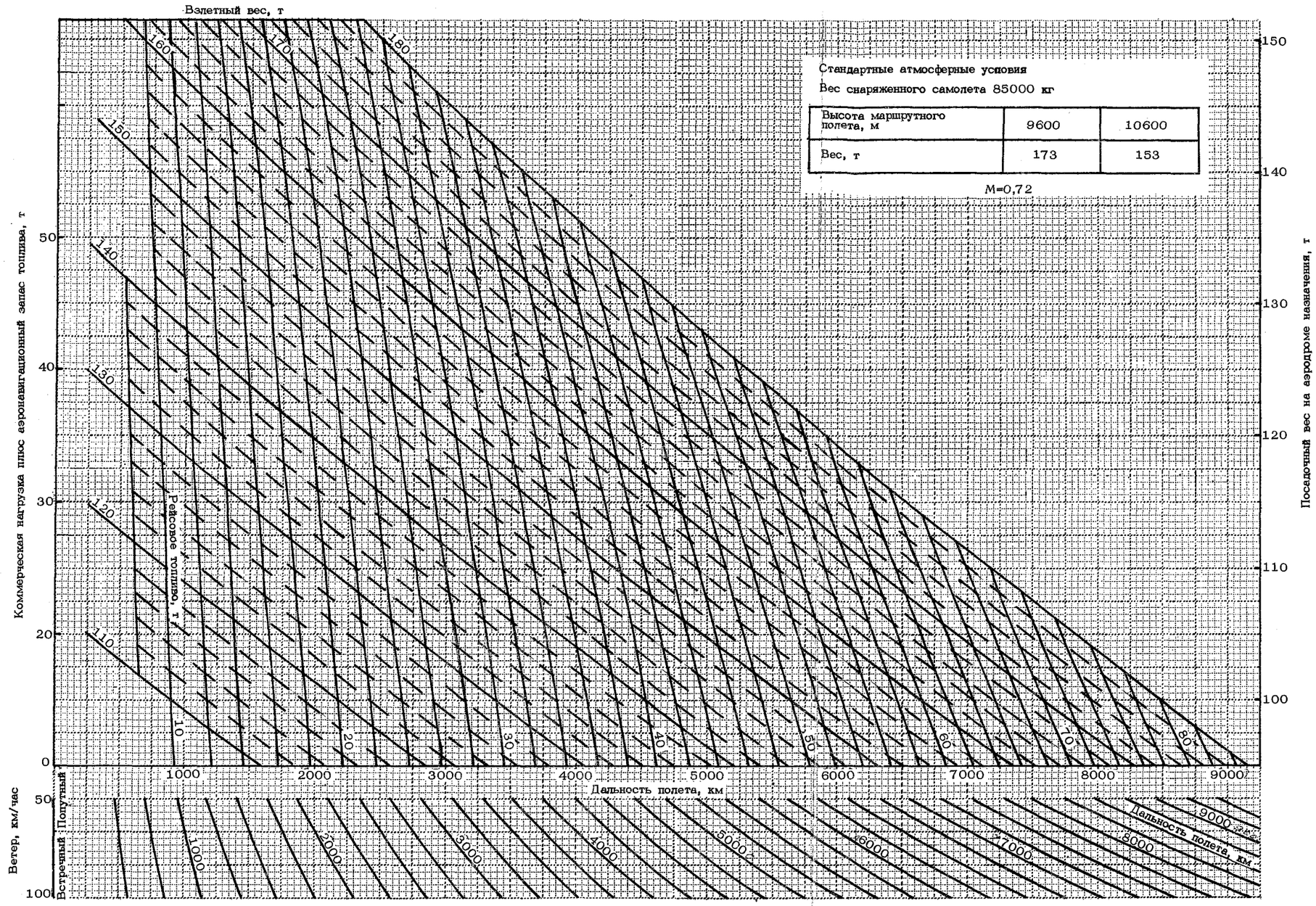
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-29

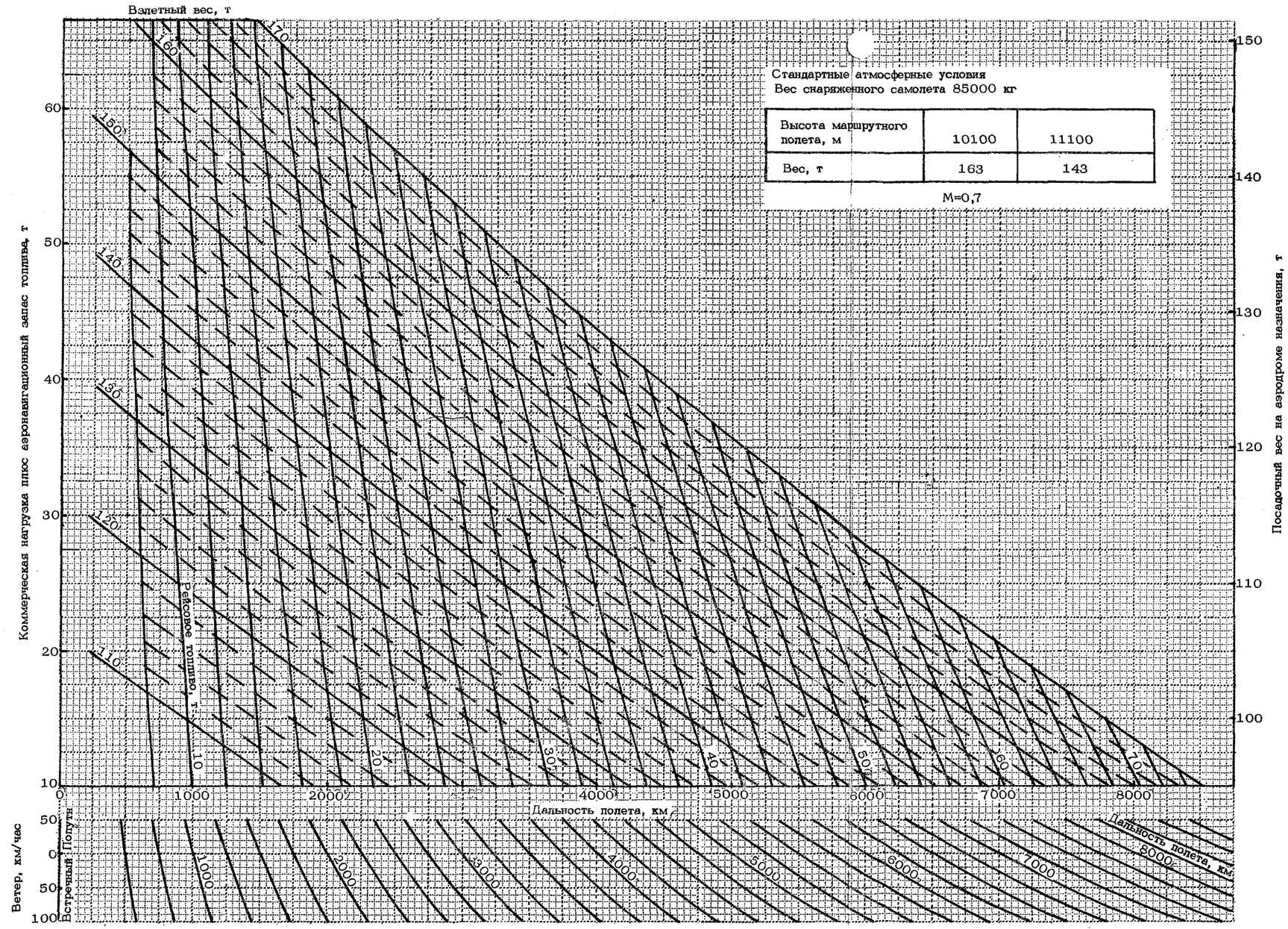
РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС
В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-29.1

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

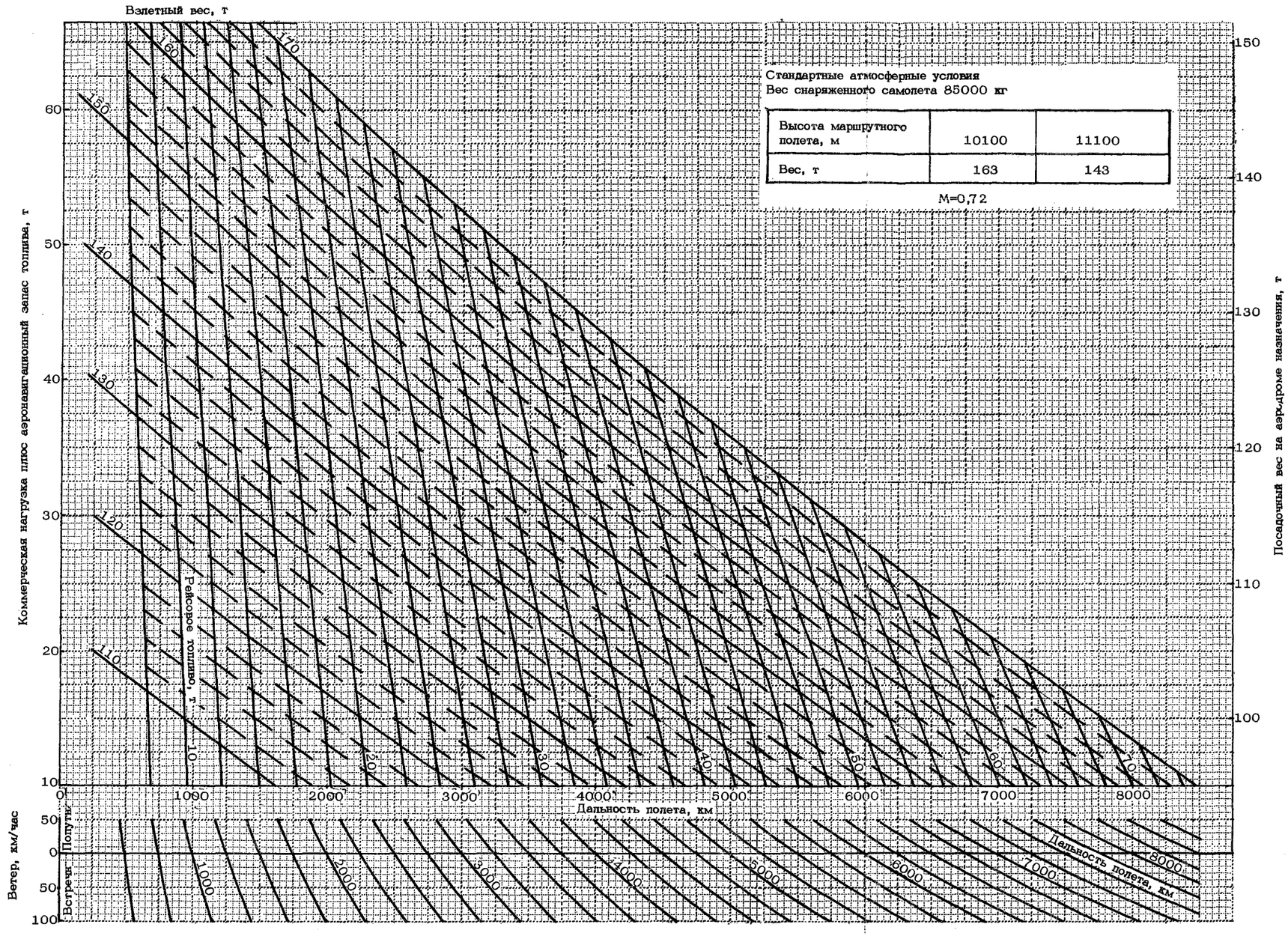
РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-30

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА

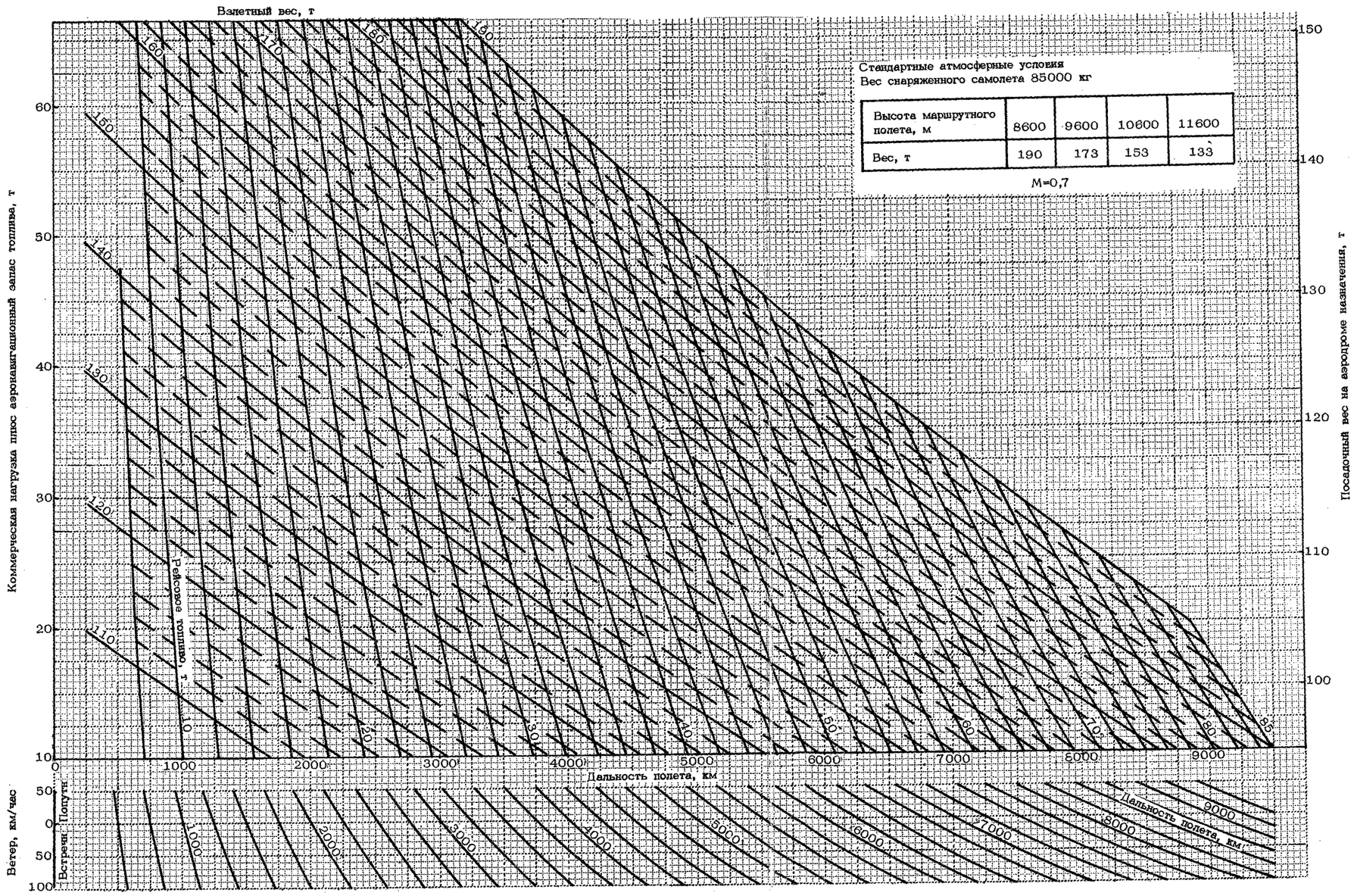


фиг.5.5-30.1

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

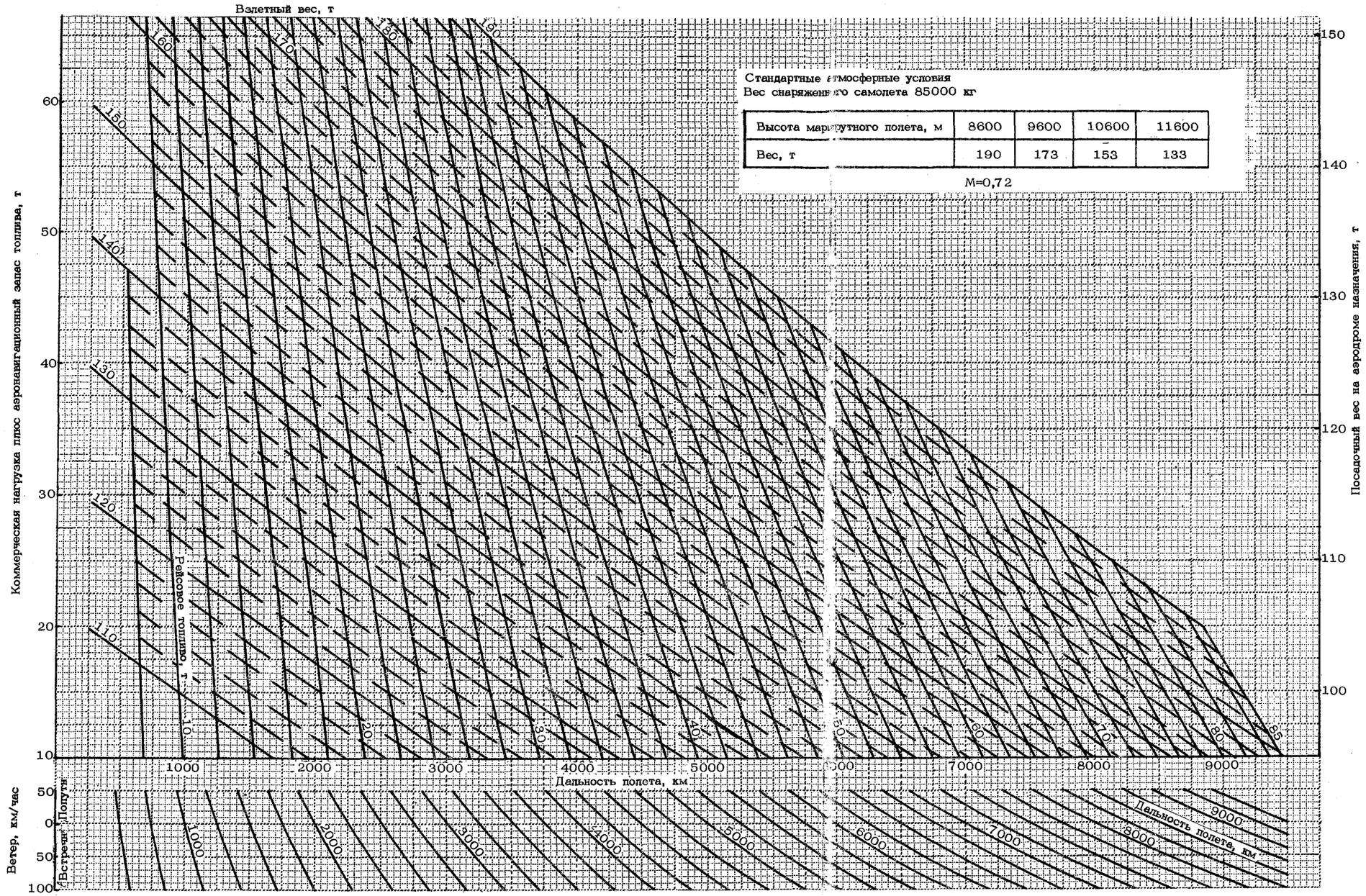
РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-31

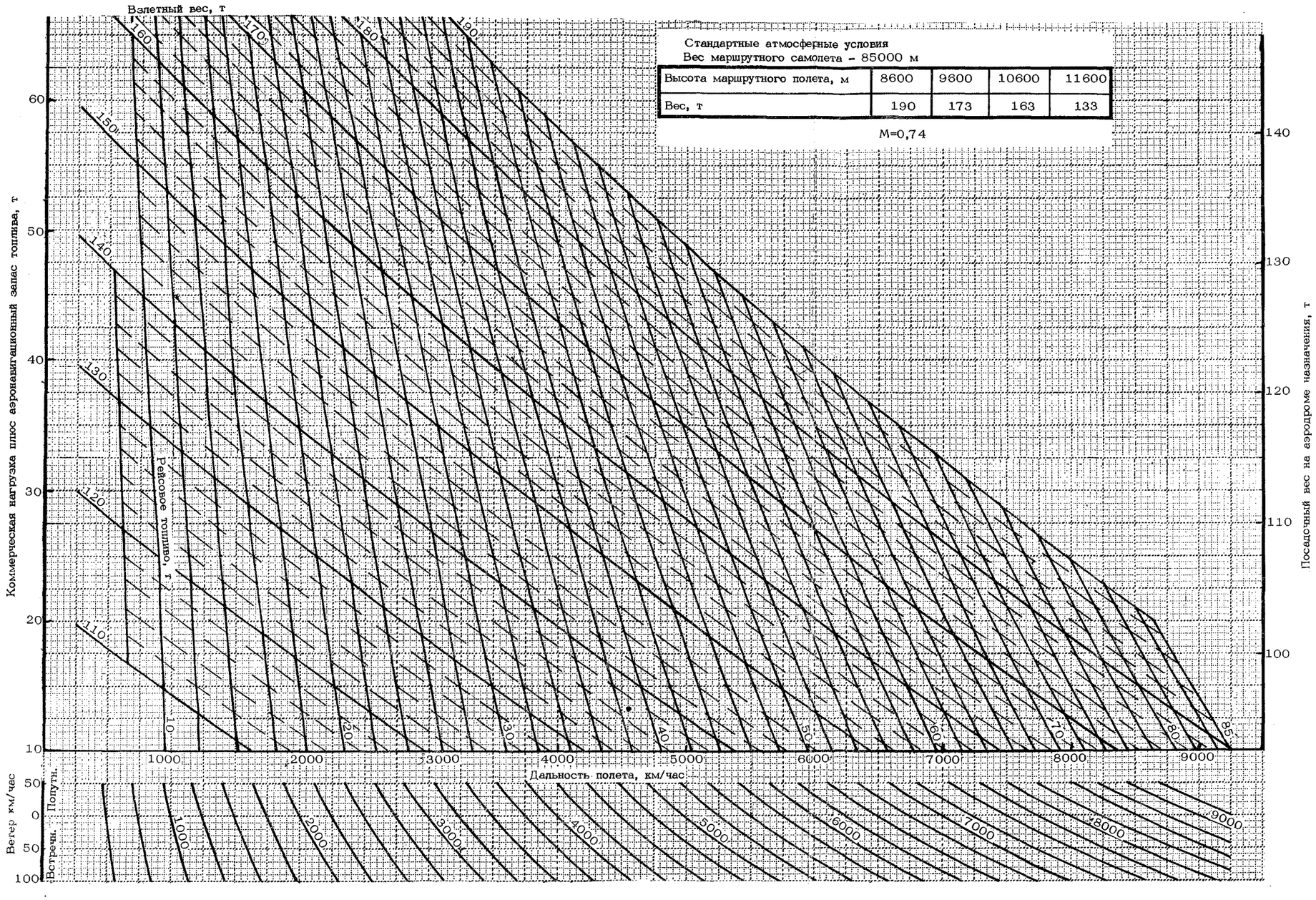
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



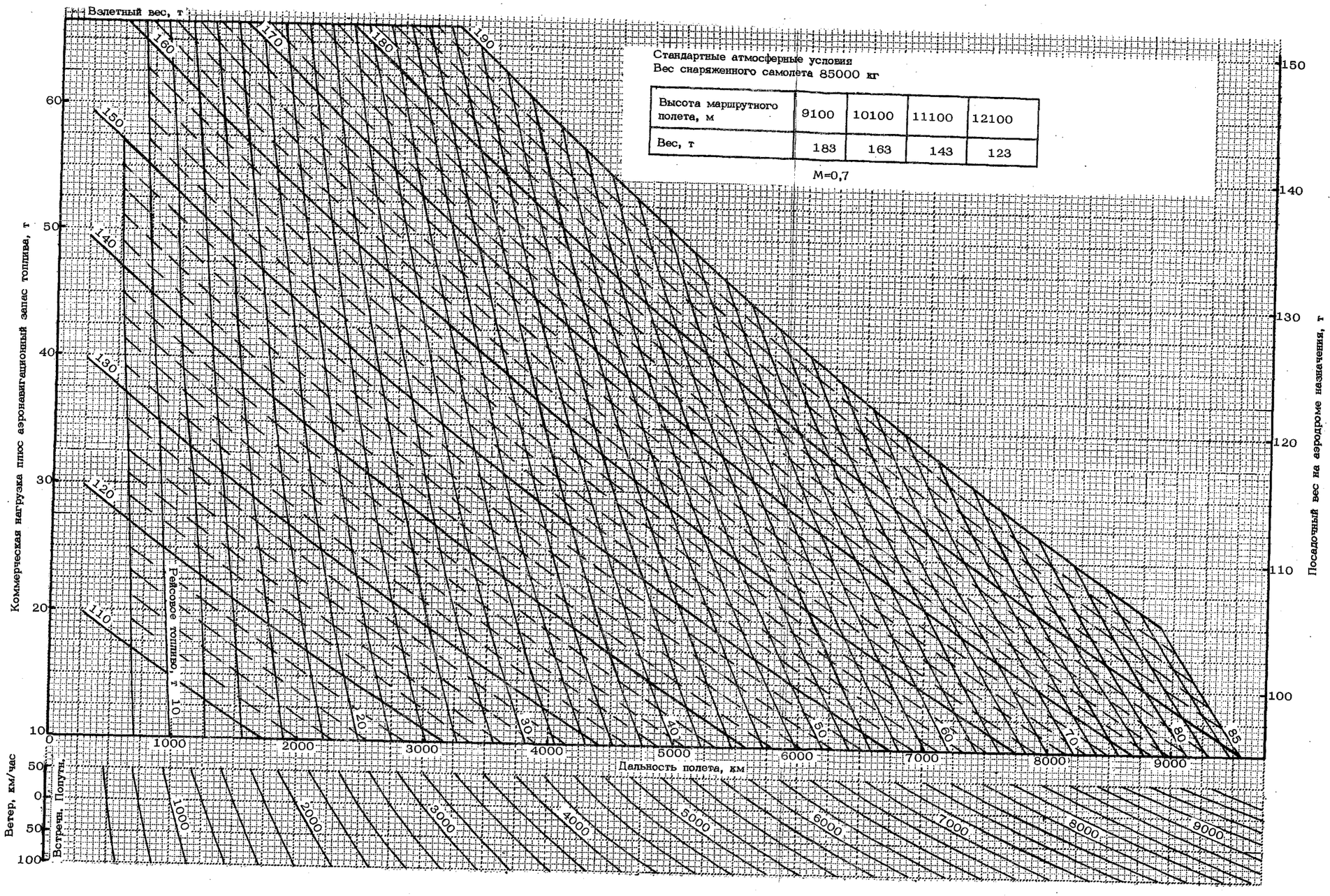
фиг.5.5-31.1

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС,
ВЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



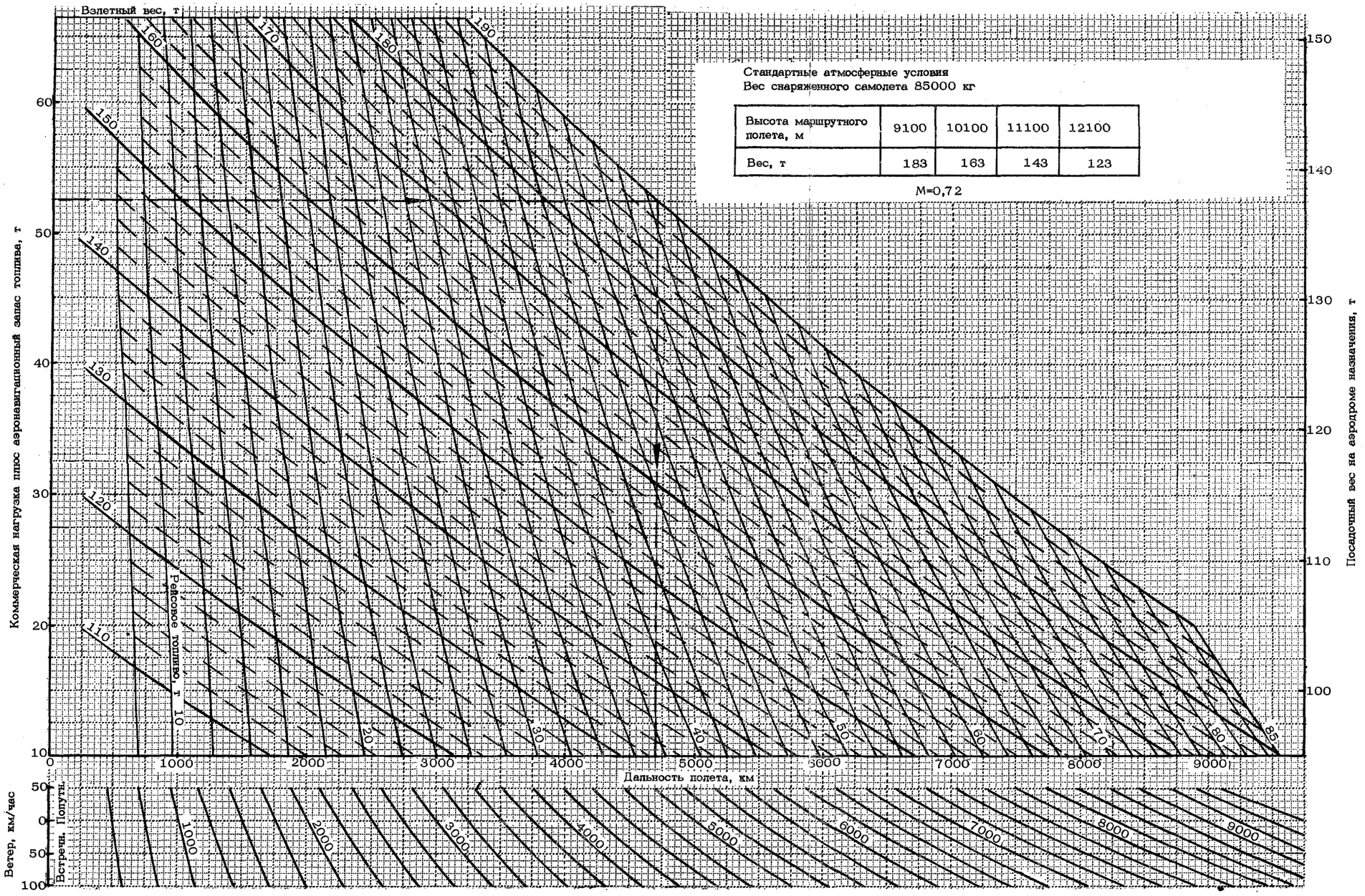
фиг.5.5-31.2

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



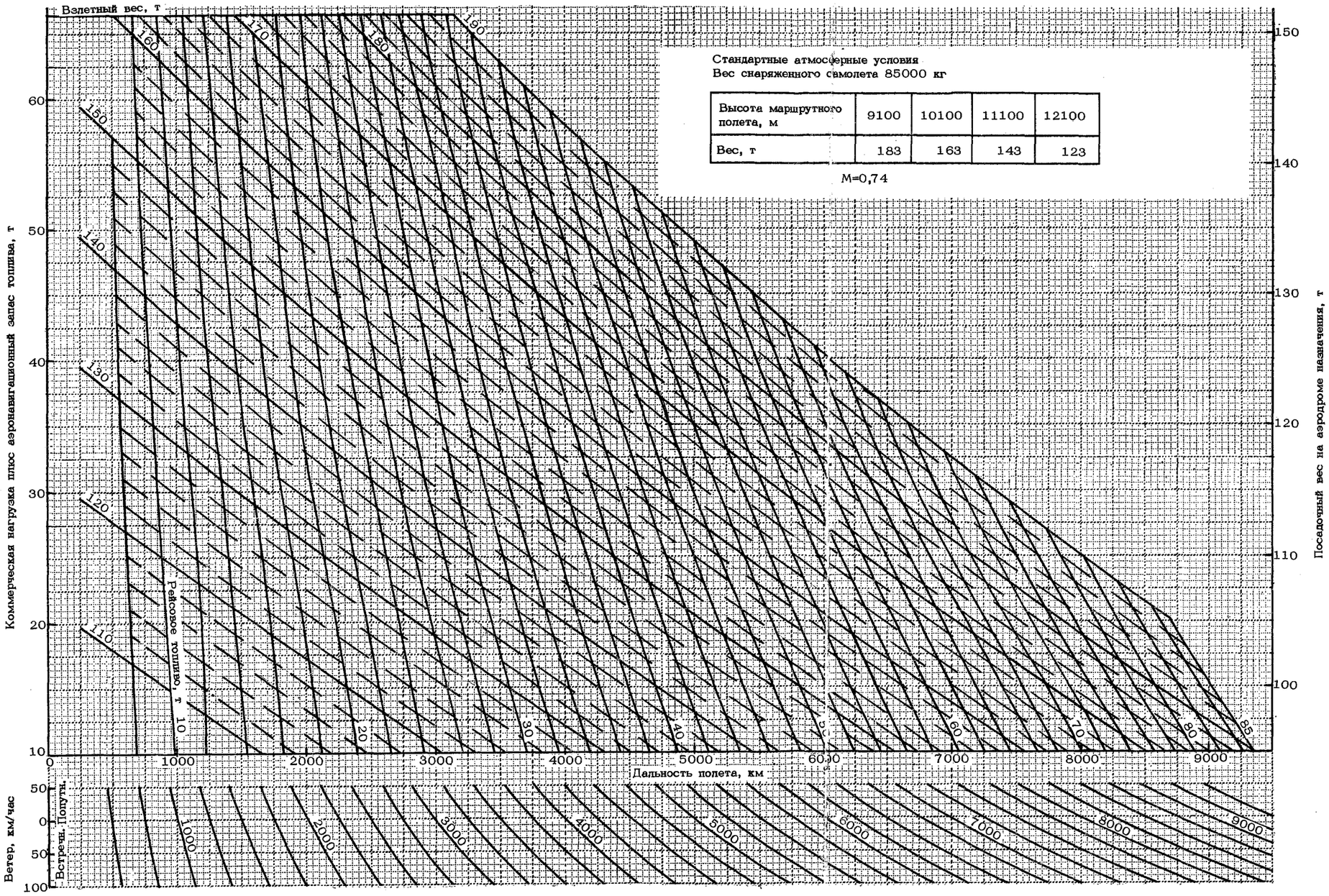
фиг.5.5-32

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-32.1

РЕЙСОВОЕ ТОПЛИВО, КОММЕРЧЕСКАЯ НАГРУЗКА, ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС
В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА



фиг.5.5-32.2

РАСХОД ТОПЛИВА В РЕЖИМЕ ОЖИДАНИЯ

Таблица 8

МСА

V км/ч ПР	390						4I0								445			
Высота, м	300	600	900	I200	I500	I800	2I00	2400	2700	3000	3300	3600	3900	4200	4500	4800	5400	6000
Масса с-та, т	Расход топлива, кг/ч																	
90	5I40	5020	4920	5I00	5I70	5220	5570	5560	5540	5395	5580	53I0	5400	55I0	6I80	6340	5900	5930
I00	5330	5260	5090	5330	5380	5420	5770	5750	5790	5580	5750	5520	5620	57I0	6350	6460	6090	6II0
II0	5490	5480	5300	5500	5540	5640	6000	5980	5980	5800	6020	5890	5950	5940	6550	6590	6290	6320
I20	5700	5690	5490	5670	5750	5880	6220	62I5	6270	6I40	6260	6II0	6I40	6I90	6730	6800	6580	6540
I30	60I0	5920	5820	5960	6070	6I60	65I0	6500	6590	6500	6560	6520	6480	6470	6980	7090	6820	6800
I40	63I0	6200	6050	6200	6390	6480	68I0	6780	6960	6840	6870	6920	6920	6770	7250	7370	7I50	7II0
I50	6470	6400	6370	6490	6700	6770	7080	7070	7350	7240	7200	7250	7260	7040	7370	7890	7460	7420
I60	6830	6760	6670	6770	6980	7070	73I0	7350	7690	7580	7480	7530	75I0	7425	7850	8I60	7820	7690
I70	72I0	7I40	7I70	7I60	7290	7420	77I0	7680	80I0	7900	7770	7860	7870	7800	8220	8490	8230	8030
																МСА + I0°		
90	5220	5II0	4990	5I90	5260	53I0	5660	5650	5650	5490	5690	54I0	5500	56I0	6300	6460	60I0	6030
I00	54I0	5360	5I60	5420	5470	55I0	5860	5850	5900	5670	5860	5620	5730	58I0	6470	6590	62I0	62I0
II0	5570	5580	5380	5590	5630	5730	6090	6080	6I00	5900	6I40	6000	6070	6050	6680	6720	64I0	6430
I20	5790	5790	5570	5760	5850	5980	6320	6320	6400	6240	6380	6220	6270	6300	6860	6930	6700	6650
I30	6I I0	6030	59I0	6060	6I70	6260	66I0	6620	6720	66I0	6680	6640	66I0	6590	7II0	7230	6960	6920
I40	6400	63I0	6I40	6300	6500	6590	6920	6900	7I00	6960	7000	7050	7060	6890	7390	75I0	82I0	7220
I50	6570	6520	6460	6600	68I0	6890	7I90	7200	7490	7360	7340	7380	74I0	7I70	75I0	8040	7600	7550
I60	6940	6880	6770	6880	7I00	7I90	7430	7480	7840	77I0	7620	7670	7660	7560	80I0	8320	7970	7820
I70	7320	7260	7280	7280	74I0	7540	7830	7820	8I70	8050	7920	80I0	8030	7940	8390	8650	8390	8I60
																МСА + 20°		
90	53I0	5I90	5070	5270	5350	54I0	5770	5760	5740	5590	5800	55I0	5600	5720	6420	6570	6I00	6I50
I00	5500	5440	5250	55I0	5560	56I0	5970	5960	6000	5780	5970	5730	5830	5930	6600	6700	6290	6340
II0	5670	5660	5740	5690	5720	5840	62I5	6200	6200	60I0	6250	6II0	6I80	6I70	68I0	6840	6500	6550
I20	5890	5870	5670	5860	5940	6090	6440	6450	6500	6360	6500	6340	6380	6430	7000	7050	6790	6780
I30	62I0	6I20	60I0	6I60	6270	6380	6740	6750	6840	6740	68I0	6760	6730	6720	7250	7350	7050	7060
I40	65I0	6400	6250	64I0	6600	67I0	7060	7030	7220	7090	7I30	7I80	7I80	7030	7540	7640	7380	7370
I50	6690	66I0	6570	67I0	6930	7020	7340	7340	7620	7500	7480	7520	7540	73I0	7660	8I80	77I0	7700
I60	7060	6980	6890	7000	7220	7320	7580	7630	7970	7860	7760	78I0	7800	77I0	8I60	8470	8070	7980
I70	7450	7370	7400	7400	7540	7690	7990	7970	8300	82I0	8060	8I60	8I70	8I00	8550	8800	8500	8320

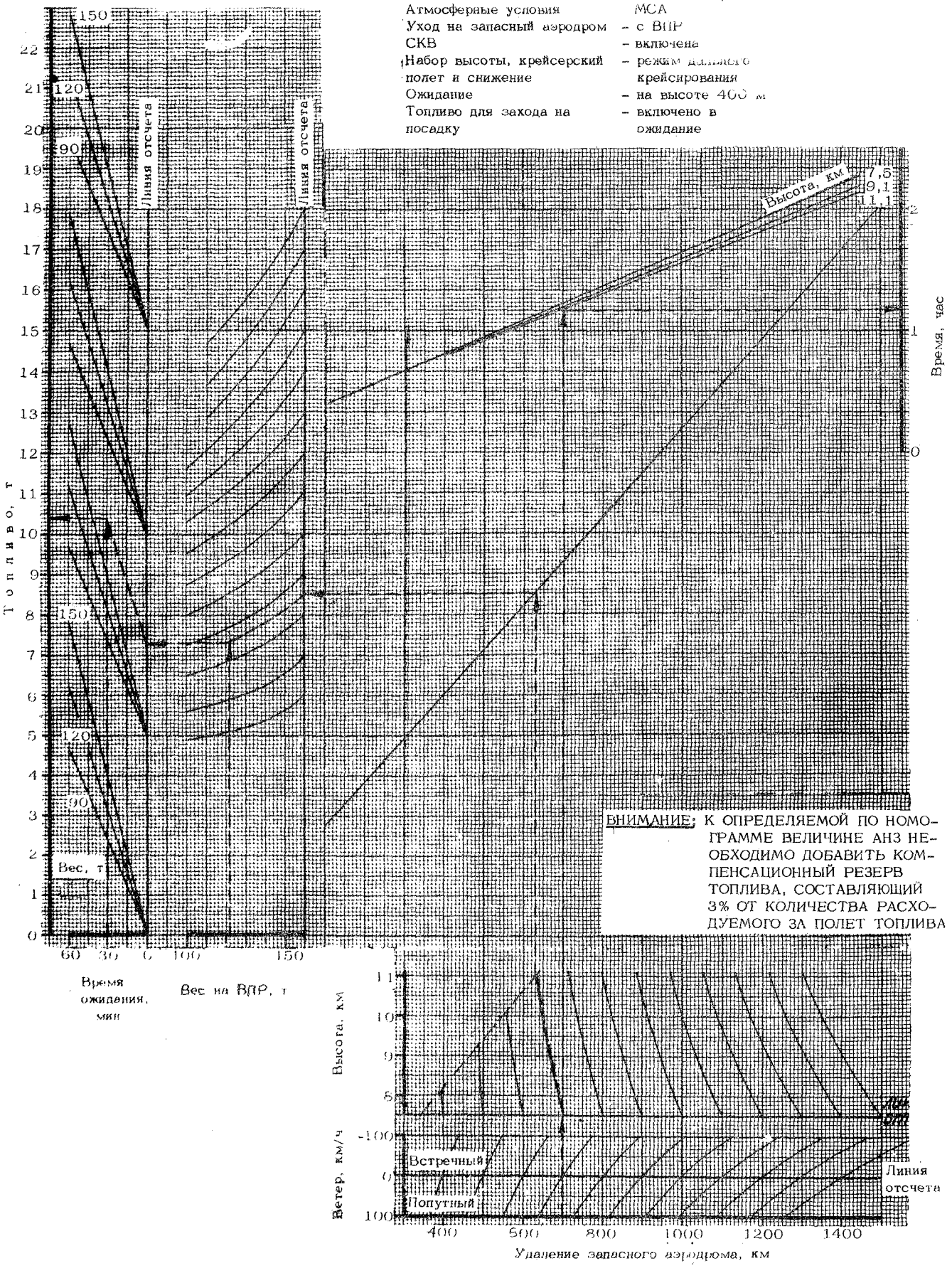
РАСХОД ТОПЛИВА В РЕЖИМЕ ОЖИДАНИЯ (УСЛОВИЯ ТУРБУЛЕНТНОСТИ)

Таблица 9

МСА

V км/ч ПР	520																	
Высота, м	300	600	900	I200	I500	I800	2I00	2400	2700	3000	3300	3600	3900	4200	4500	4800	5400	6000
Масса с-та, т	Расход топлива, км/ч																	
90	7490	7350	7260	7490	7600	7740	7760	7840	7900	7970	7840	7760	7550	76I0	7540	7270	7250	7220
I00	7670	75I0	7440	7680	7790	7960	8030	8040	8070	8II0	8000	7960	7760	7830	7730	7490	7460	74I0
II0	7840	77I0	7620	7860	7970	8I60	8220	8230	8240	8240	8I80	8I30	7940	7990	7870	7600	7700	7590
I20	8050	7940	7820	8060	8I80	8375	8440	8450	8440	8430	8350	8280	8090	8I50	8060	7820	7890	7770
I30	8300	8I70	8080	83I0	8470	8670	8700	8700	8650	8620	8540	85I0	8330	8370	8270	8050	8II0	7970
I40	8590	8460	8380	8590	8750	8890	89I0	8900	8820	8770	87I0	8700	8520	8590	85I0	8360	83I0	8200
I50	8900	8770	8720	8870	9000	9I40	9I50	9I20	9060	9000	8930	8880	8700	8780	87I0	8650	8570	8480
I60	9280	9I40	9080	9I80	9300	9390	94I0	9340	9290	9200	9I60	9I20	8930	9030	8960	89I0	8850	87I0
I70	9700	9550	9480	9550	9640	97I0	9660	9620	9530	9480	9440	9360	9220	9330	9270	9320	9I20	8970
																МСА + I0°		
90	7600	7460	7380	7620	77I0	7870	7890	7970	8050	8II0	7990	79I0	7690	7760	7690	7550	7390	7370
I00	7780	7630	7560	78I0	7920	8I00	8I70	8I80	8220	8260	8I60	8I20	7920	7990	7890	7780	7600	7570
II0	7960	7820	7740	7980	8I00	8300	8370	8380	8400	8390	8340	8290	8I00	8I50	8020	7900	7850	7750
I20	8I70	8060	7950	8200	8360	8520	8590	8590	8600	8580	8520	8450	8250	8320	8220	8I20	8050	7930
I30	8430	8290	82I0	8440	8600	8820	8850	8850	88I0	8780	87I0	8680	8490	8540	8430	8360	8270	8I40
I40	8720	8590	8520	8730	8890	9040	9070	9050	8990	8930	8880	8870	8690	8770	8680	8680	8470	8370
I50	9040	8900	8860	9020	9I40	93I0	93I0	9280	9230	9I60	9I00	9050	8870	8960	8890	8980	8730	8660
I60	9420	9280	9230	9330	9450	9550	9570	9500	9460	9370	9340	9290	9I00	9220	9I40	9250	9020	8900
I70	9850	9700	9630	9700	9790	9880	9830	9780	97I0	9650	9630	9550	9400	9520	9450	9670	9300	9I60
																МСА + 20°		
90	7750	7580	75I0	7750	7850	80I0	8040	8II0	8200	8260	8I30	8050	7830	7900	7840	7540	7530	7500
I00	7930	7750	7700	7950	8060	8240	8320	8320	8370	8400	8300	8260	8050	8I40	8050	7780	7750	7700
II0	8I00	7950	7880	8I30	8240	8450	8520	8520	8550	8540	8490	8430	8240	8300	8I80	7900	8000	7880
I20	8320	8I90	8I00	8340	85I0	8670	8750	8740	8760	8730	8670	8590	8390	8470	8390	8I20	8200	8070
I30	8590	8430	8360	8600	8755	8970	9020	9000	8980	8940	8860	8830	8640	8700	8600	8360	8420	8280
I40	8880	8730	8670	8890	9040	9200	9240	9200	9I50	9090	9040	9030	8840	8930	8850	8680	8630	85I0
I50	92I0	9050	9020	9I80	9305	9470	9490	9440	9400	9330	9270	92I0	9030	9I30	9070	8980	8900	88I0
I60	9600	9440	9400	9500	9620	9720	9750	9660	9640	9540	9500	9450	9260	9390	9320	9I50	9I90	9050
I70	I0040	9860	98I0	9880	9970	I0050	I0020	9950	9890	9830	9800	97I0	9570	9690	9640	9670	9470	9320

Атмосферные условия	МСА
Уход на запасный аэродром	– с ВПР
СКВ	– включена
Набор высоты, крейсерский полет и снижение	– режим дальнего крейсирования
Ожидание	– на высоте 400 м
Топливо для захода на посадку	– включено в ожидание



АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА

фиг.5.5-36

5.5.4. КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ ОДНОМ НЕРАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

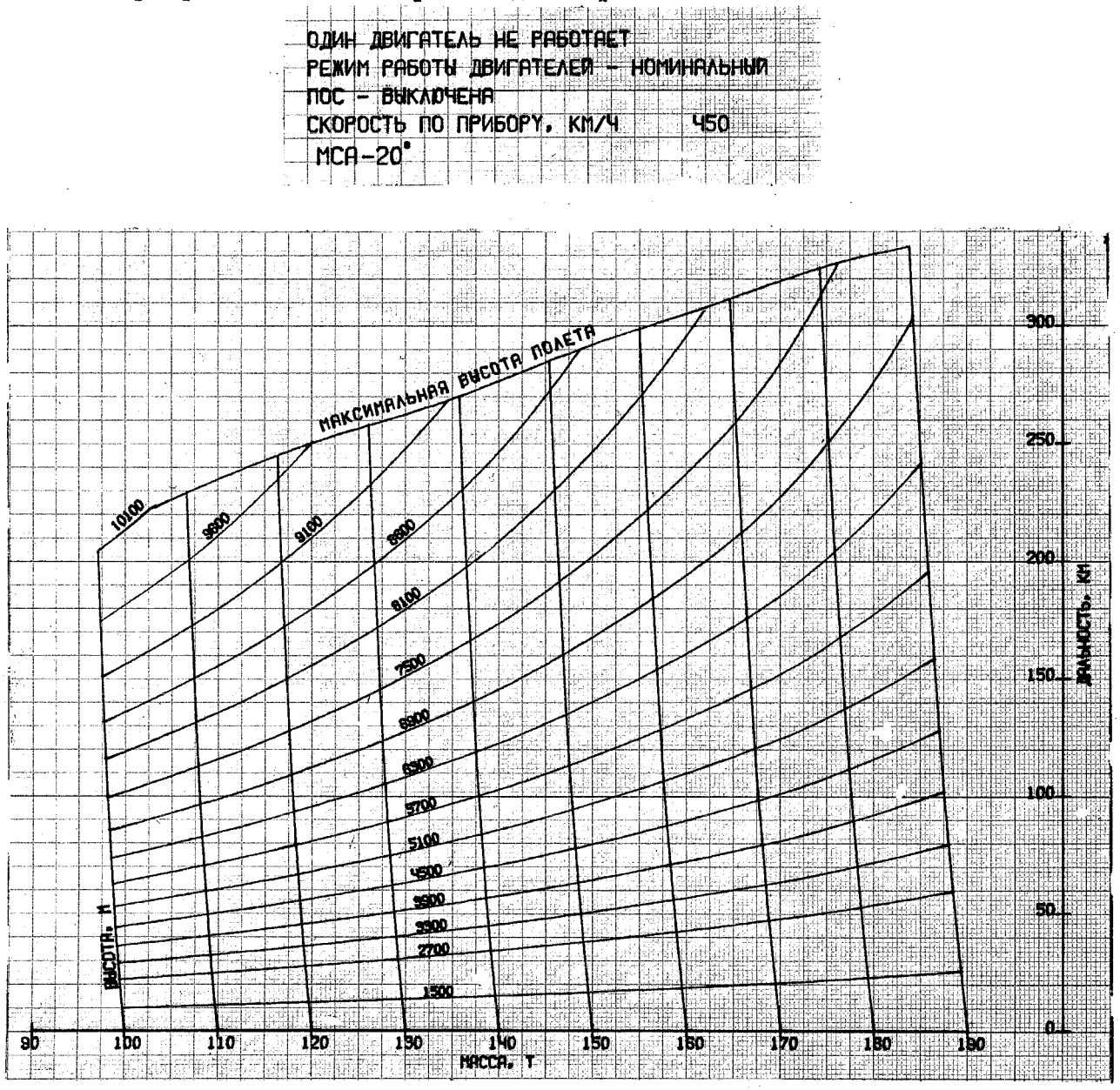
А. Характеристики набора высоты

Номограммы, приведенные на фиг.5.5-40÷5.5-42.4, позволяют определить дистанцию, расход топлива и время при наборе высоты в зависимости от взлетного веса и температуры окружающего воздуха.

Б. Расход топлива при крейсировании

На фиг.5.5-44 - 5.5-59 приведены сетки удельных дальностей по числу М для различных весов и высот полета в условиях МСА.

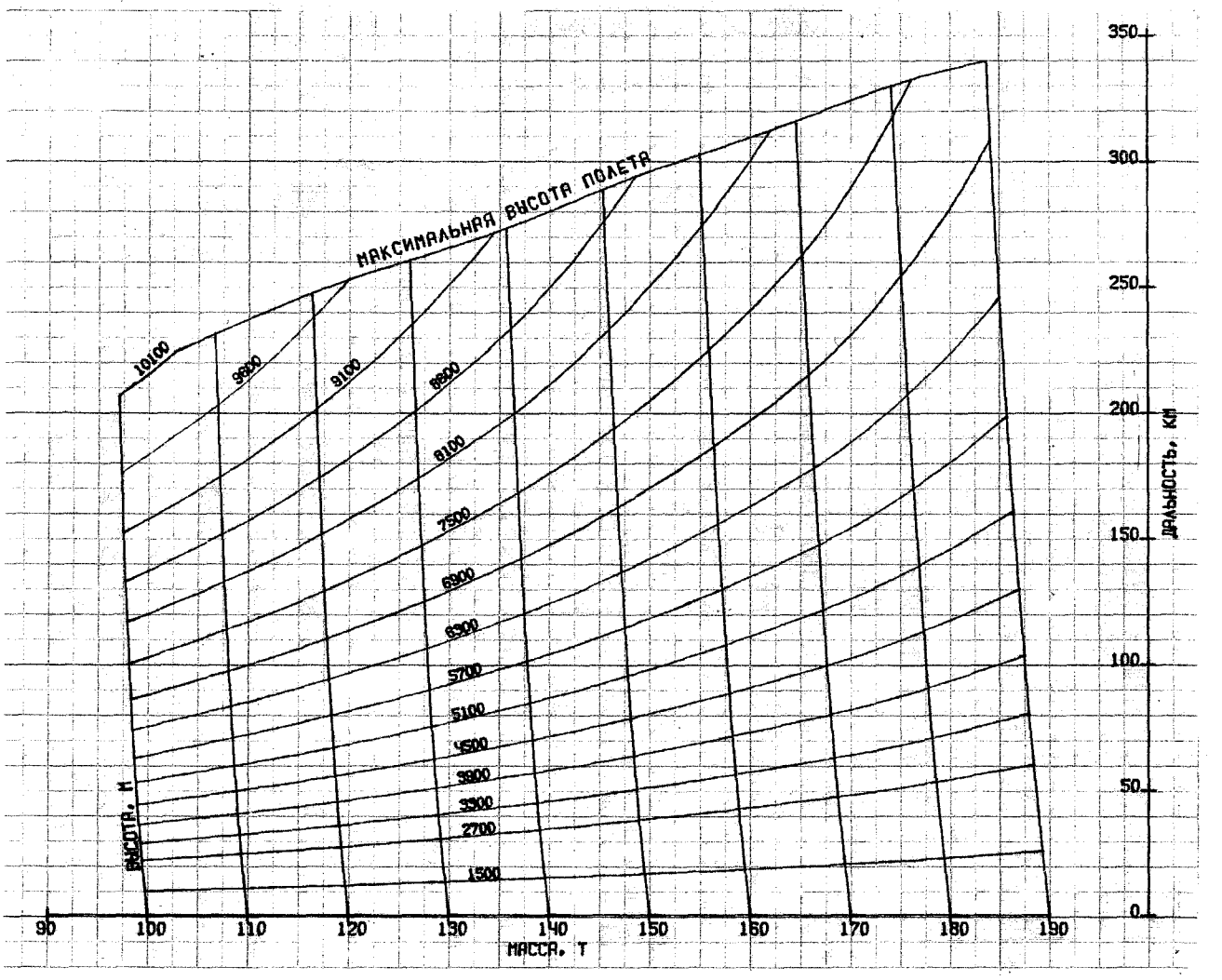
Пример пользования номограммами дан на фиг.5.5-25.



ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-40

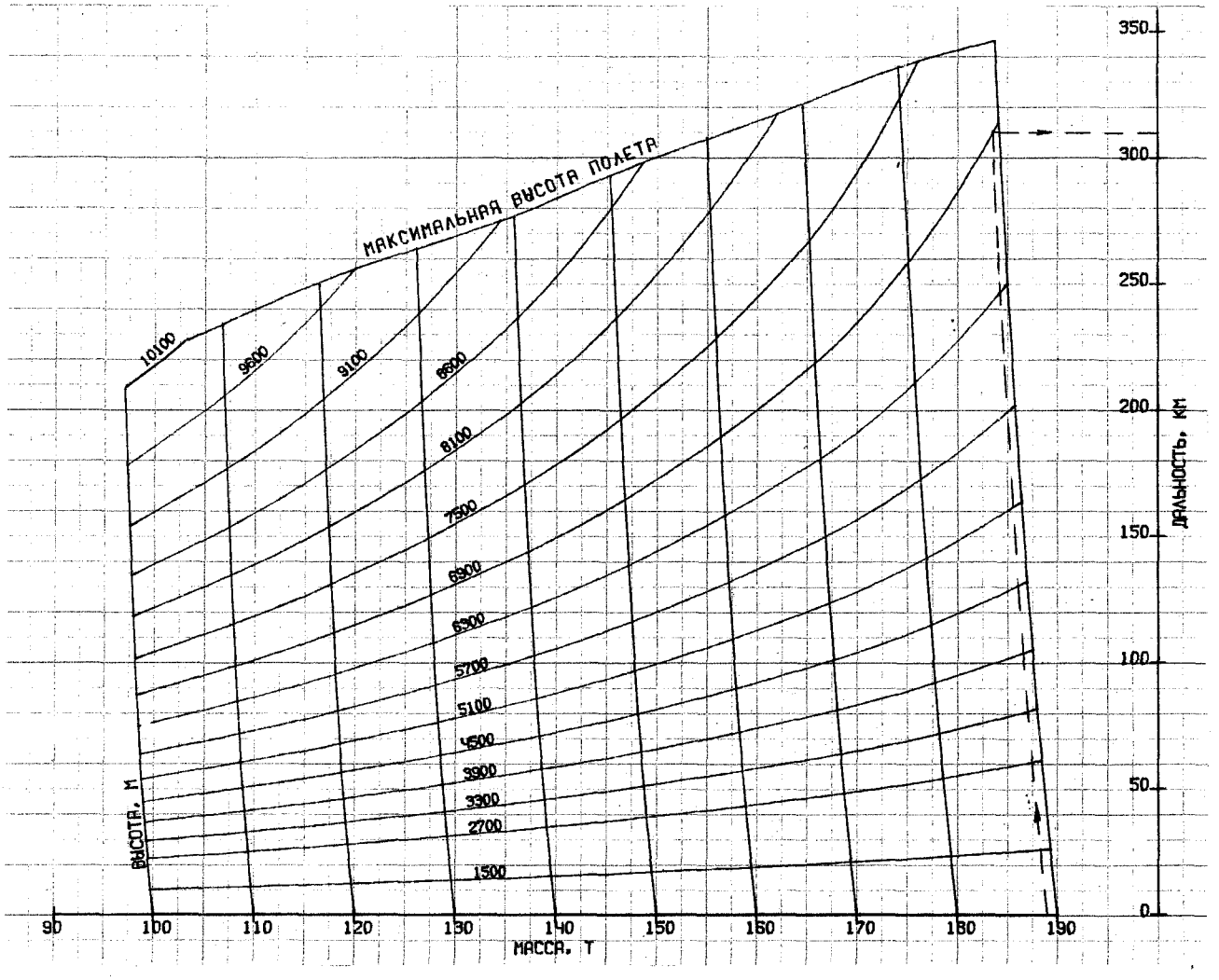
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА-10°



ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

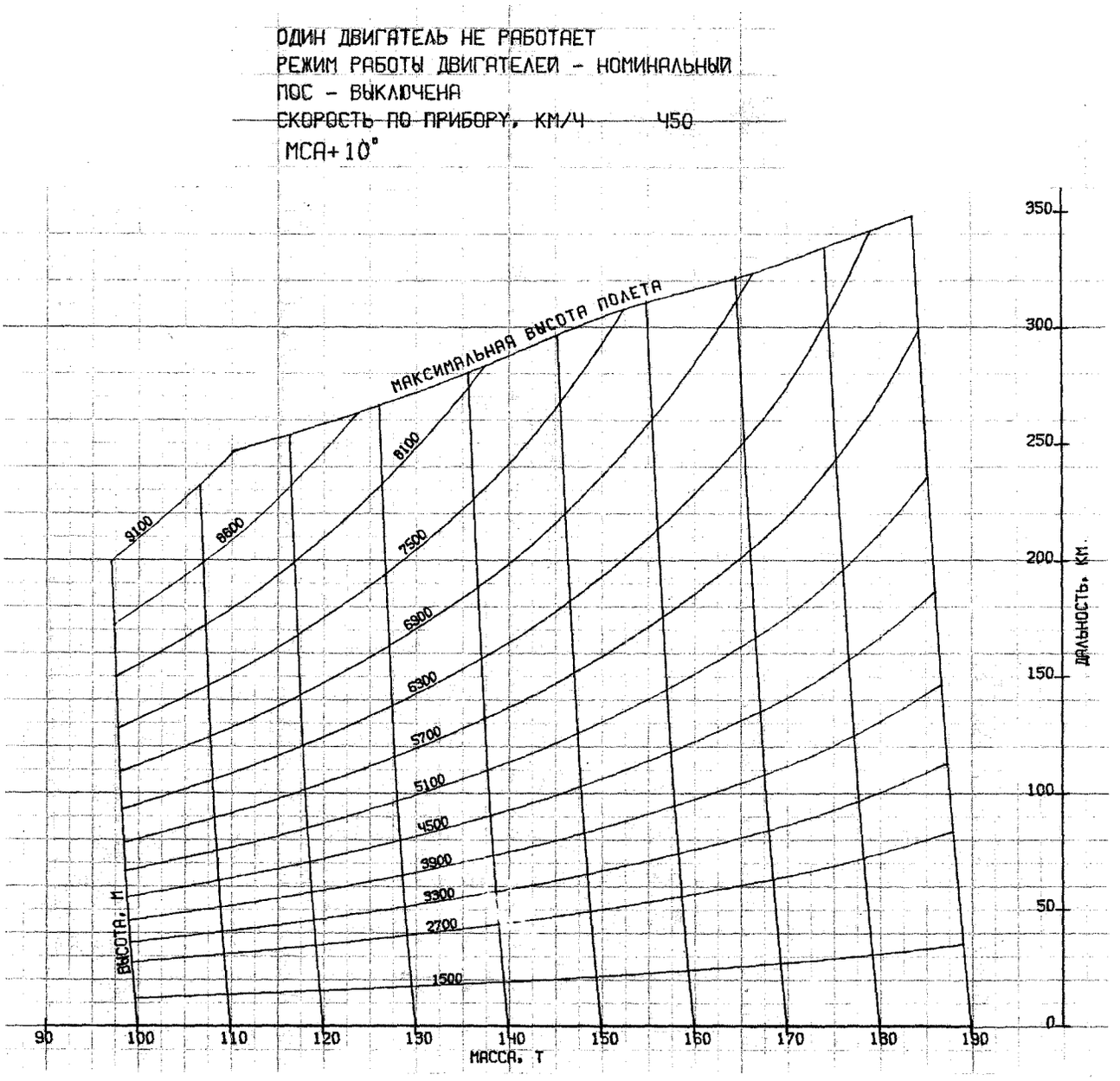
фиг.5.5-40.1

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА



ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

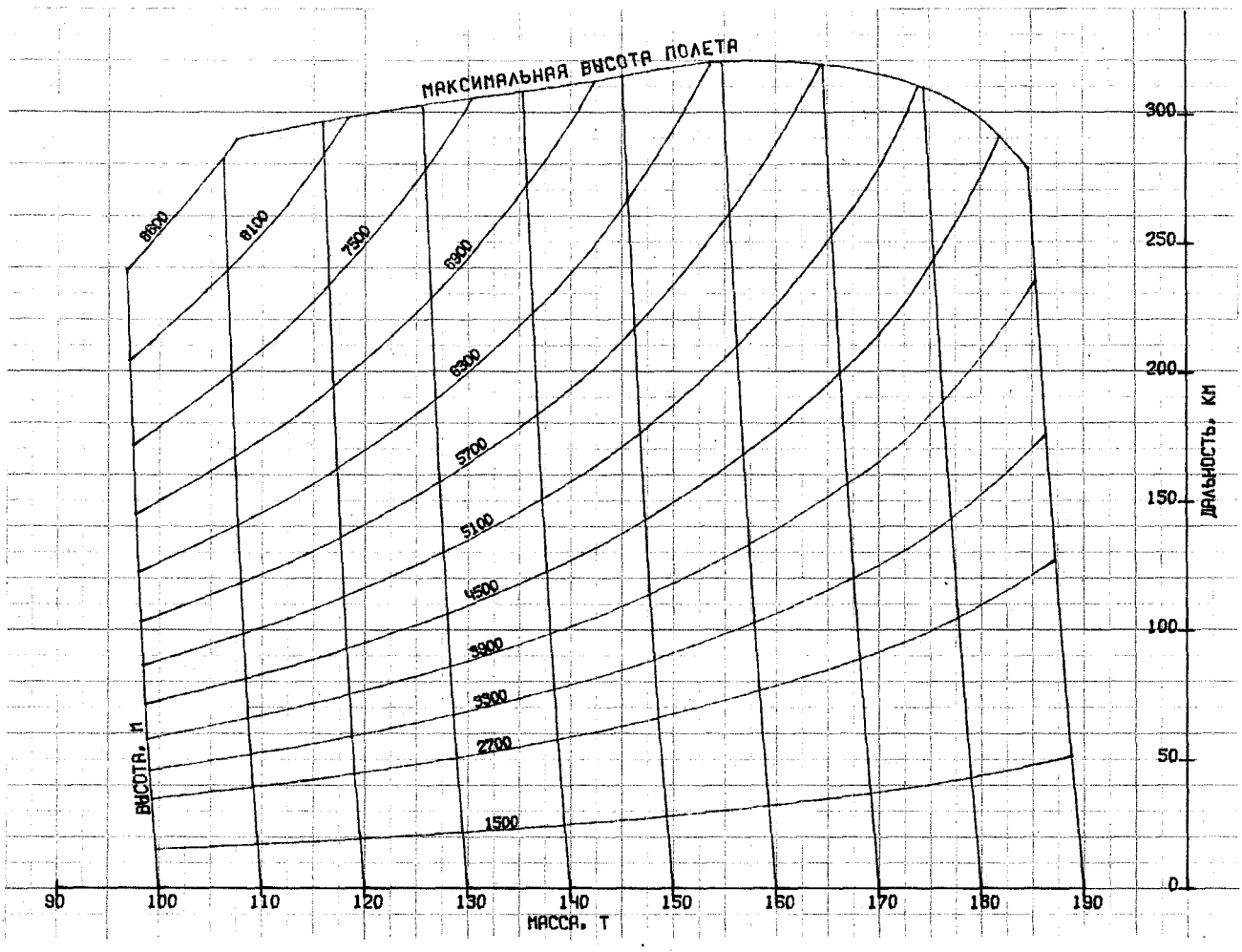
фиг.5.5-40.2



ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

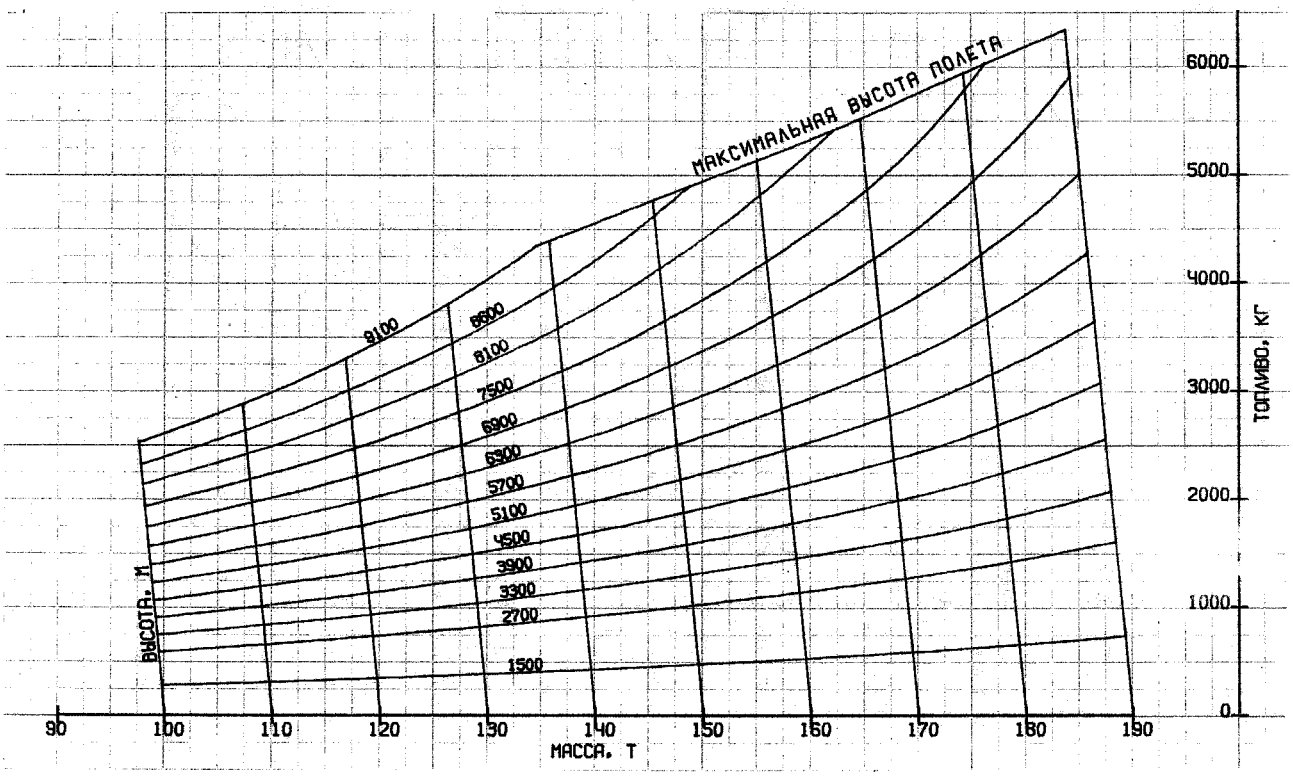
фиг.5.5-40.3

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА+20°



ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ
фиг.5.5-40.4

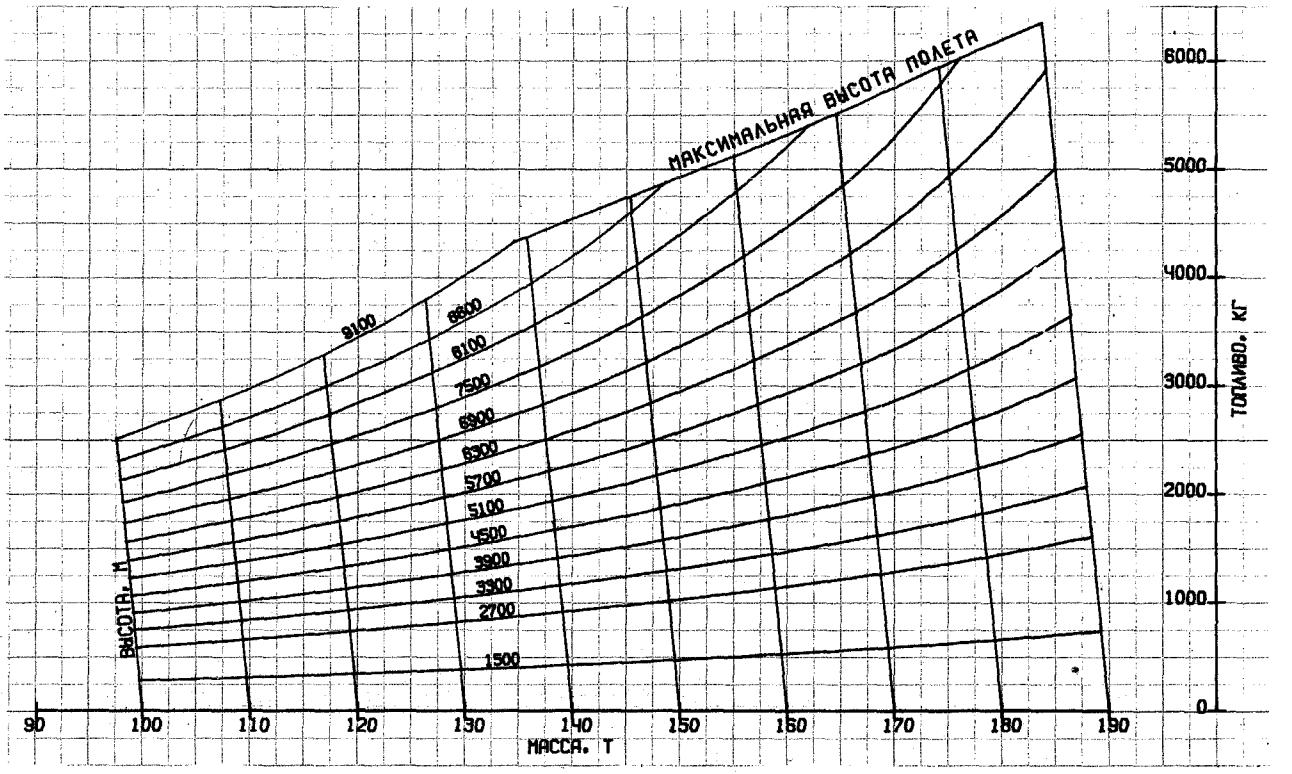
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА-20



РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

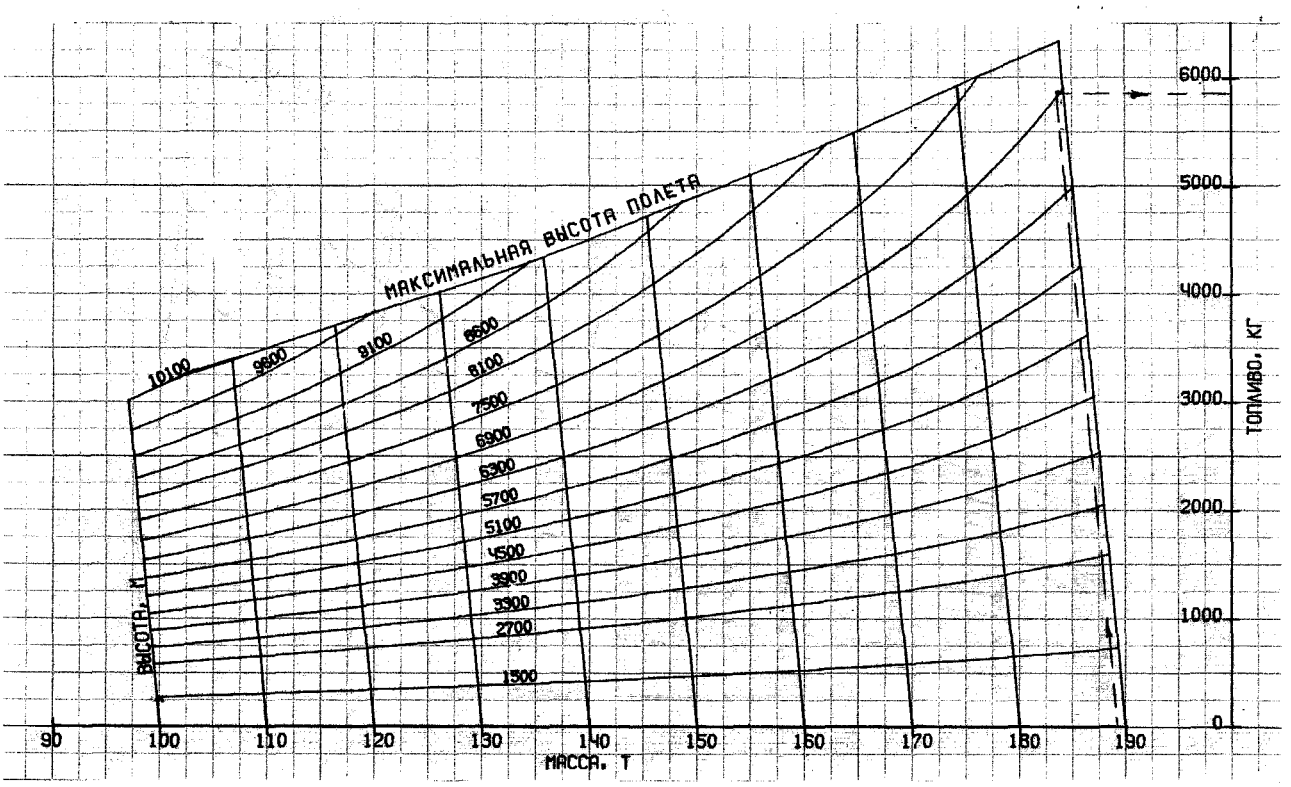
фиг.5.5-41

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА-10°

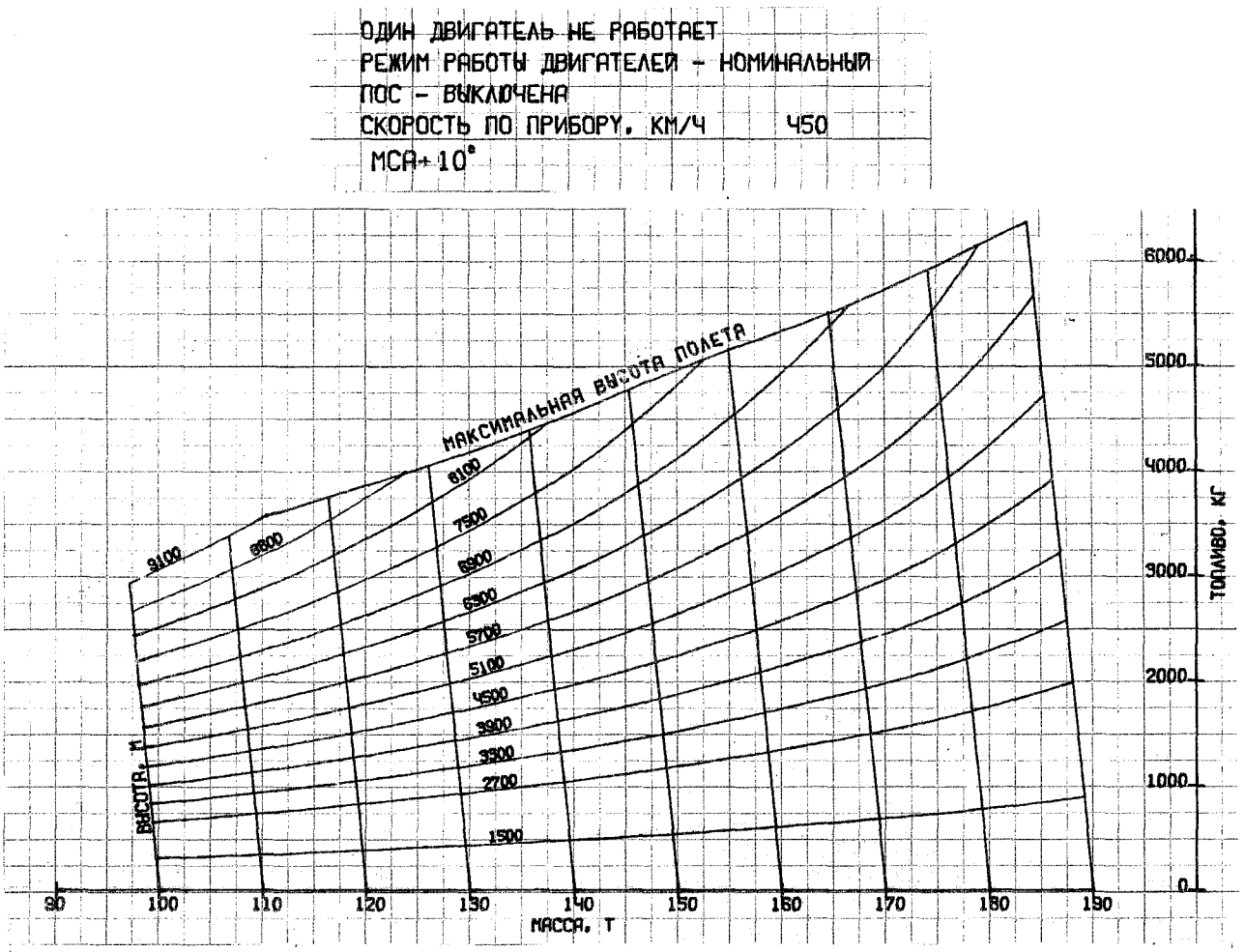


РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ
фиг.5.5-41.1

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА



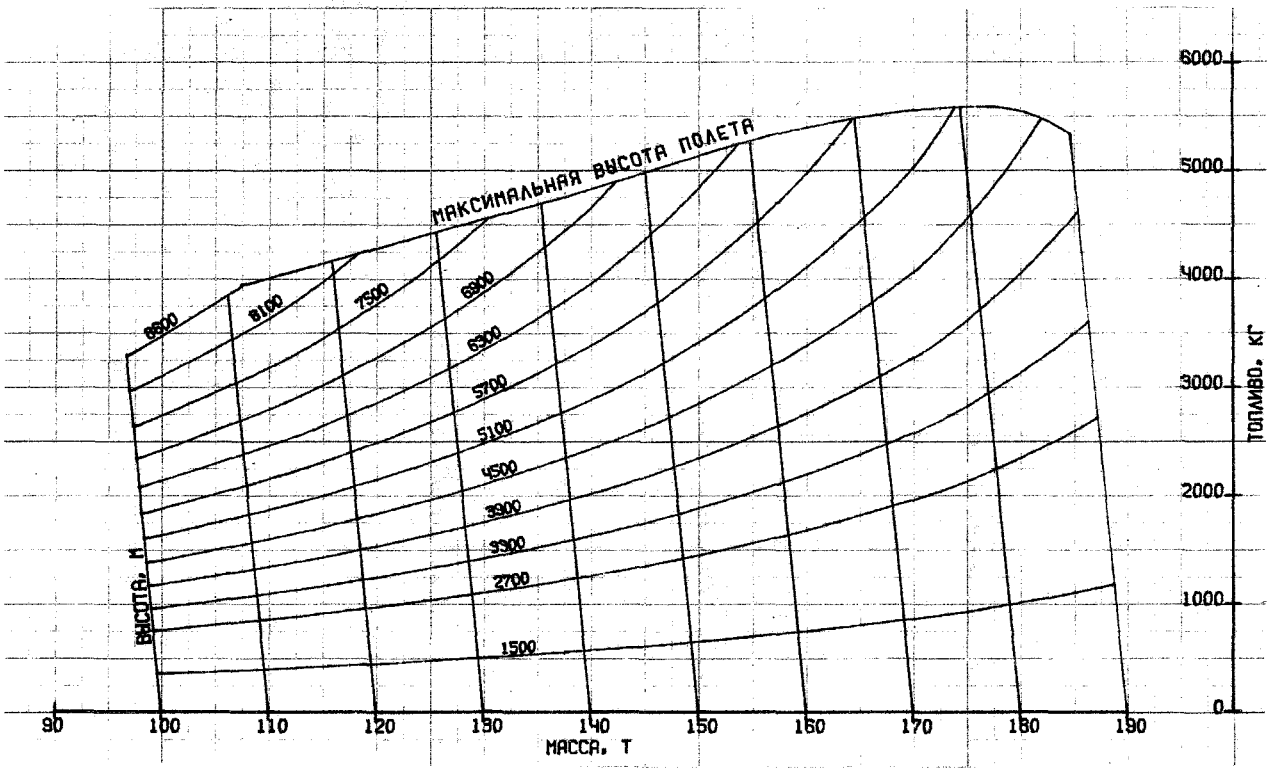
РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ
фиг.5.5-41.2



РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

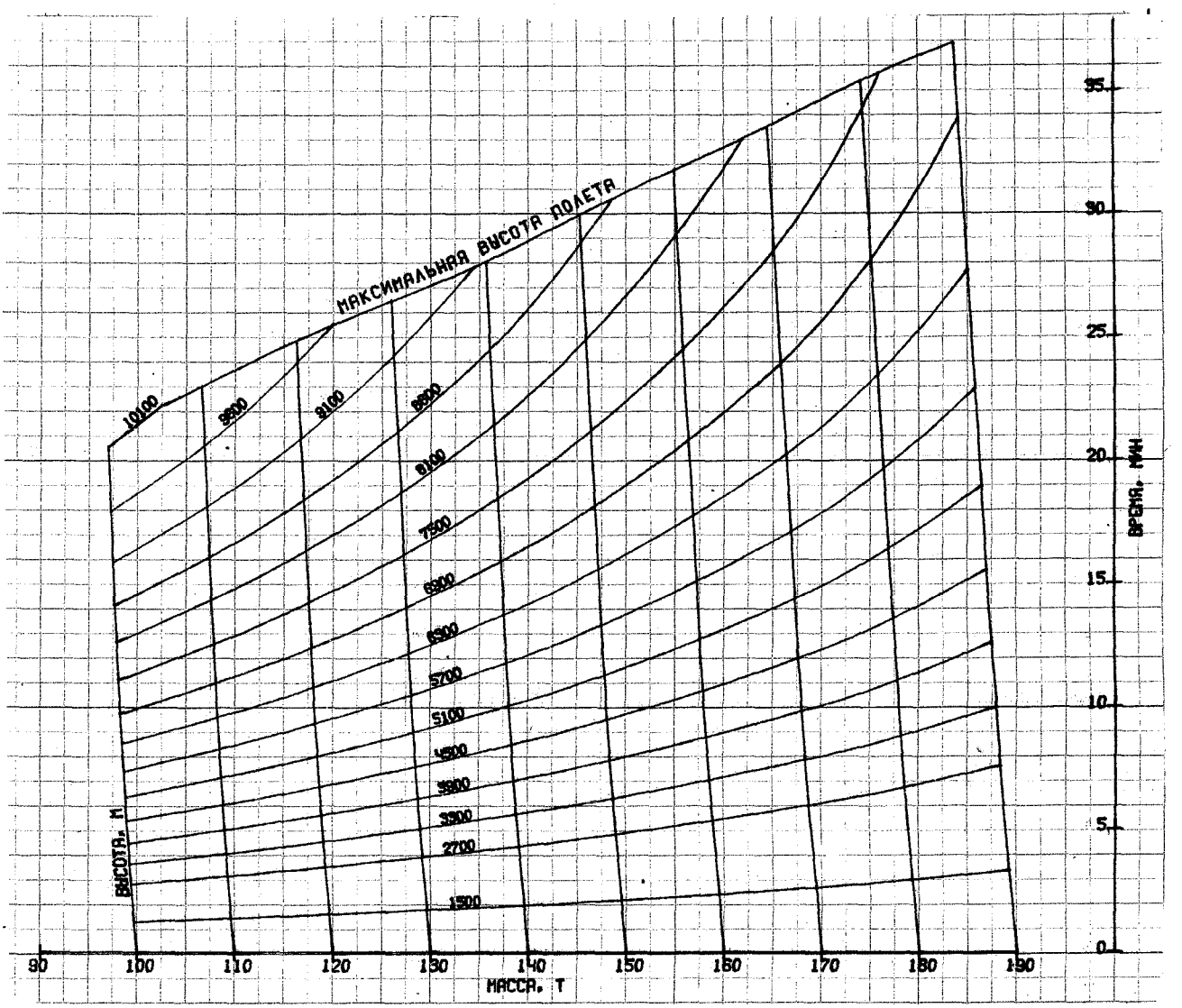
фиг.5.5-41.3

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА+20°



РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ
фиг.5.5-41.4

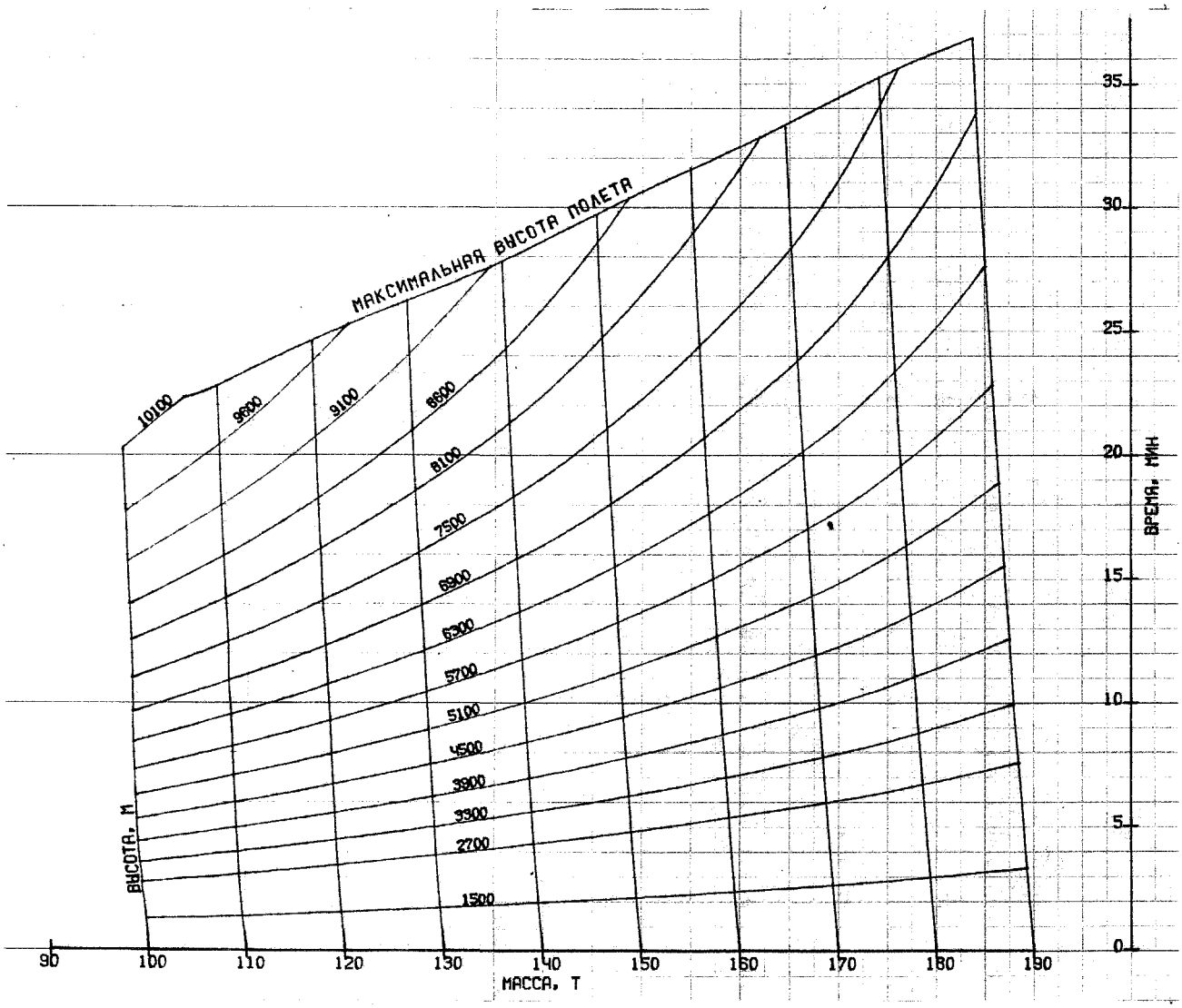
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ – НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС – ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА-20°



ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-42

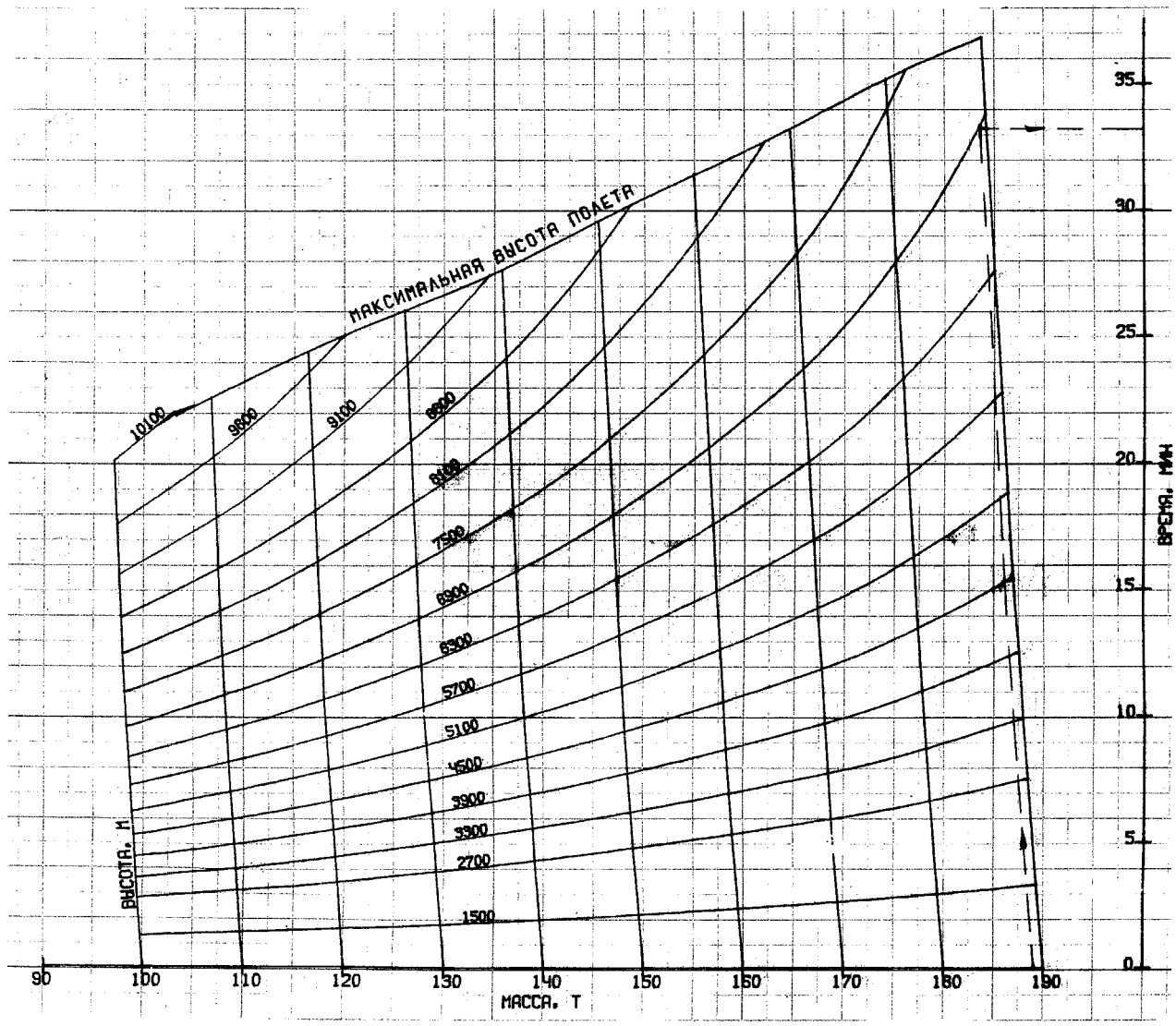
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА-10°



ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-42.1

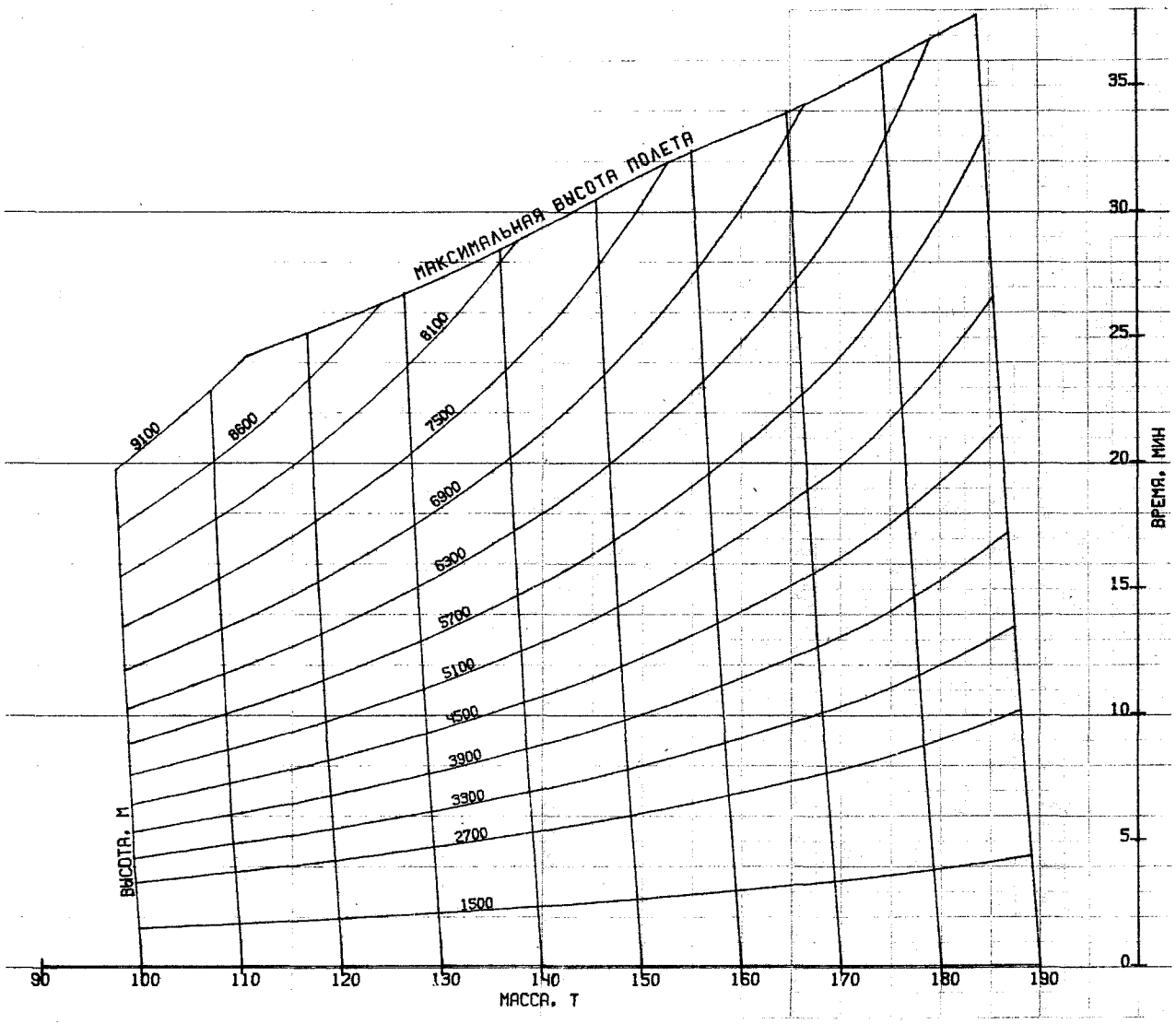
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ГЭС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА



ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-42.2

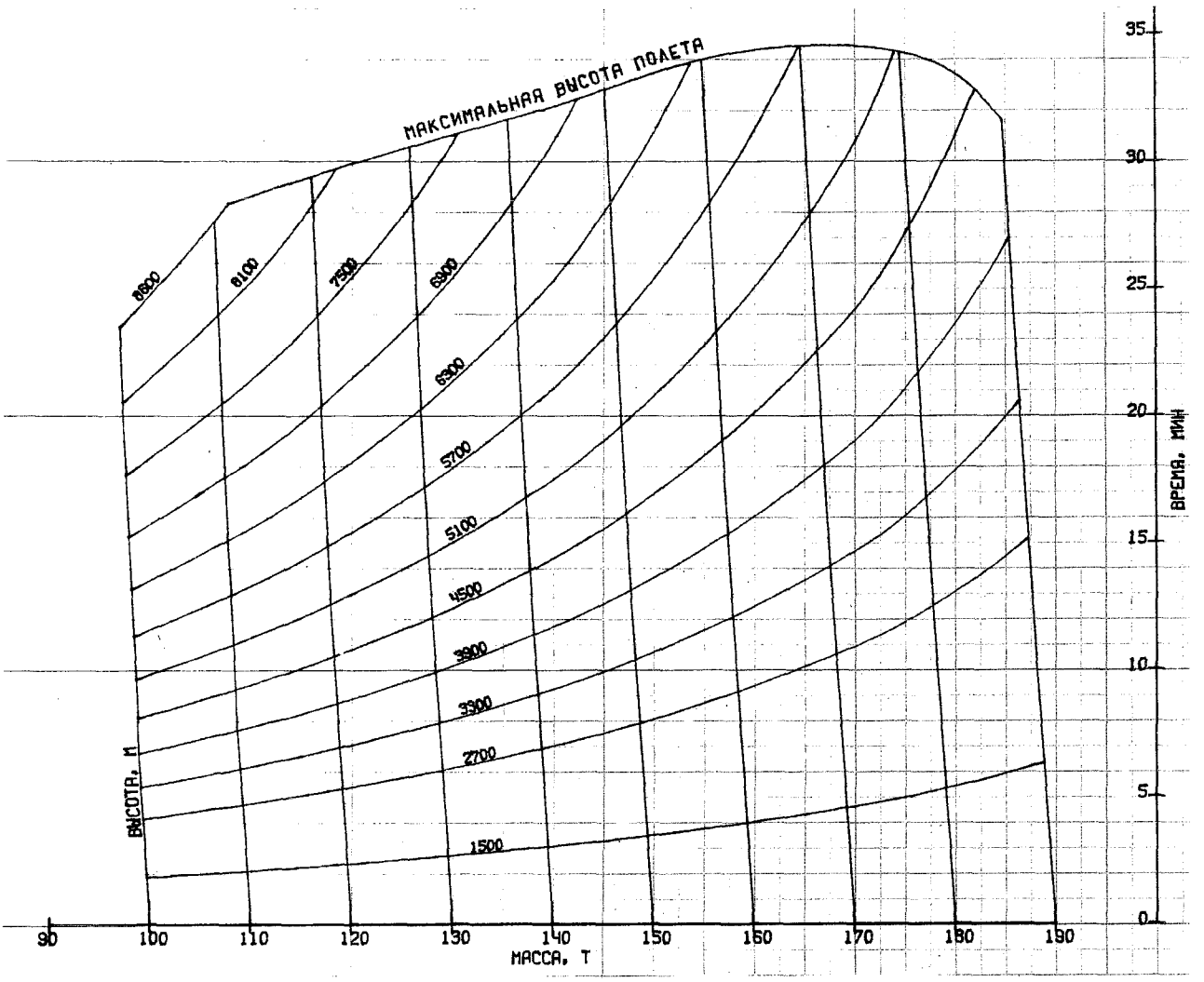
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ~~ВЫКЛЮЧЕНА~~
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА+10°



ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

фиг.5.5-42.3

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ
РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ - НОМИНАЛЬНЫЙ
ПОС - ВЫКЛЮЧЕНА
СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, КМ/Ч 450
МСА+20°

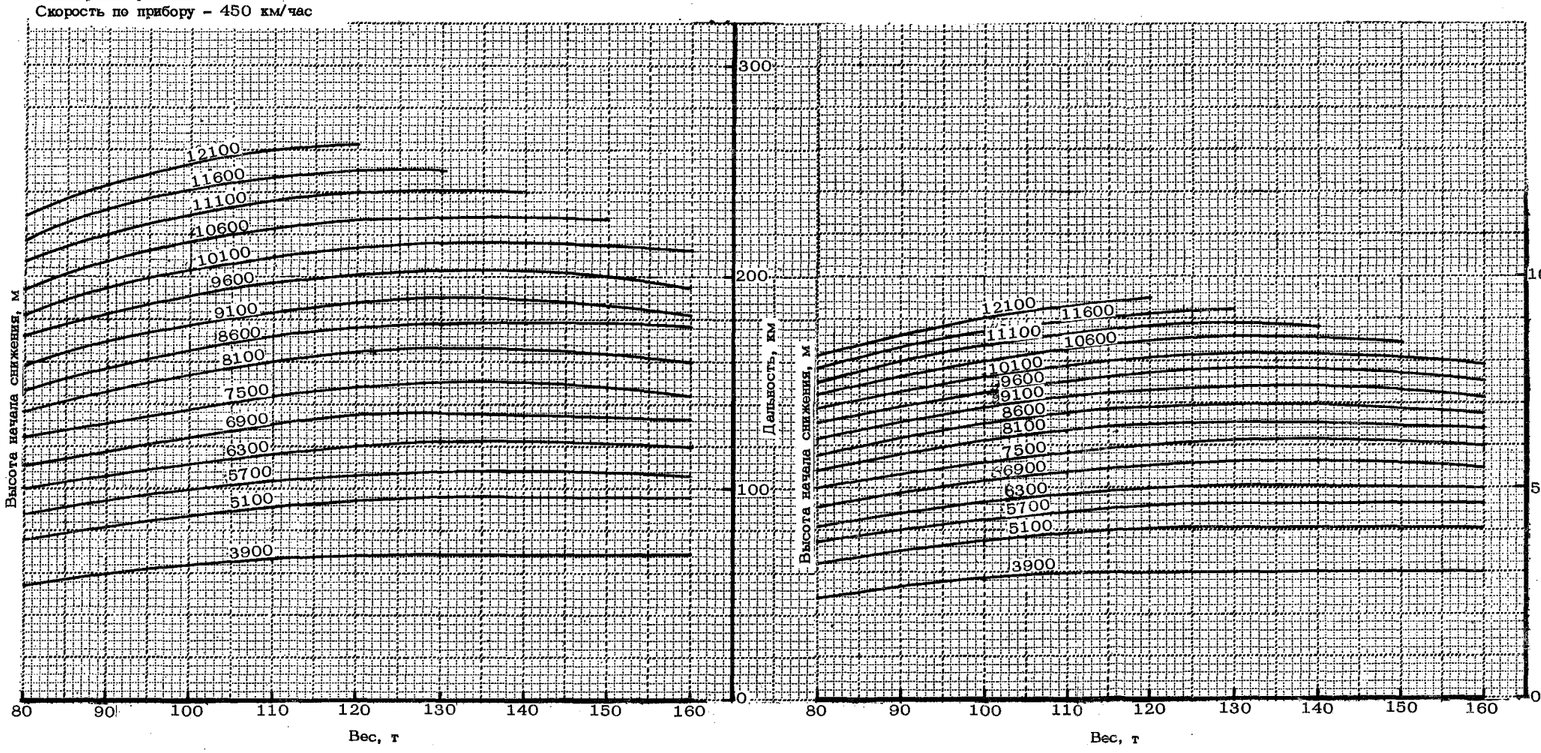


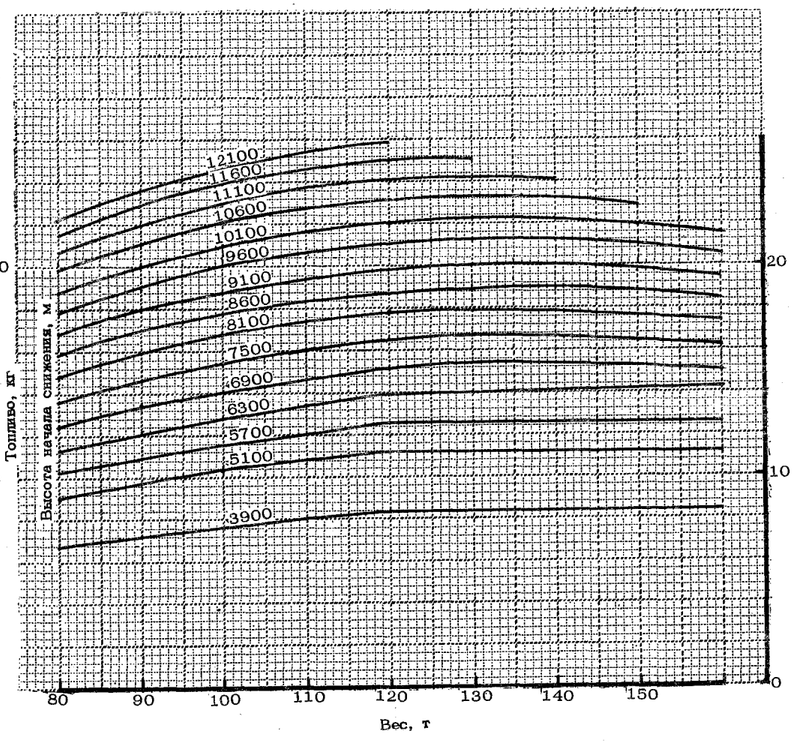
ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

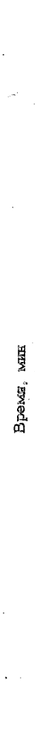
фиг.5.5-42.4

ДАЛЬНОСТЬ, РАСХОД ТОПЛИВА И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ

Один двигатель не работает
Режим работы двигателей – малый газ
Система кондиционирования включена
Стандартные условия
Скорость по прибору – 450 км/час



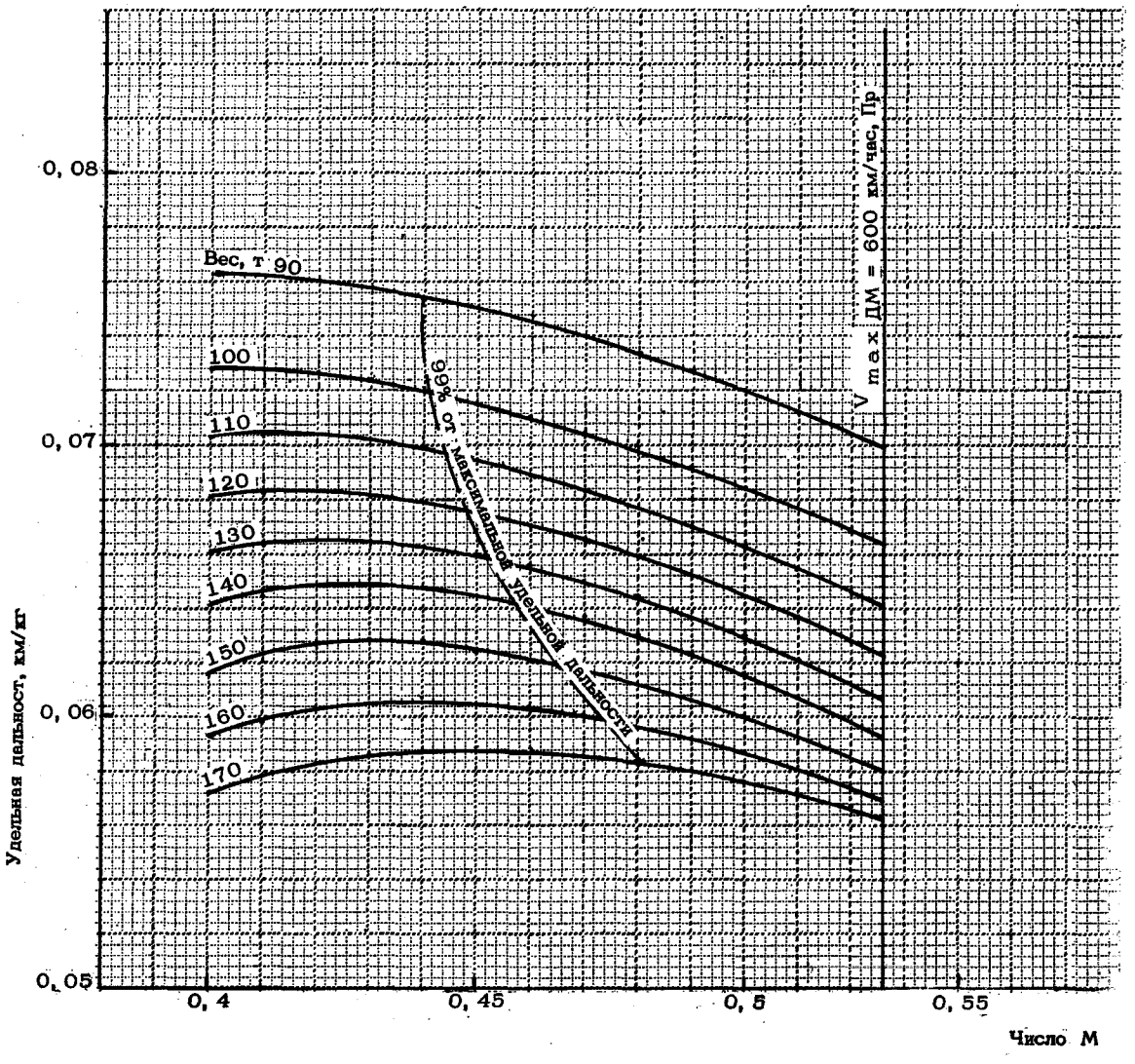




фиг.5.5-43

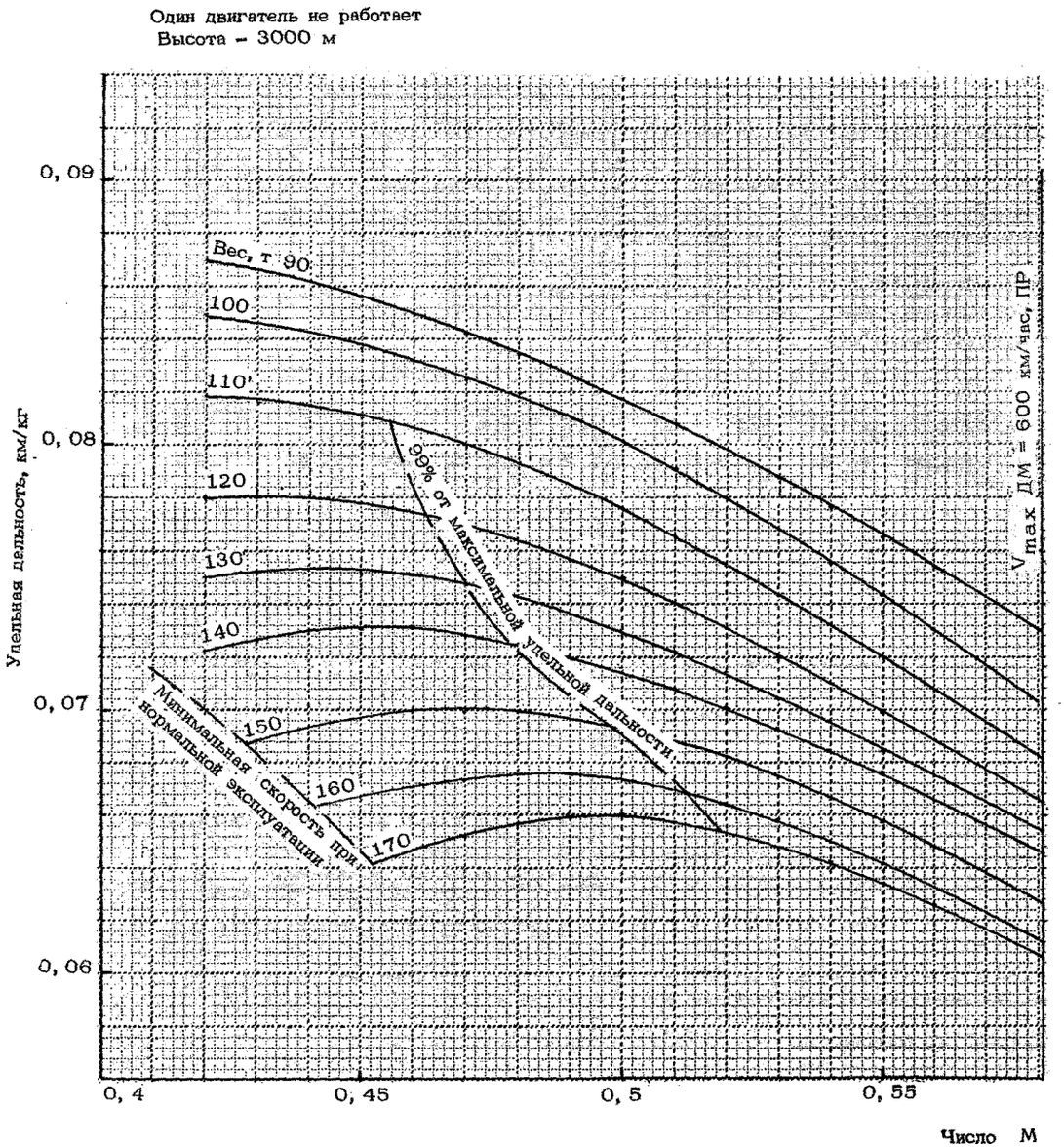
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота – 1200 м



фиг. 5.5-44

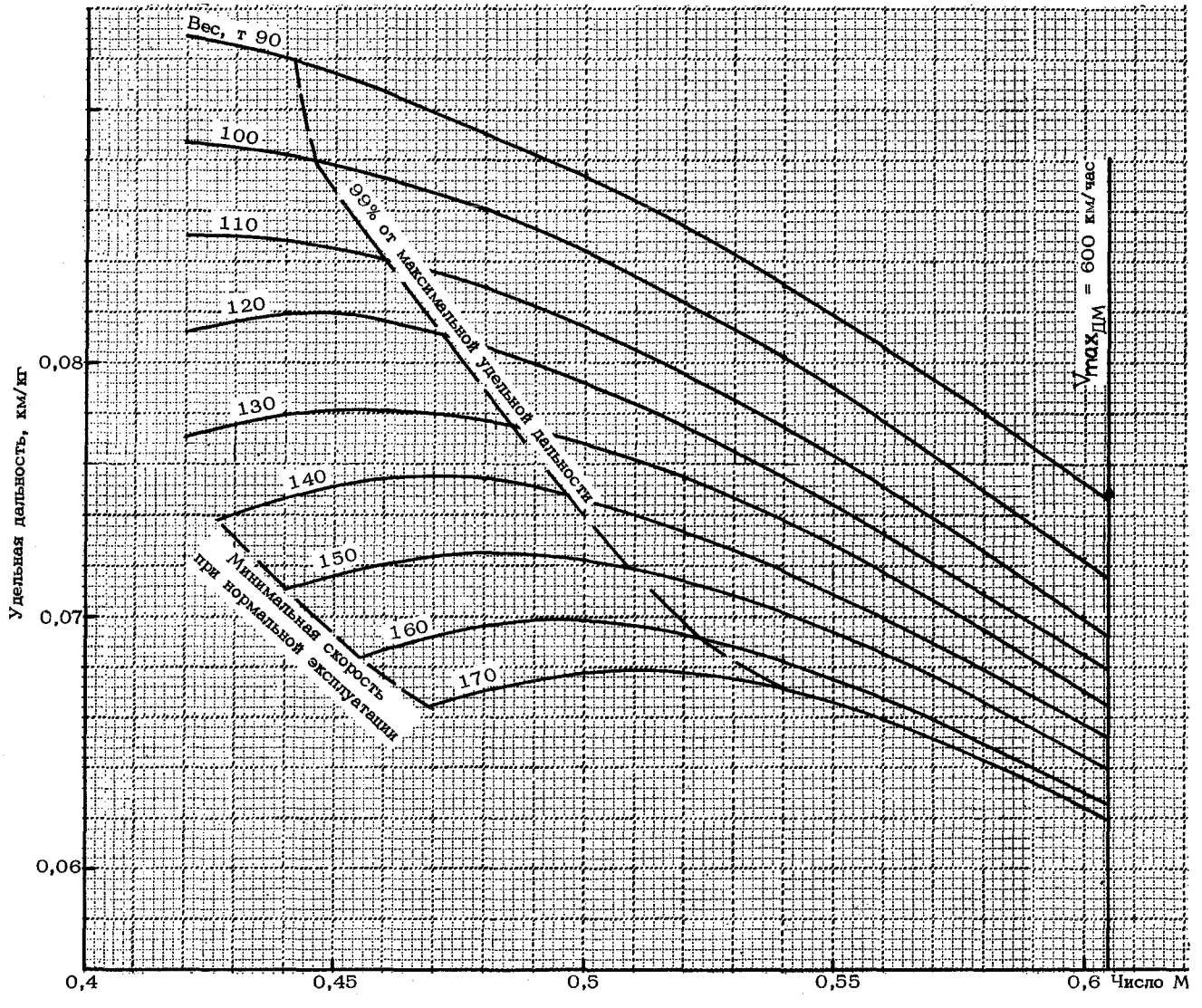
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-45

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота 3600 м

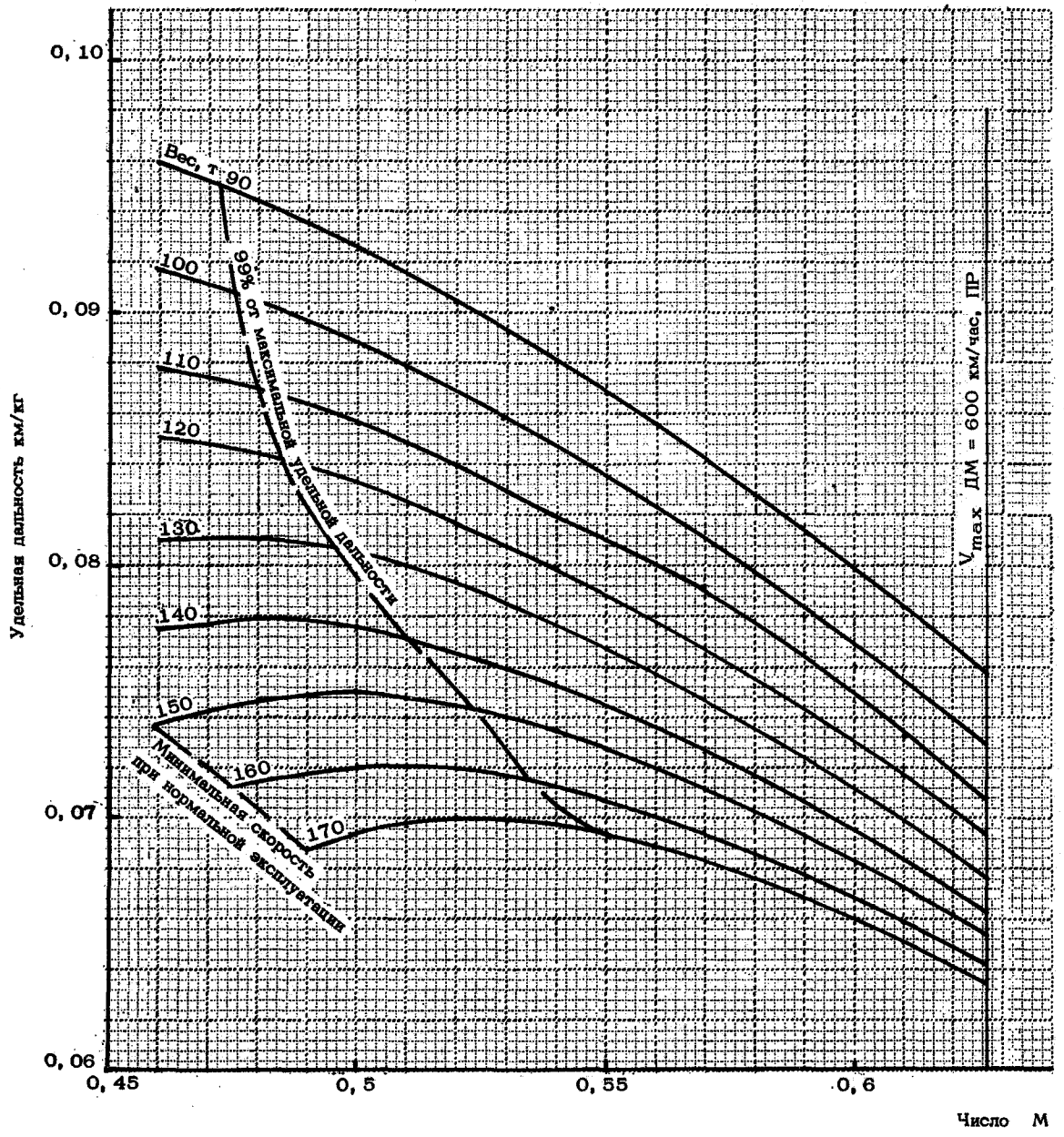


фиг.5.5-46

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает

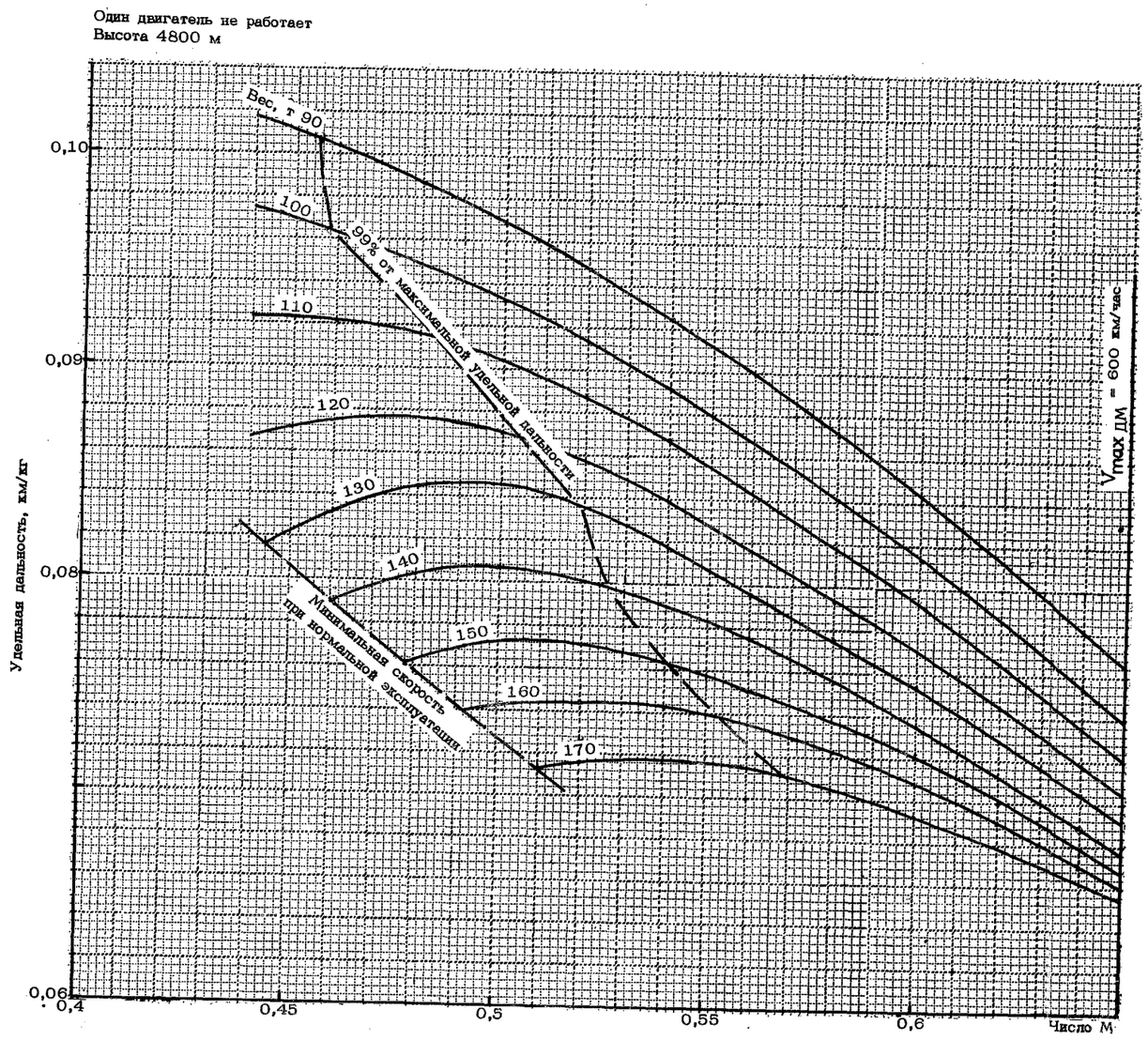
Высота – 4200 м



фиг. 5.5-47

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

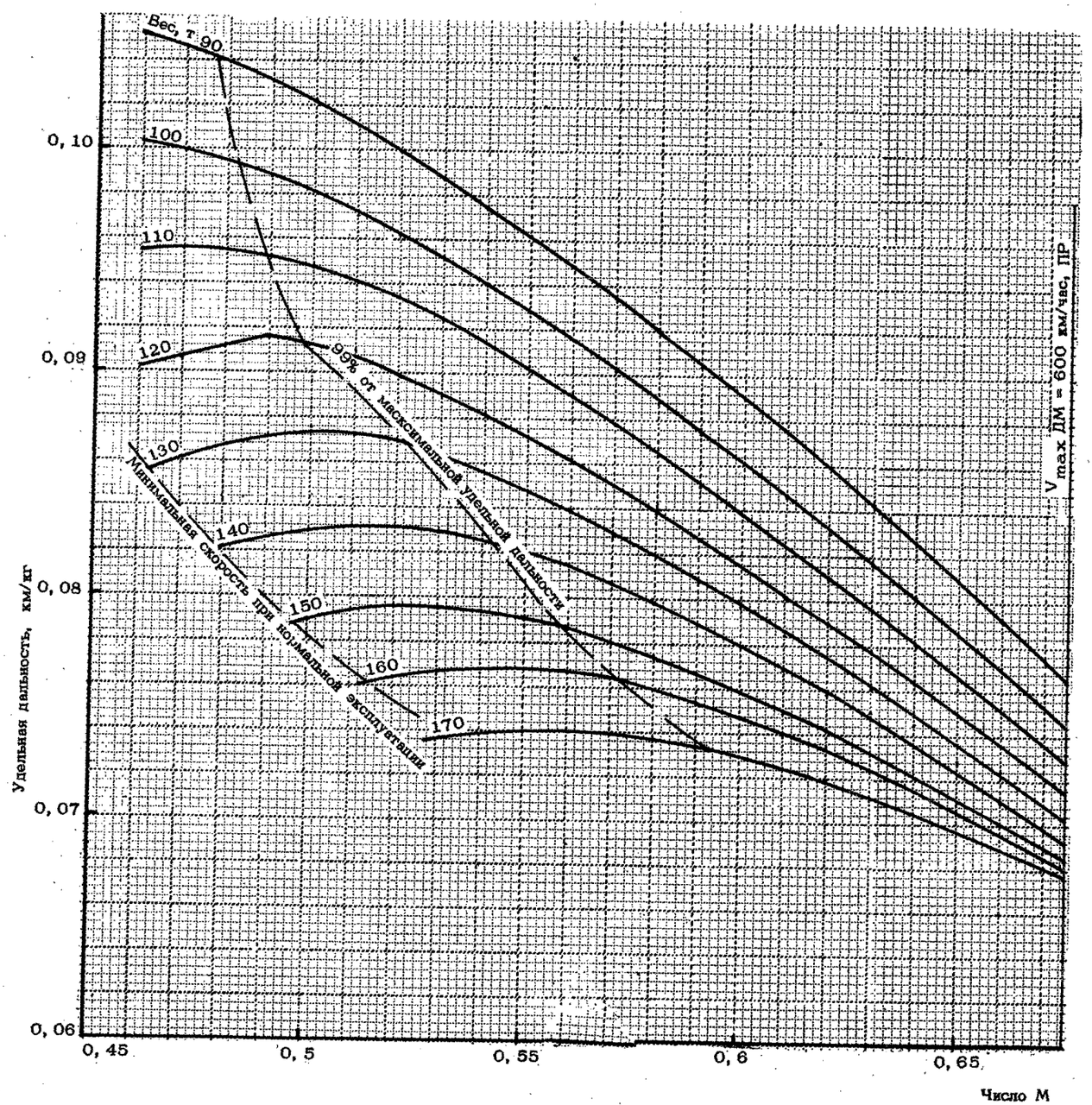
Один двигатель не работает
Высота 4800 м



фиг.5.5-48

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

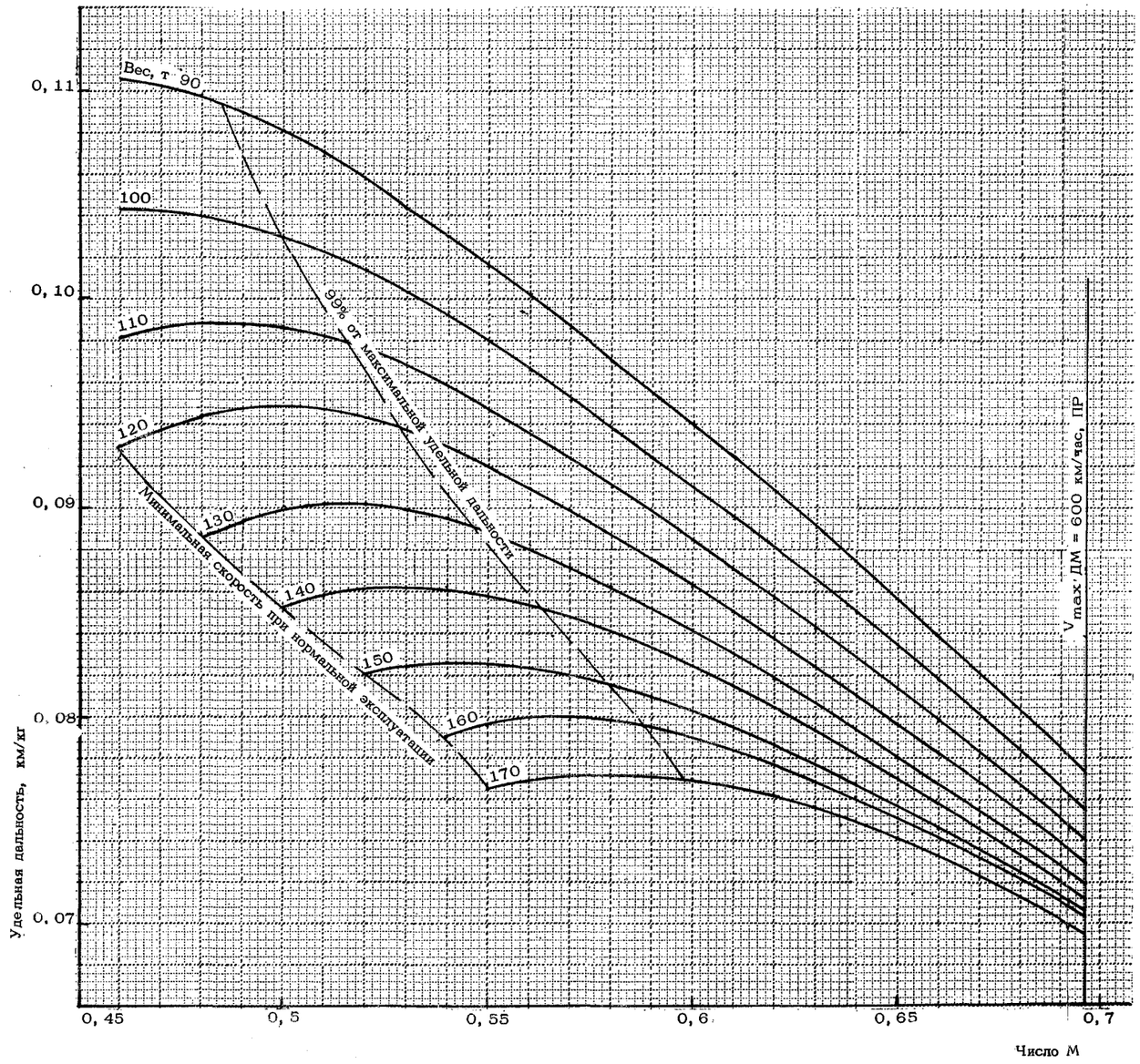
Один двигатель не работает
Высота – 5 400 м



фиг.5.5-49

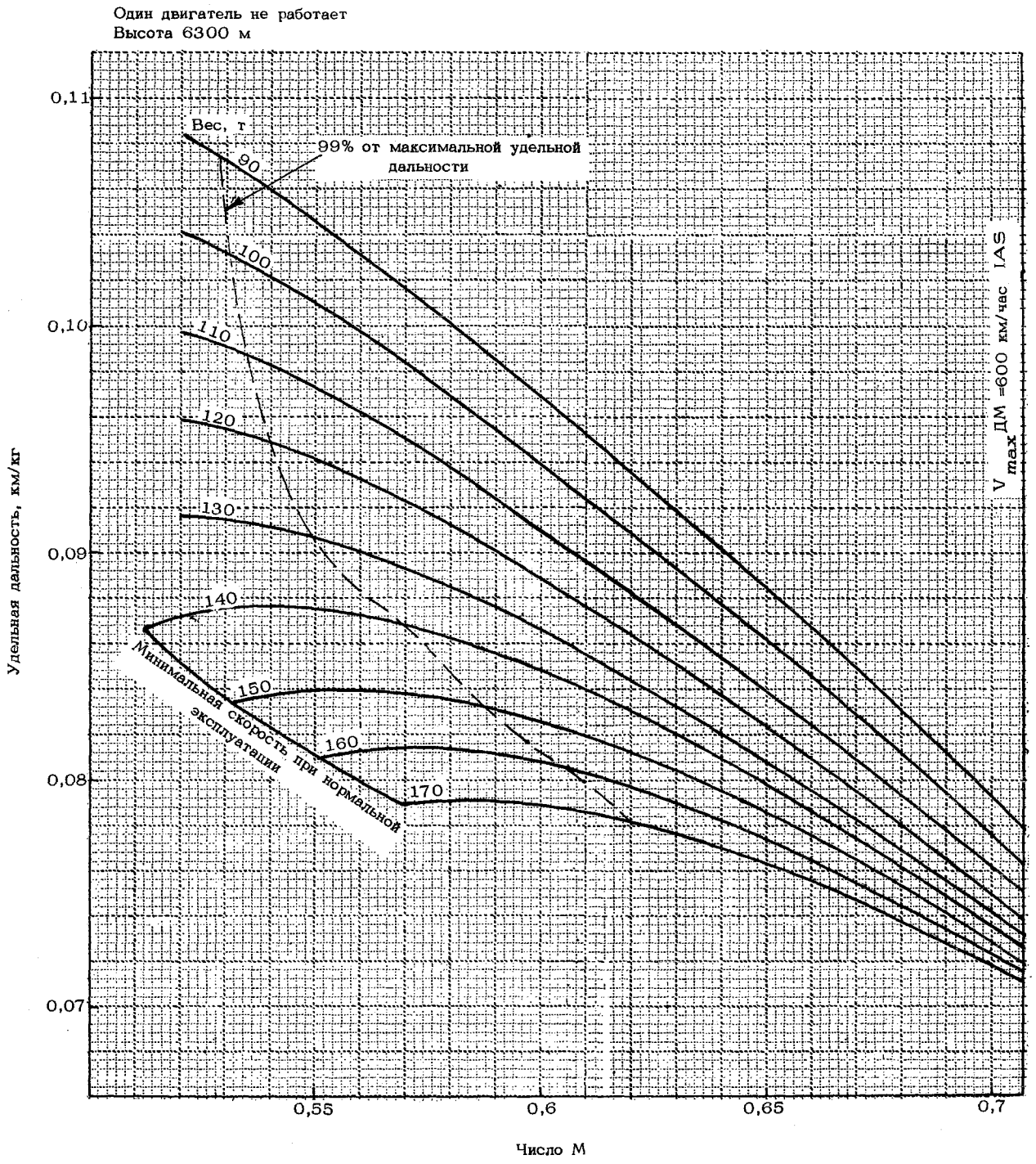
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота = 6000 м



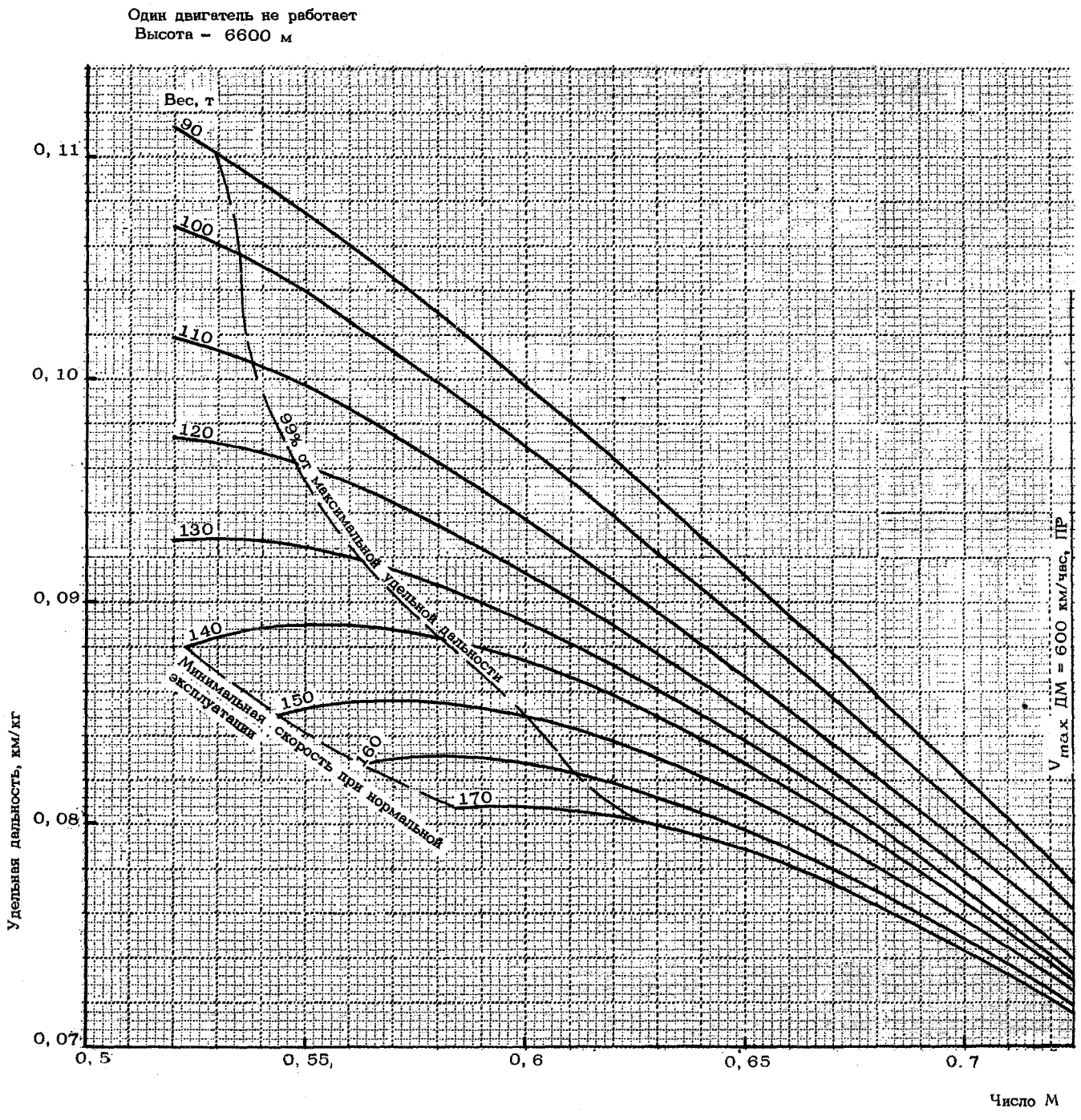
фиг.5.5-50

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-51

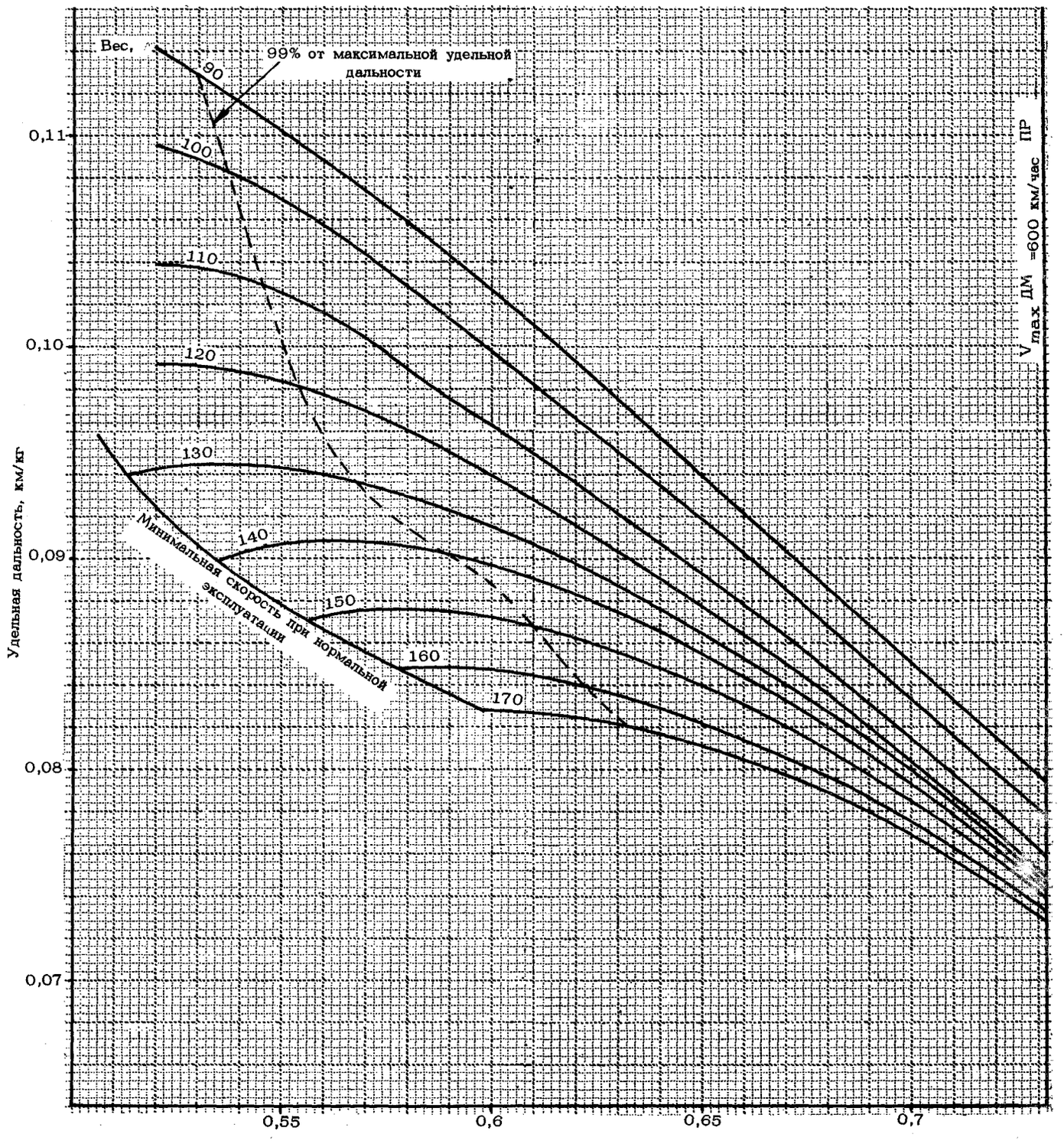
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-52

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

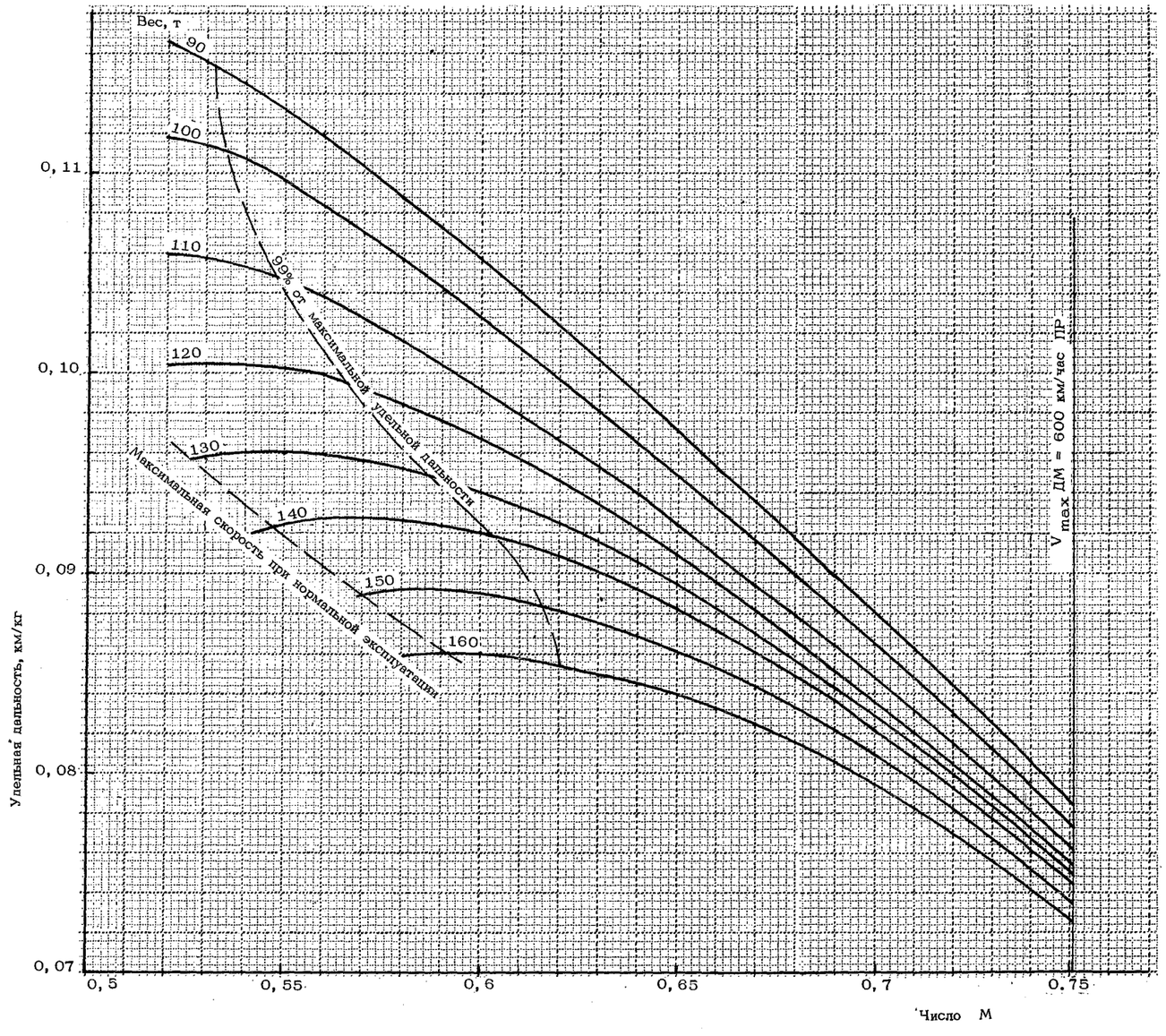
Один двигатель не работает
Высота 6900 м
МСА



фиг.5.5-53

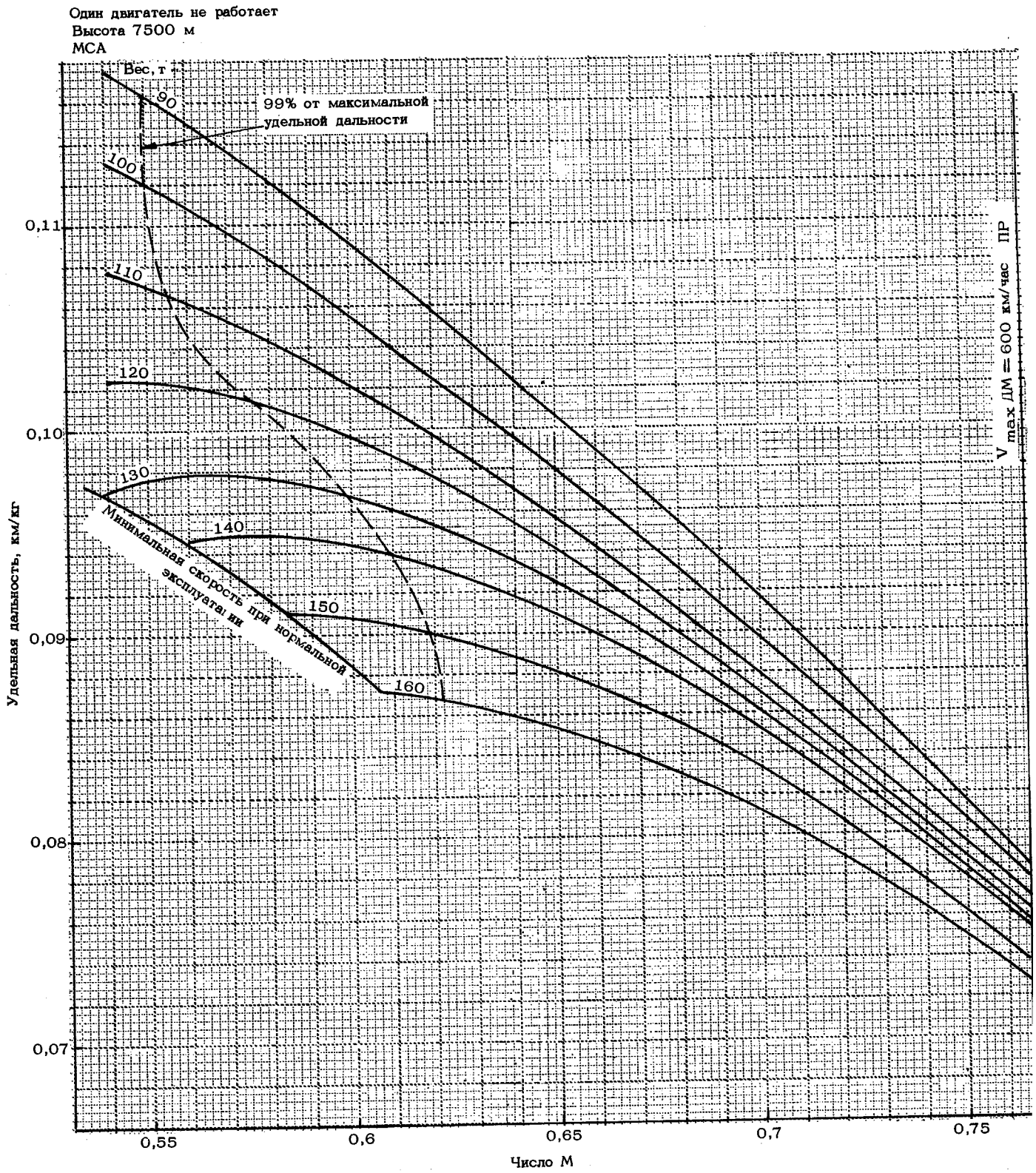
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота – 7200 м



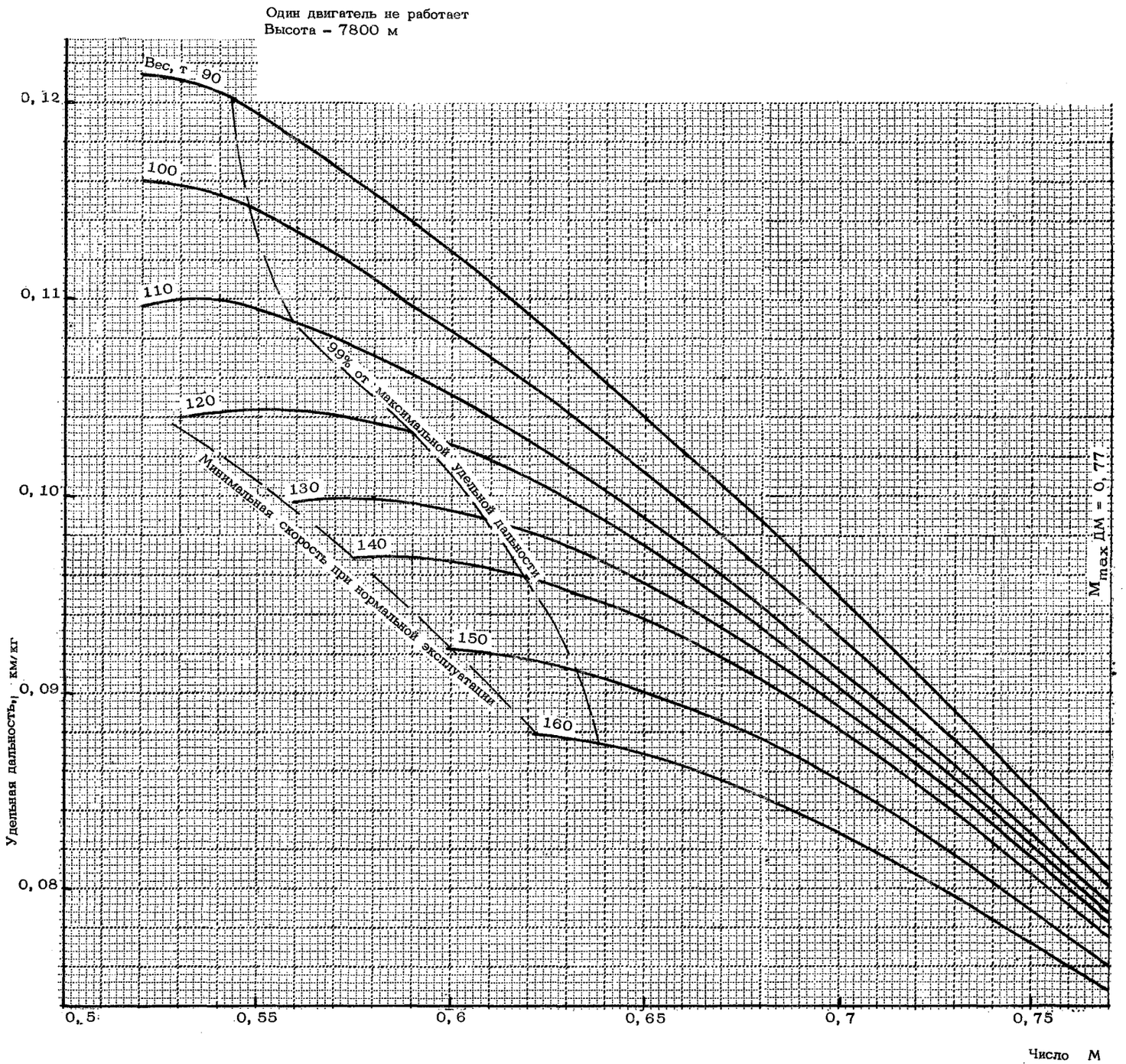
фиг.5.5-54

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-55

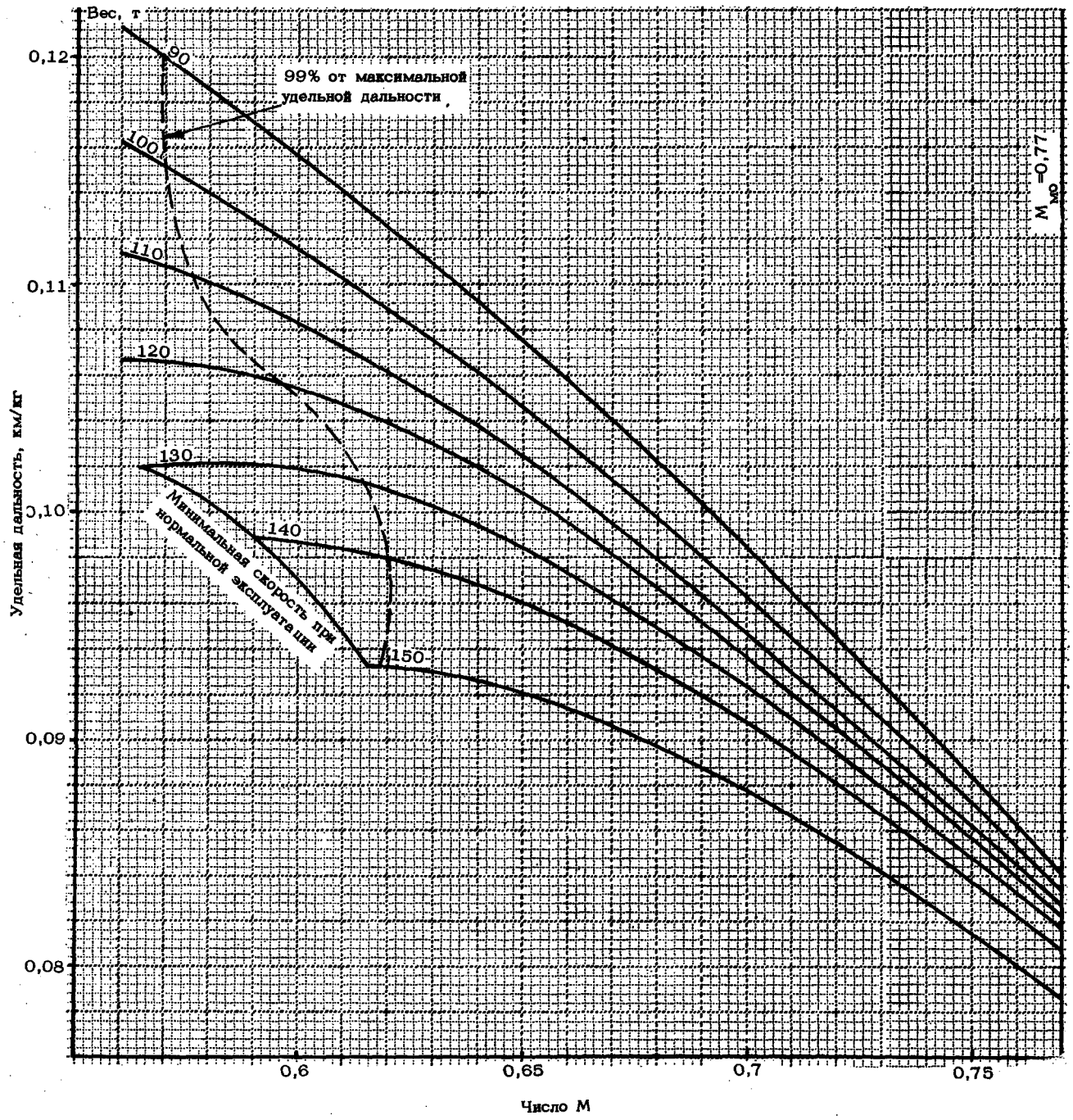
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-56

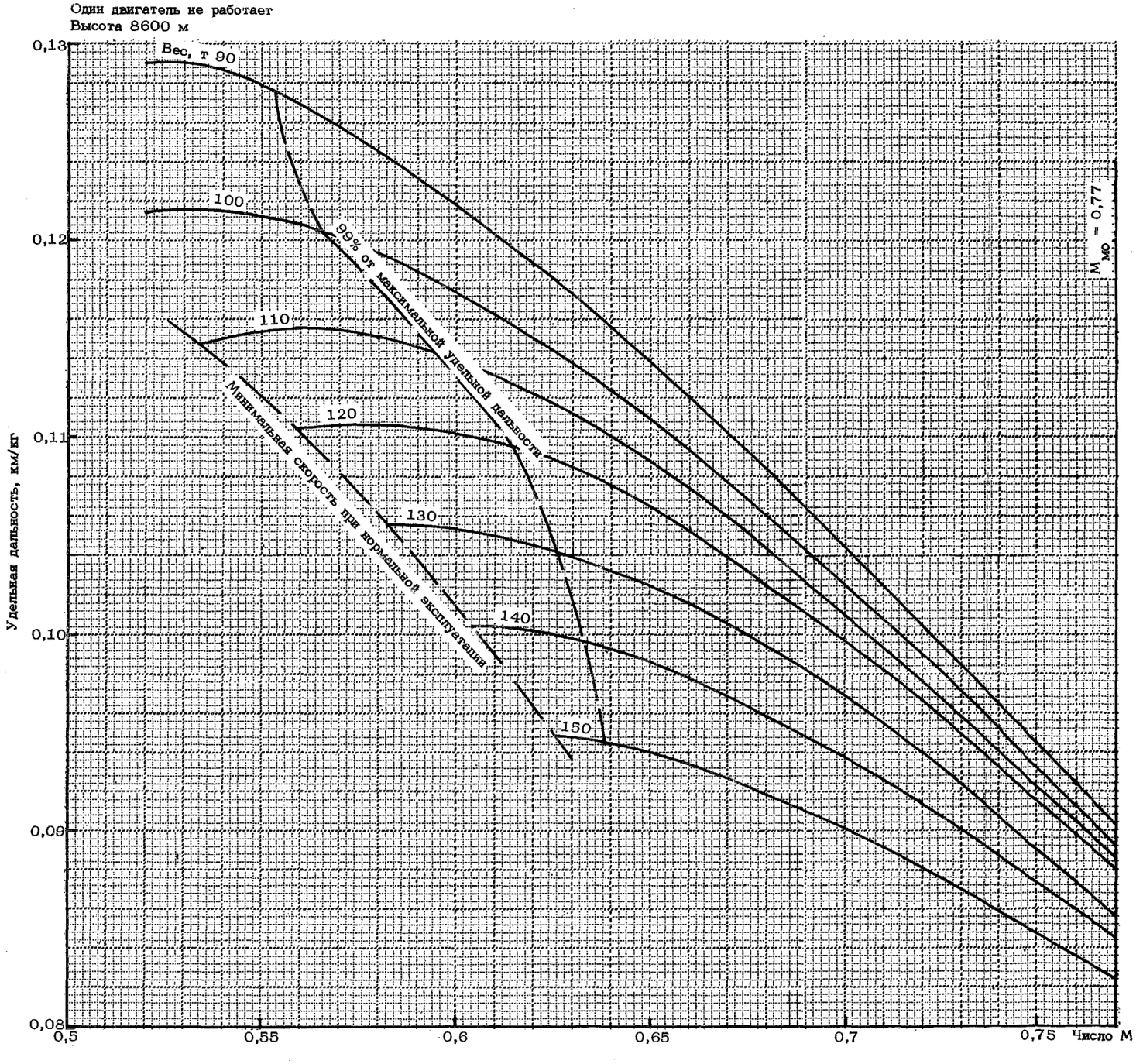
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота 8100 м
МСА



фиг.5.5-57

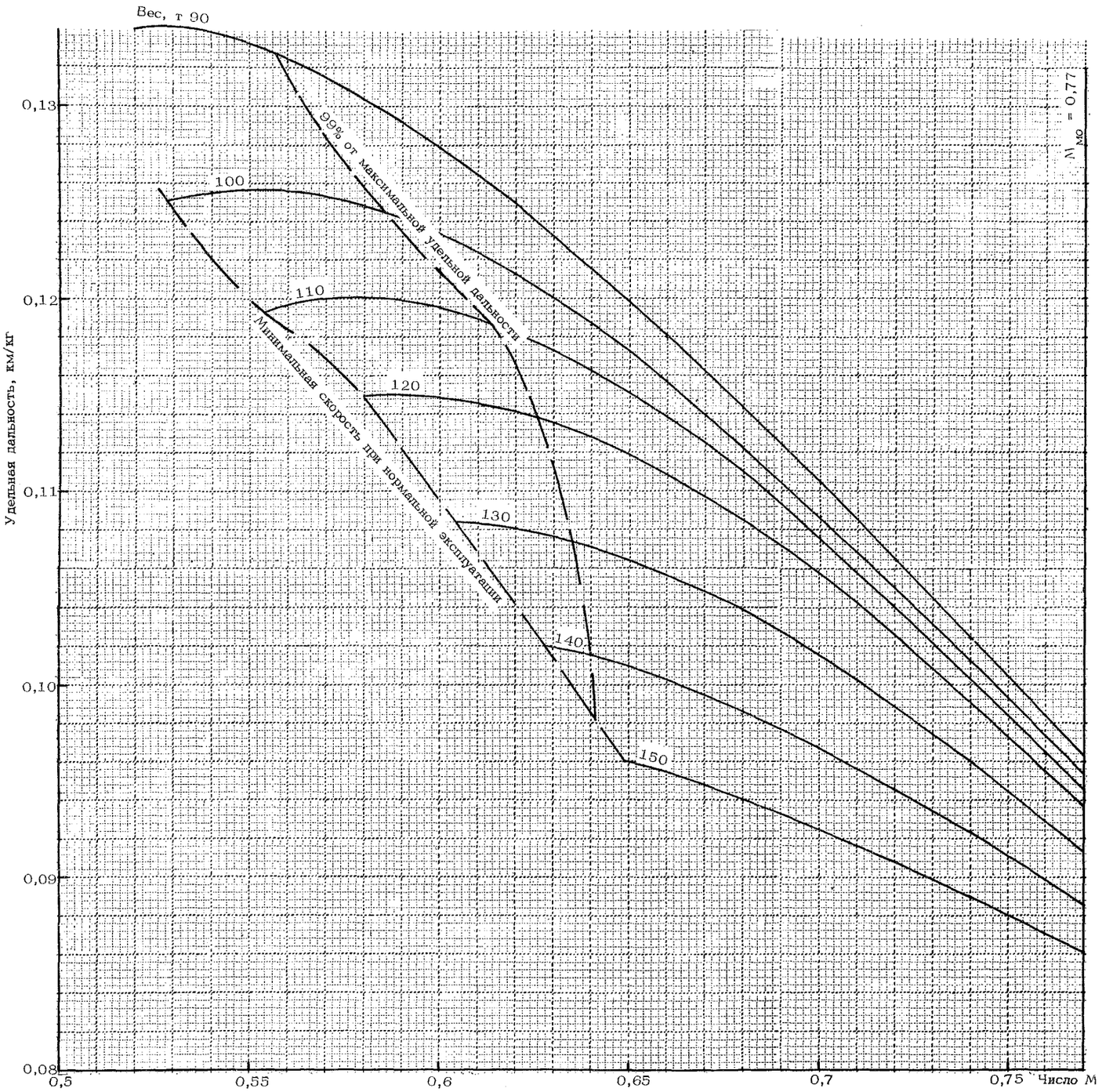
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-58

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Один двигатель не работает
Высота 9100 м



фиг.5.5-59

5.5.5. Крейсерские характеристики при двух неработающих двигателях.

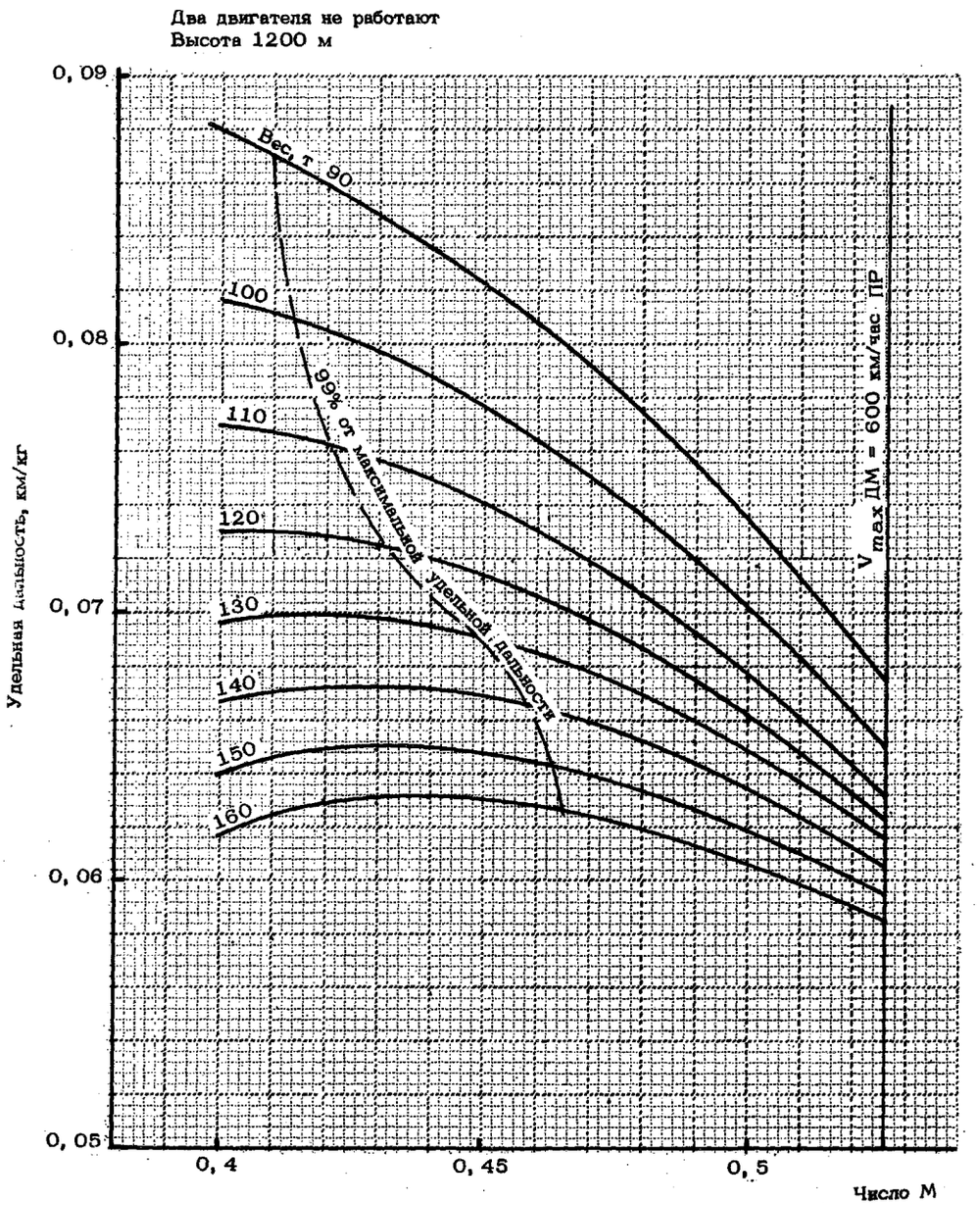
А. Расход топлива при крейсировании

На номограммах фиг. 5.5- 60 ... 5.5 - 7I для режимов установившегося крейсерского полета приведены сетки удельных дальностей по числу М для различных полетных весов самолета в условиях МСА.

Б. Характеристики набора высоты и снижения

Номограммы, приведенные на фиг. 5.5 - 72 ... 5.5 - 74, позволяют определить дальность, расход топлива и время набора высоты в зависимости от взлетного веса самолета и температуры наружного воздуха. Дальность, расход топлива и время при снижении в зависимости от полетного веса приведены на фиг.5.5-75.

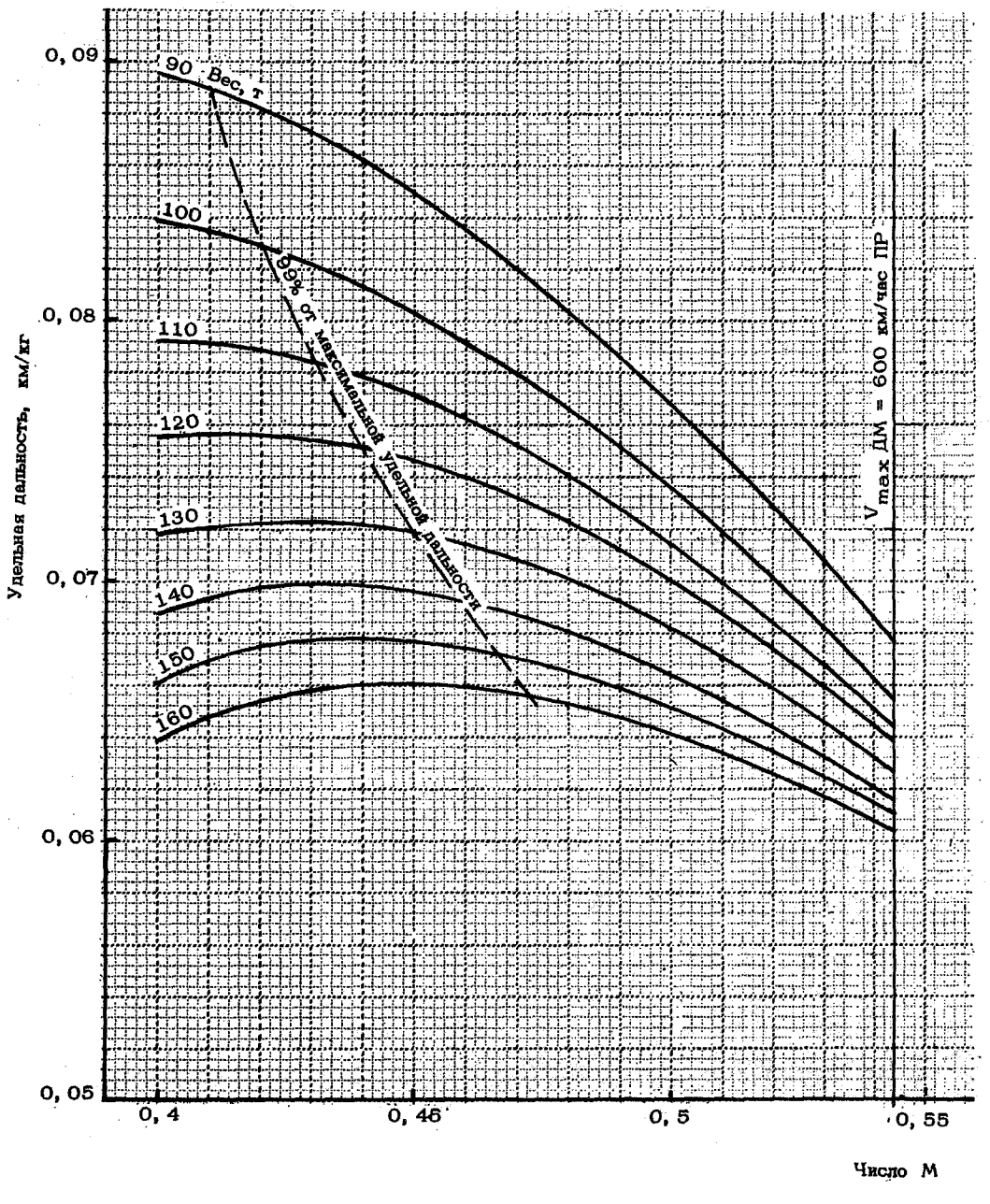
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-60

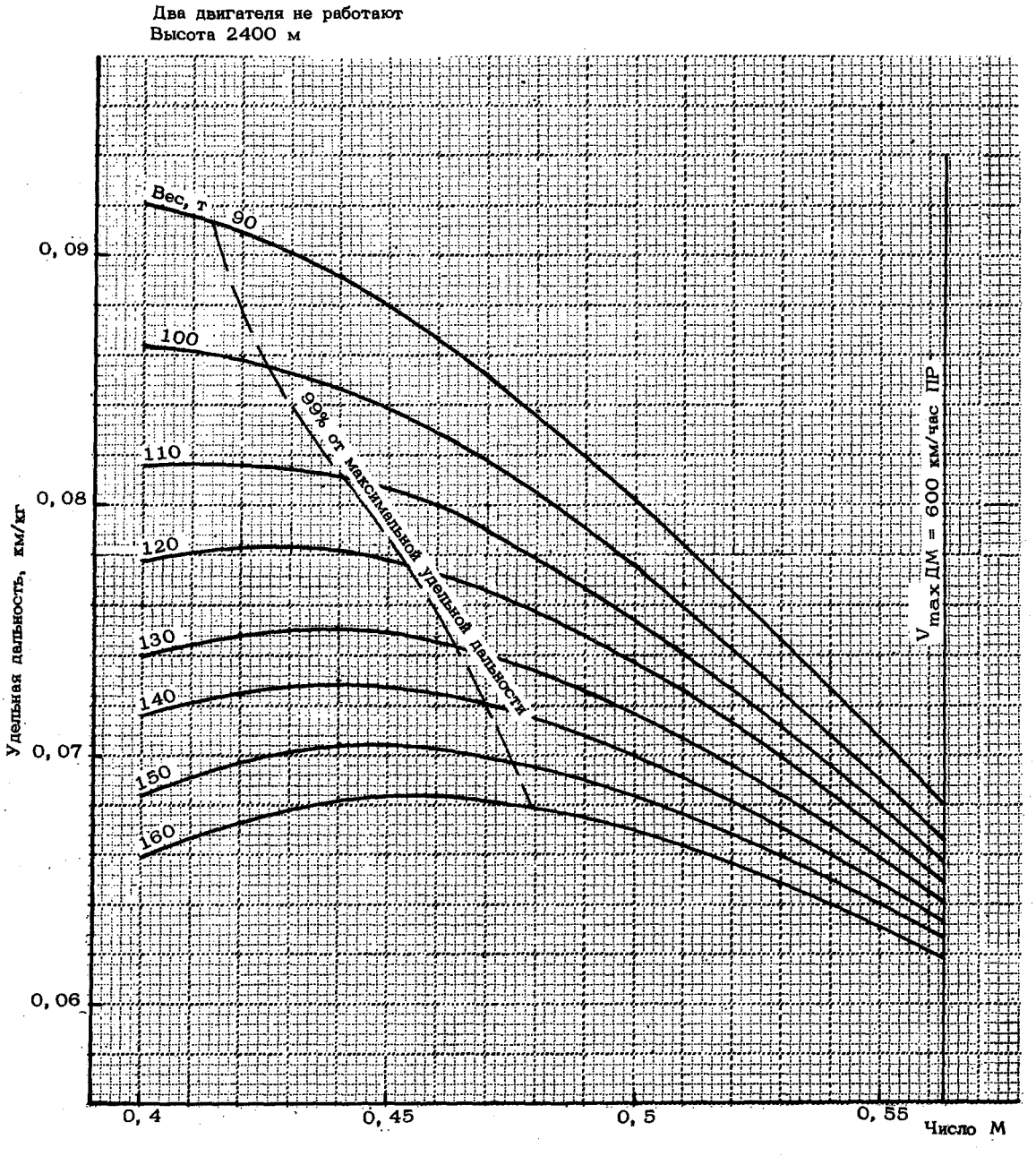
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают
Высота 1800 м



фиг. 5.5-61

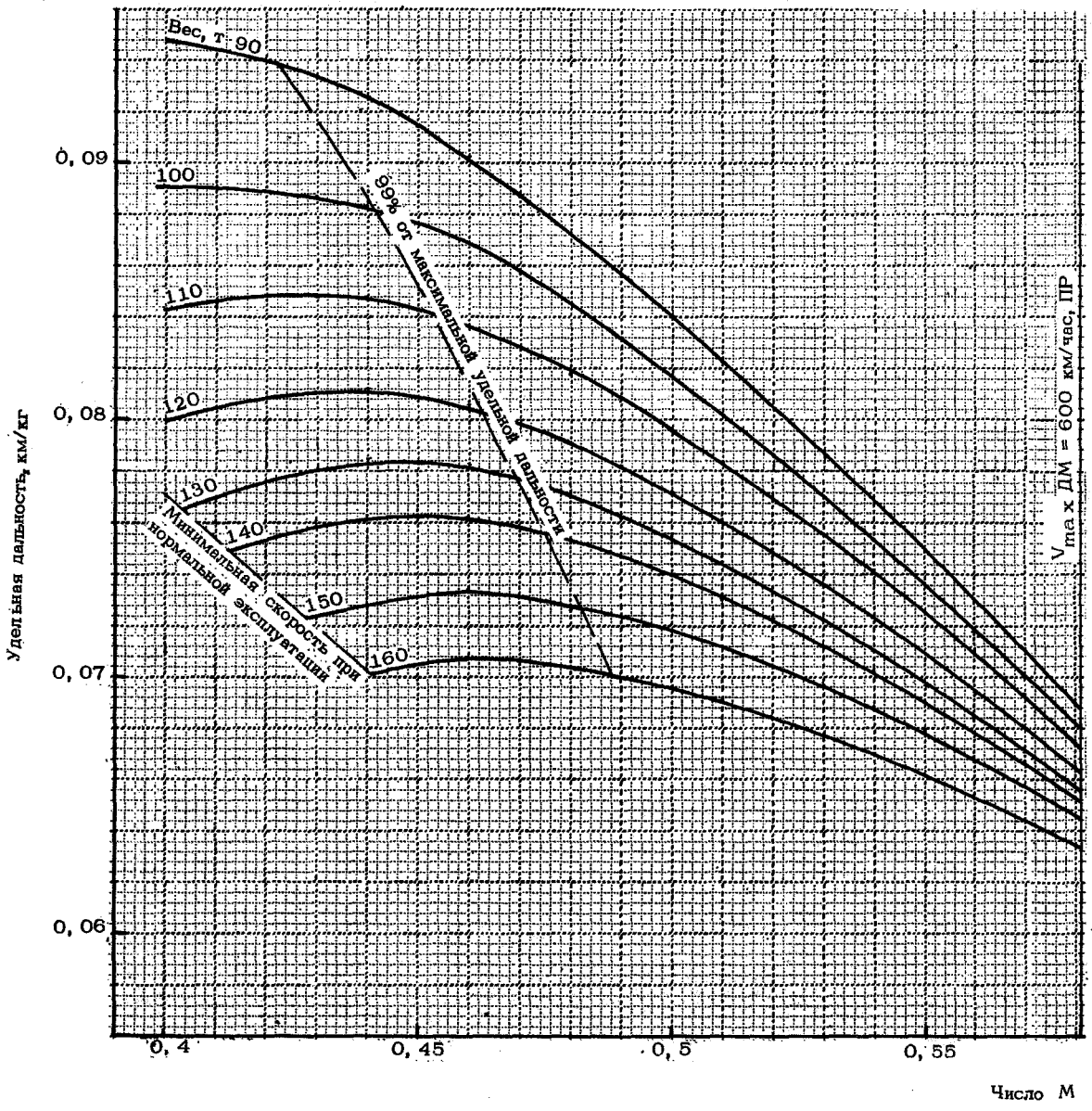
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-62

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

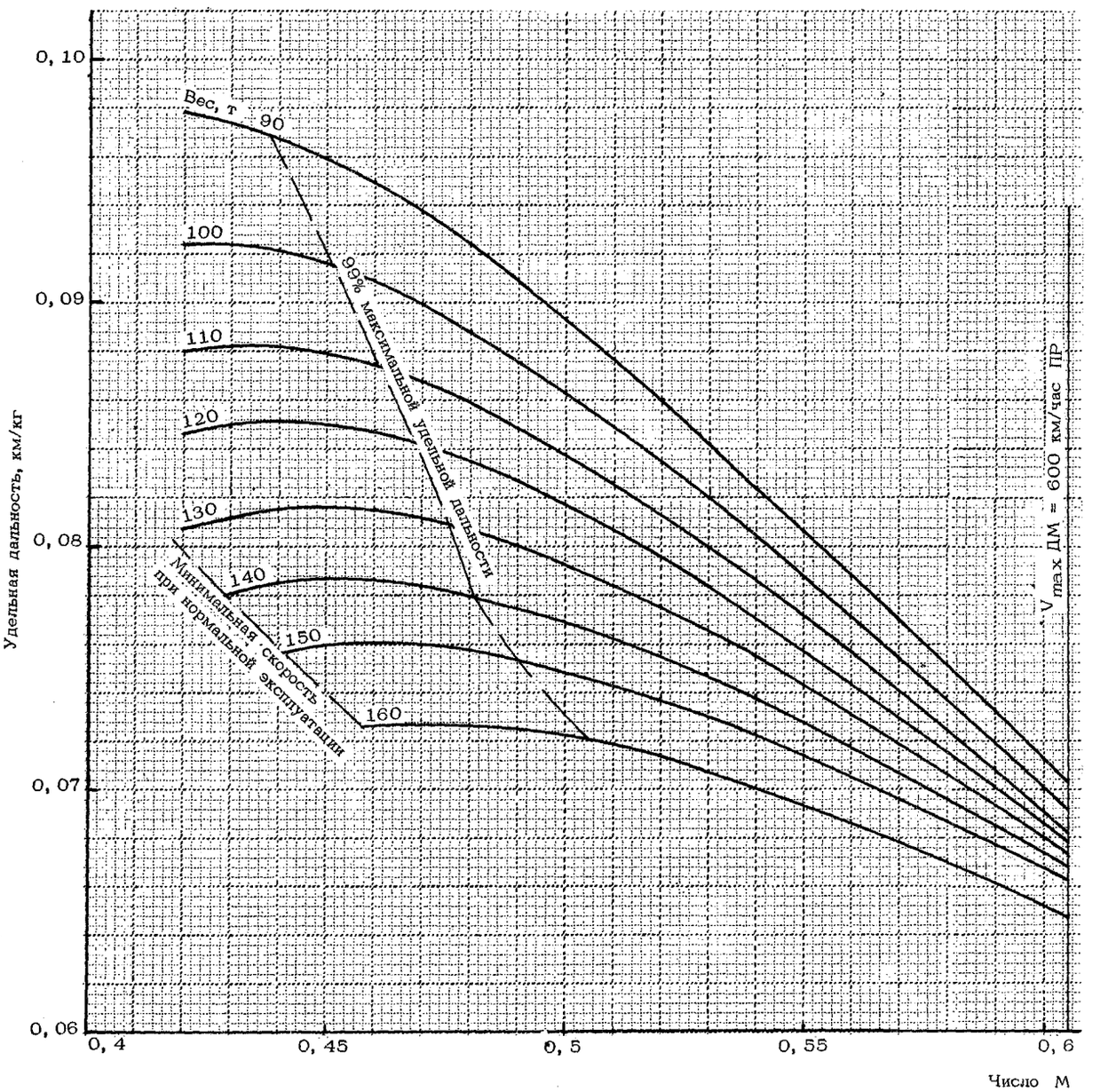
Два двигателя не работают
Высота – 3000 м



фиг. 5.5-63

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

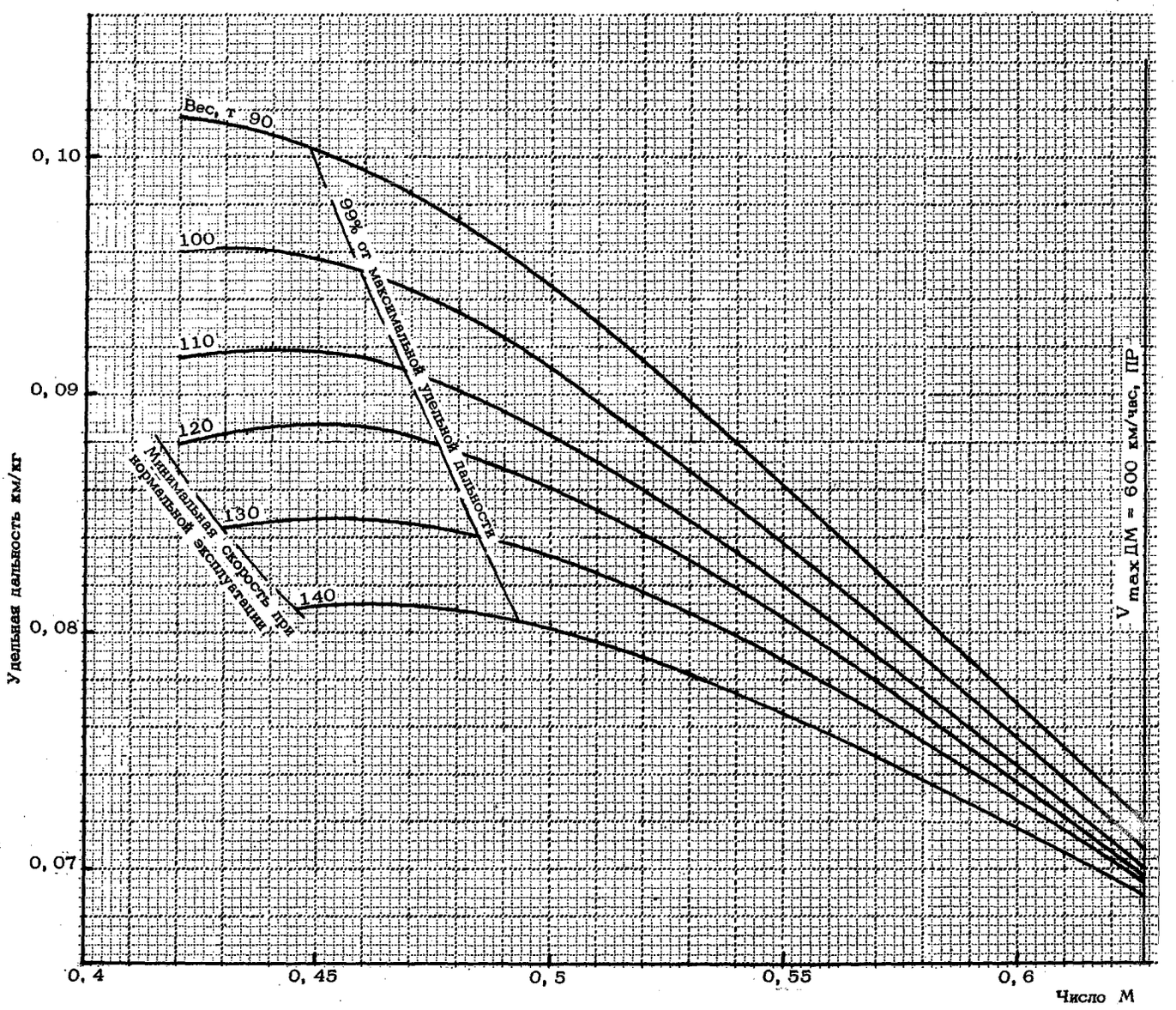
Два двигателя не работают
Высота 3600 м



фиг. 5.5-64

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

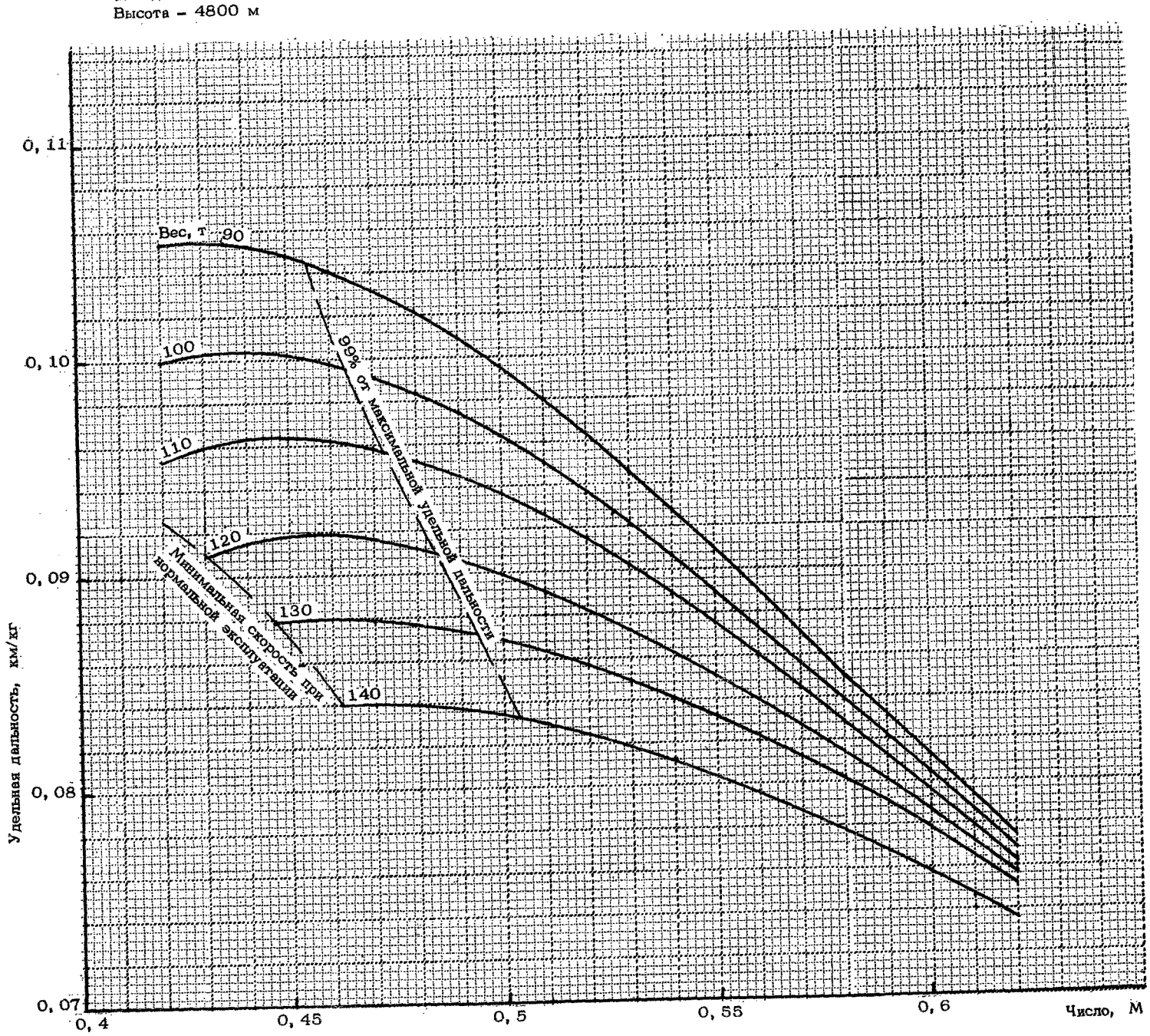
Два двигателя не работают
Высота – 4200 м



фиг. 5.5-65

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают
Высота – 4800 м

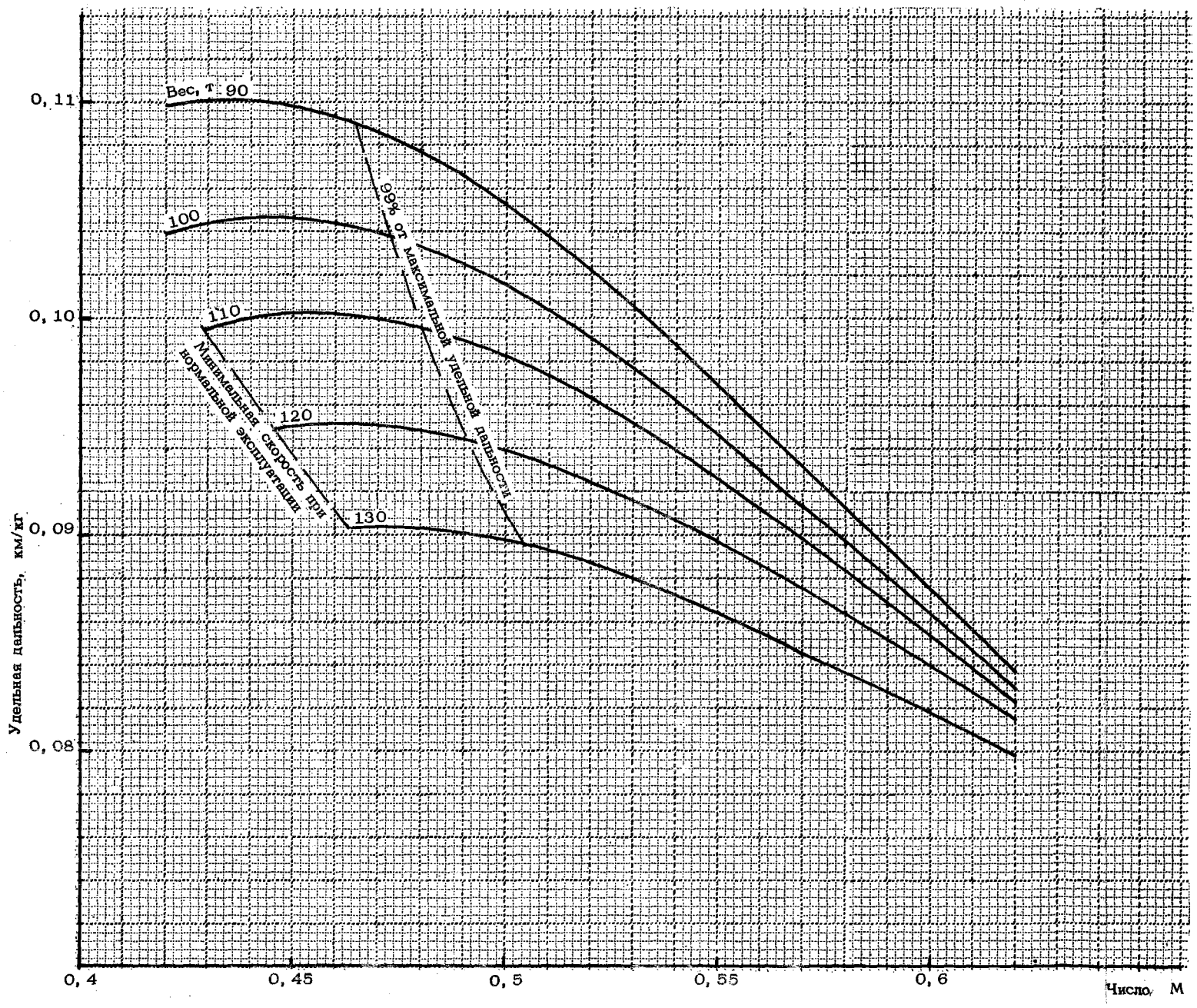


фиг. 5.5-66

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают
Высота – 5400 м

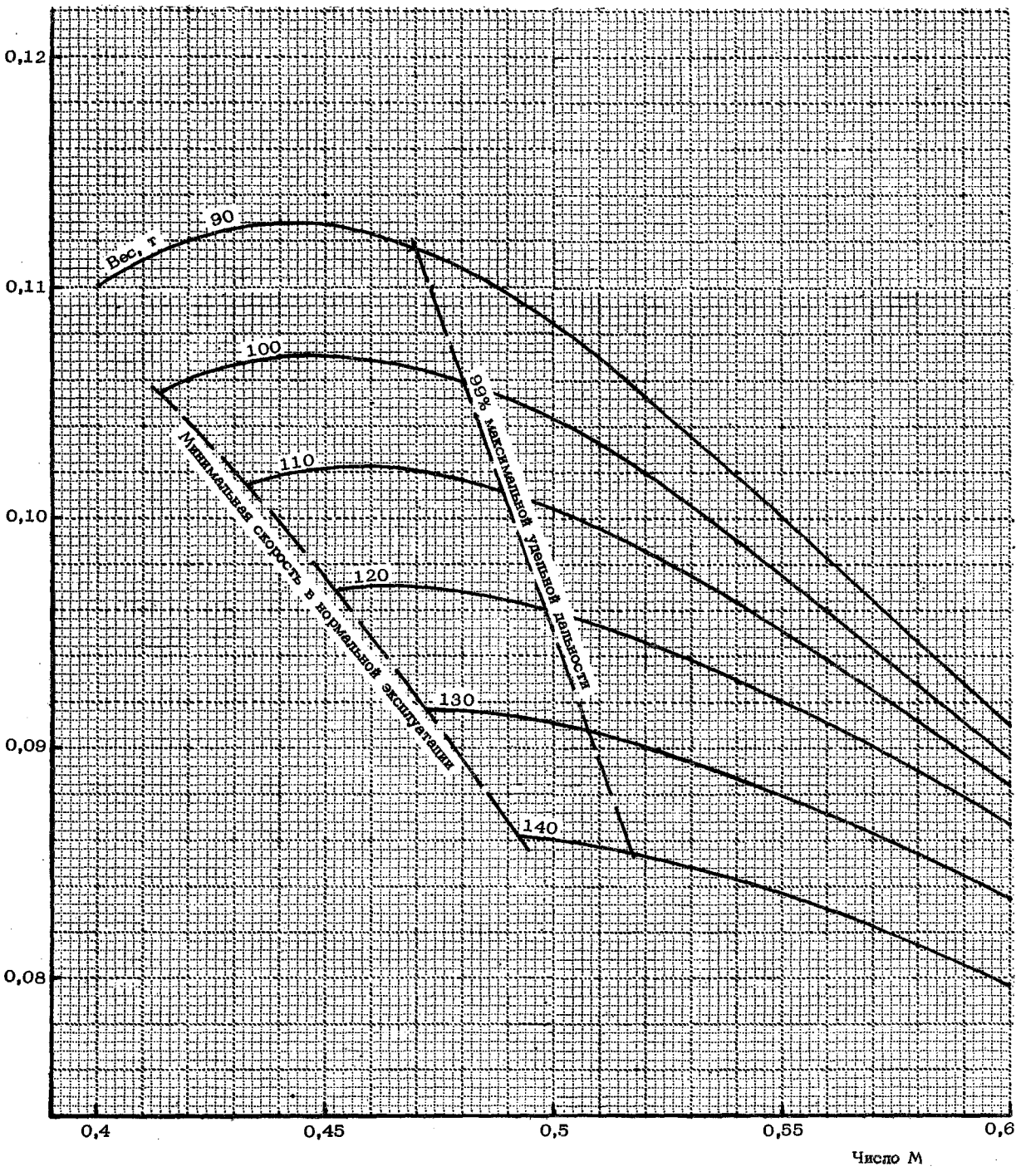


фиг. 5.5-67

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают

Высота 5700 м

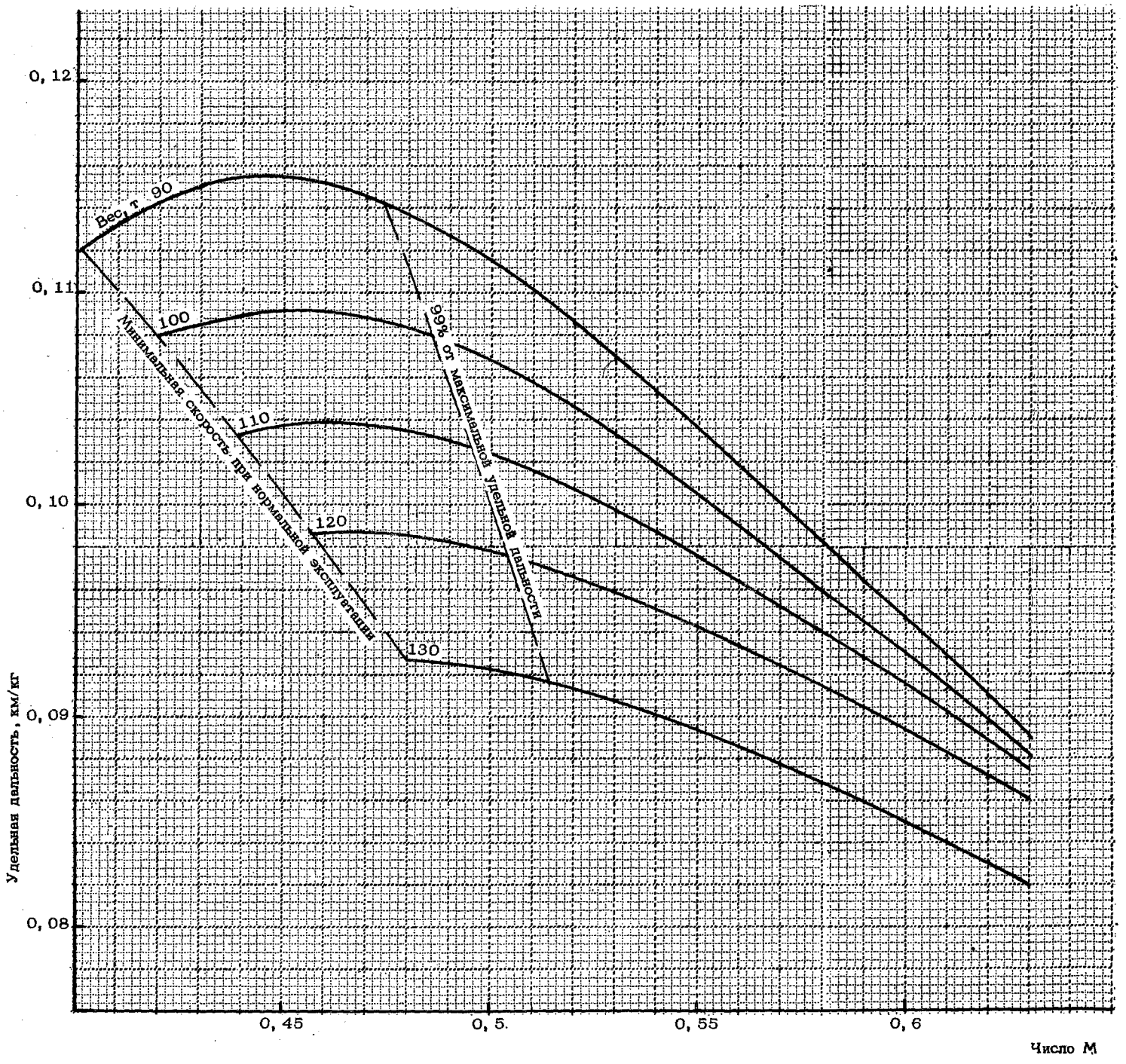


фиг. 5.5-68

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают
Высота – 6000 м

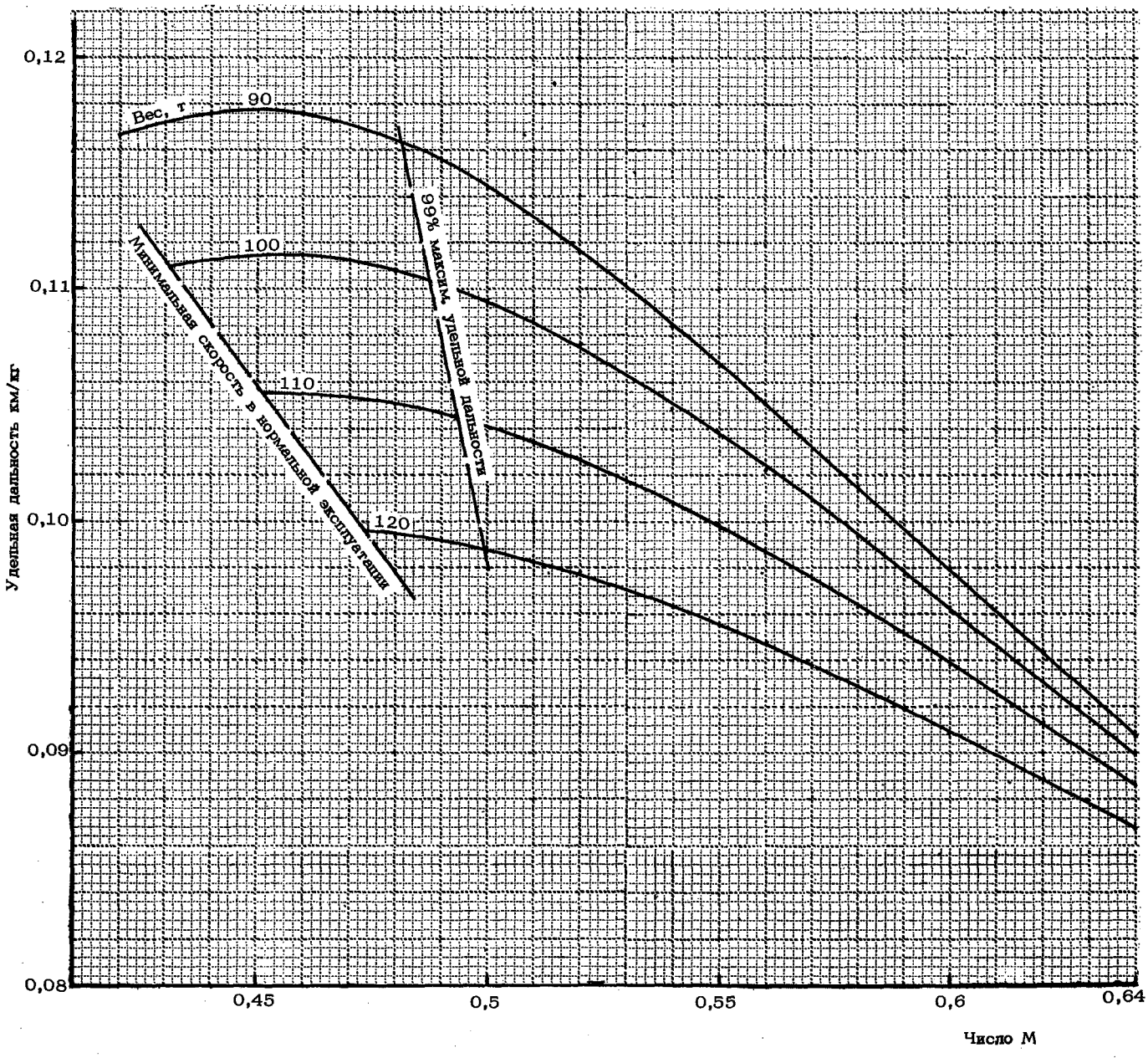


фиг.5.5-69

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают

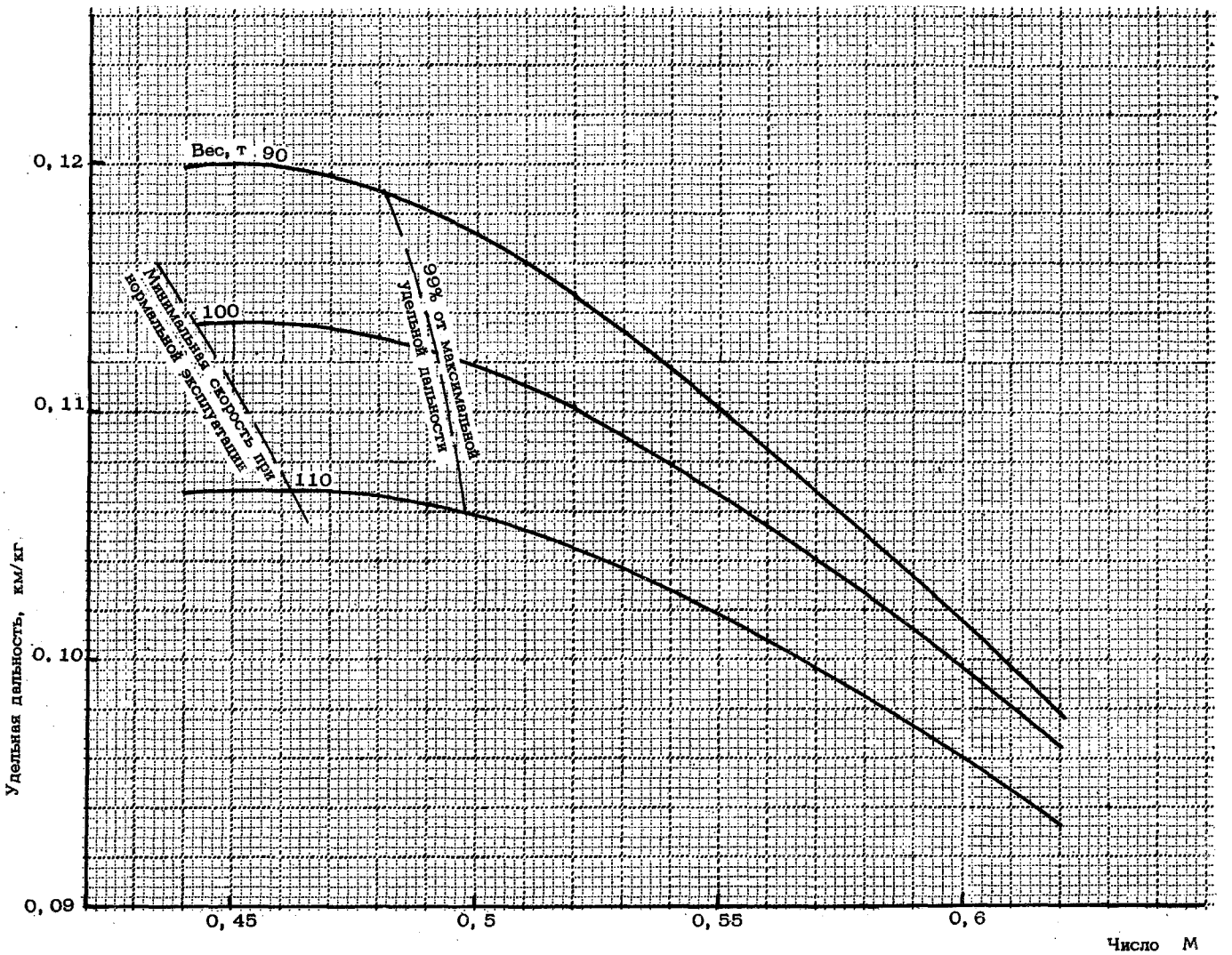
Высота 6300 м



фиг. 5.5-69.1

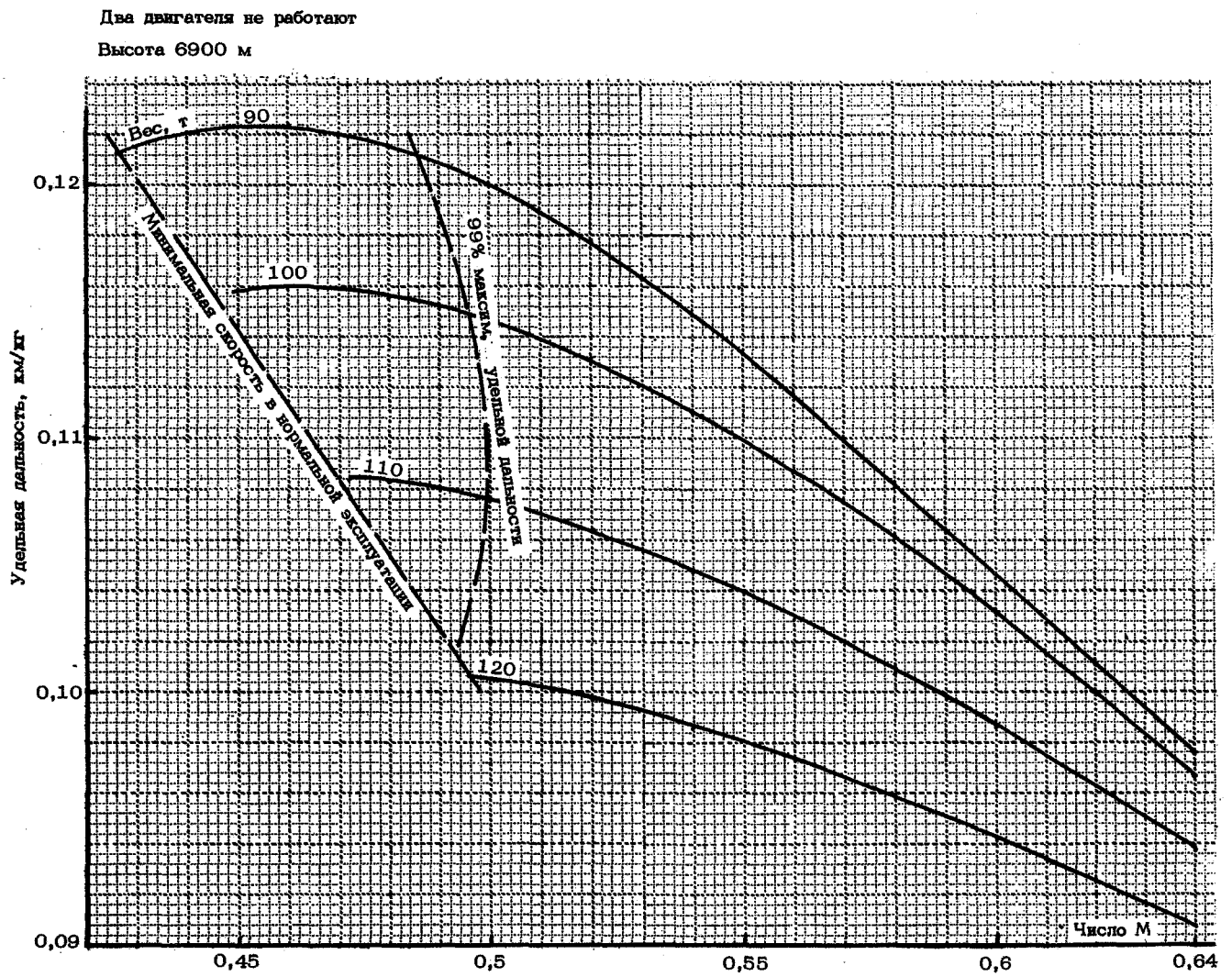
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ

Два двигателя не работают
Высота 6600 м



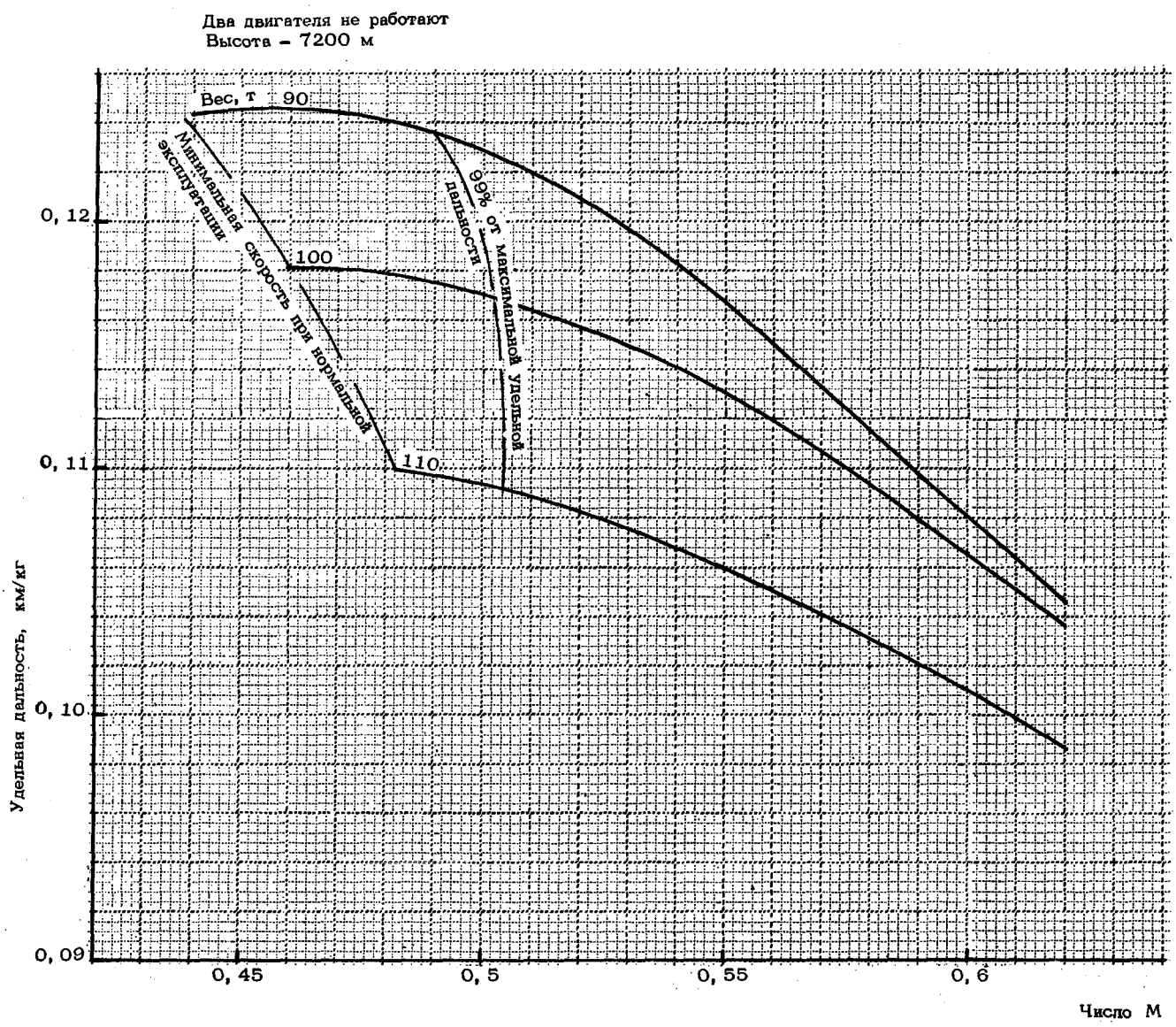
фиг.5.5-70

УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг. 5.5-70.1

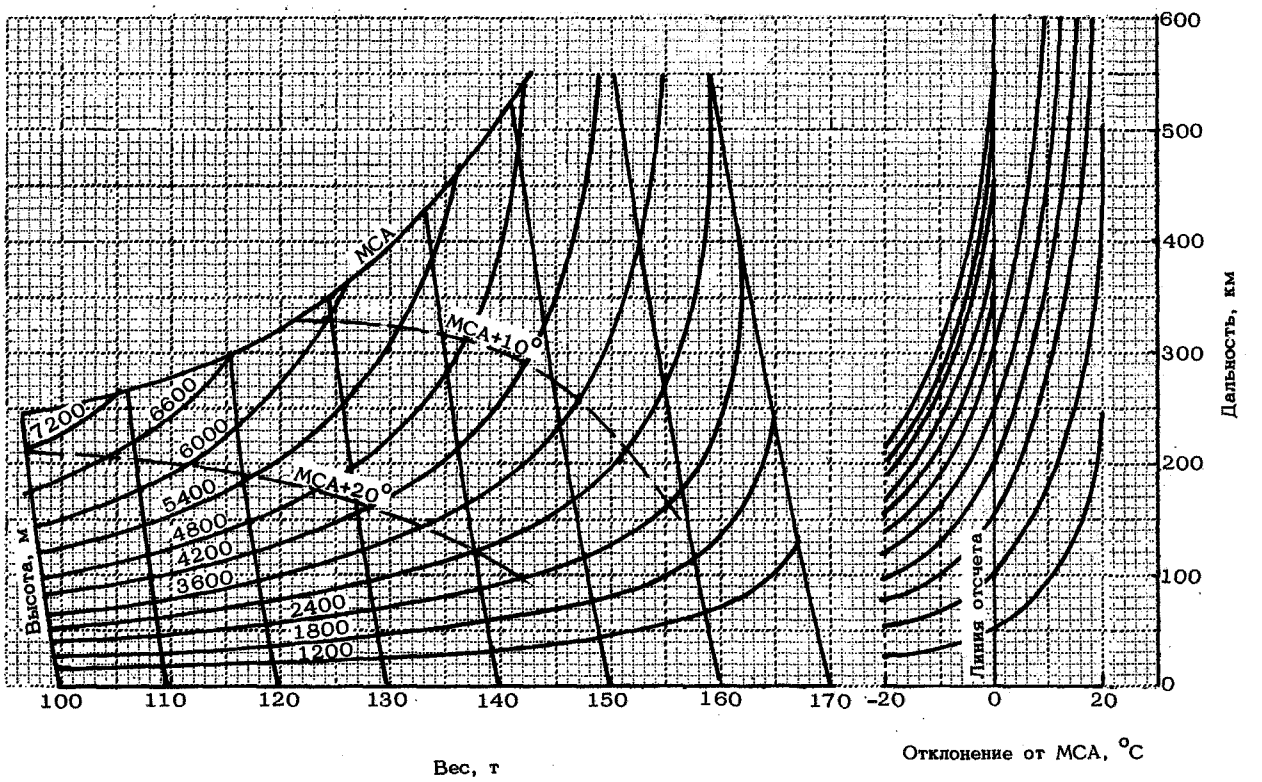
УДЕЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ



фиг.5.5-71

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

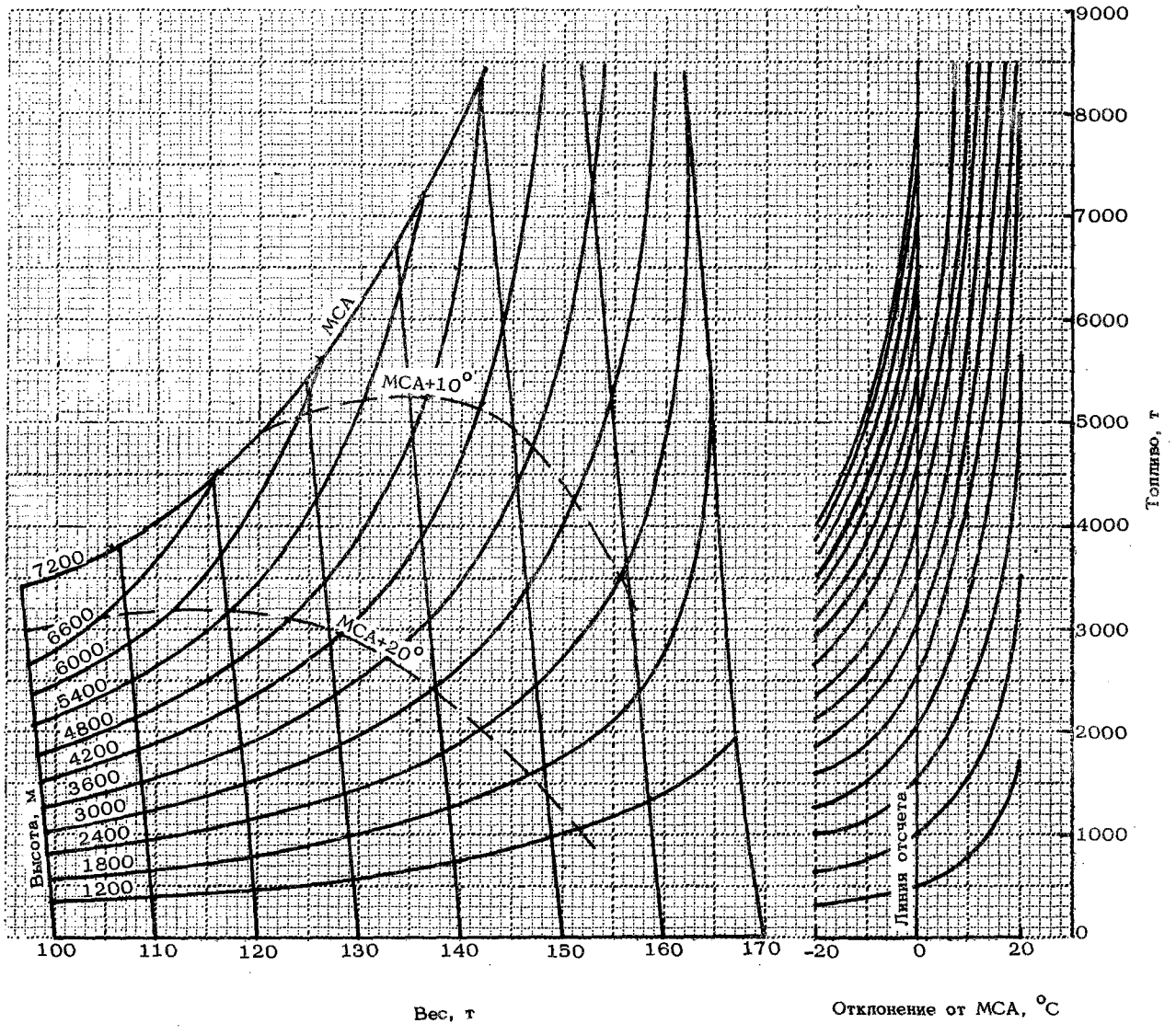
Два двигателя не работают
Режим работы двигателей – номинальный
ПОС выключена
Шасси убрано
Скорость по прибору – 400 км/ч



фиг.5.5-72

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

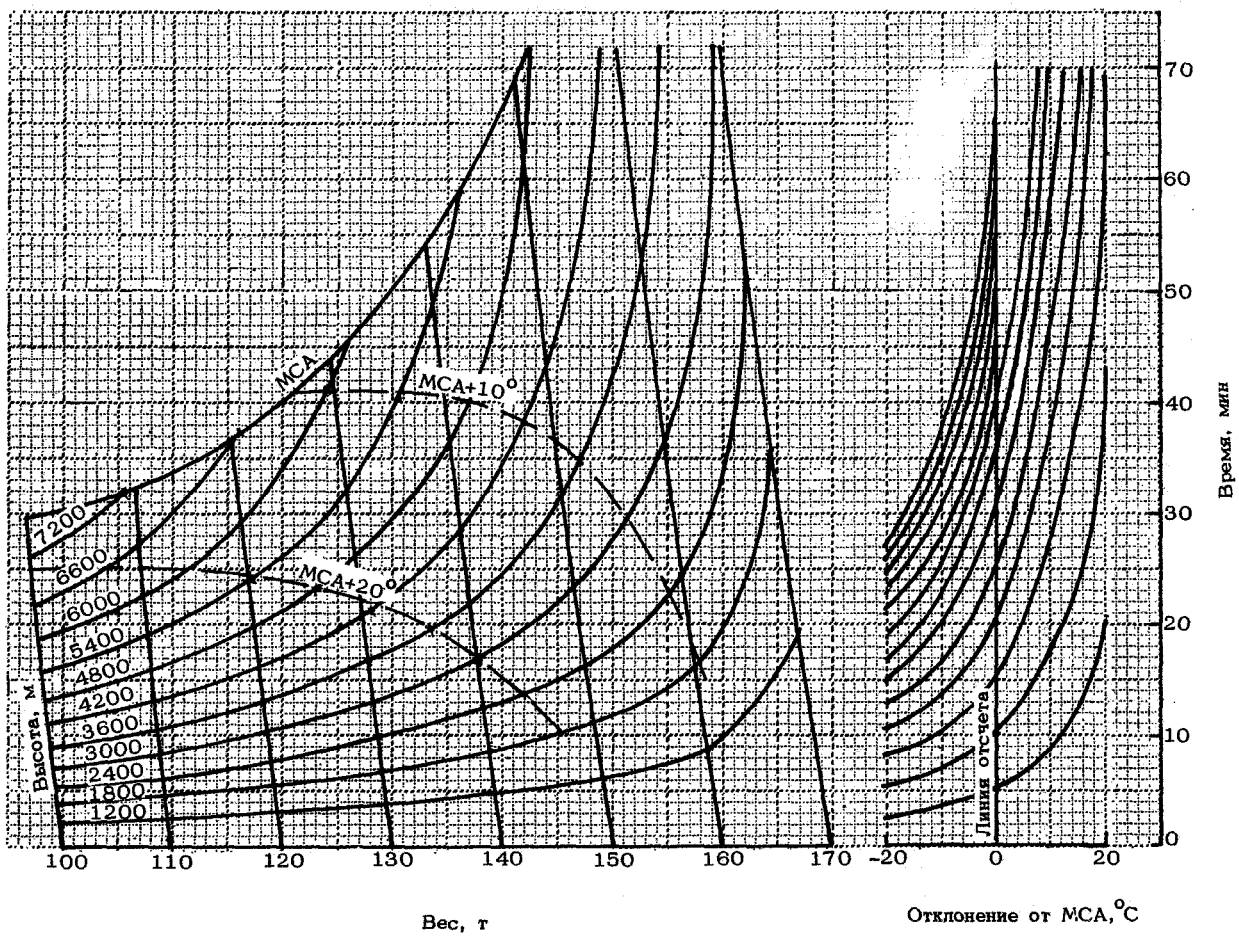
Два двигателя не работают
Режим работы двигателей – номинальный
ПОС выключена
Шасси убрано
Скорость по прибору, – 400 км/ч



фиг.5.5-73

ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

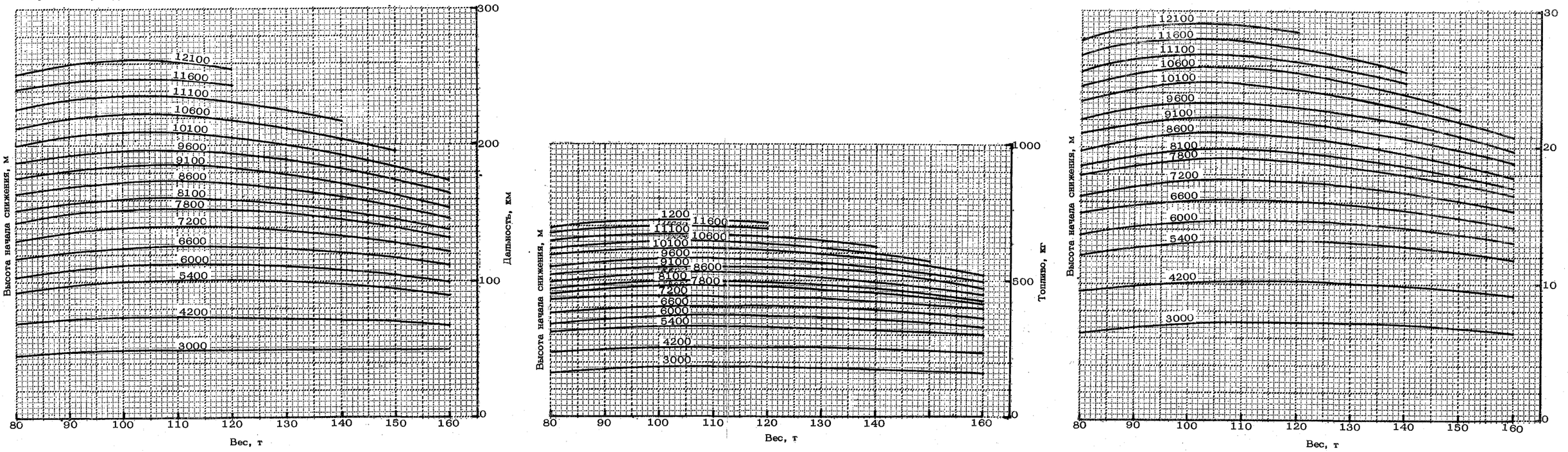
Два двигателя не работают
Режим работы двигателей - номинальный
ПОС выключена
Шасси убрано
Скорость по прибору - 400 км/ч



фиг.5.5-74

ДАЛЬНОСТЬ, РАСХОД ТОПЛИВА И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ

Работают два двигателя
Режим работы двигателей – малый газ
Система кондиционирования – включена
Стандартные условия
Скорость по прибору 400 км/час



фиг.5.5-75

ПОДРАЗДЕЛ 5.6.

ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА

СОДЕРЖАНИЕ

		Стр.
5.6.I.	Основы планирования полета	I
5.6.2.	Примеры планирования полета	2
А.	Планирование полета по способу удельных дальностей	3
Б.	Планирование полета по способу интегральных дальностей . .	6

5.6. ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА

5.6.I. ОСНОВЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА

Под планированием полета понимается предполетный инженерно-штурманский расчет плана полета. Этот расчет включает в себя:

определение ограничений взлетного, полетного и посадочного весов самолета в соответствии с условиями аэродрома и данными полета по маршруту;

расчет заправки топлива, аэронавигационного запаса и времени полета в зависимости от дальности полета по маршруту и весовых ограничений.

Определение ограничений веса самолета на различных этапах полета производится в соответствии с указаниями, изложенными в 5.3–5.5. Порядок определения ограничений веса самолета см.5.6.2, пример 2.

Определение количества заправляемого топлива и времени полета можно производить двумя методами: по номограммам и путем расчетов. По номограммам (см.фиг.5.5–29 – 5.5–32) количество заправляемого топлива определяется в тех случаях, когда профиль полета и число М крейсерского полета совпадают с указанными на номограммах (см.5.6.2, пример I). Если профиль полета отличается от указанного на номограммах, используется метод расчетов, при котором определяется и суммируется количество расходуемого топлива и времени, затрачиваемого на следующих этапах полета:

запуск двигателей и руление на старт (см.5.5.3, п.В);

взлет и разгон до скорости набора высоты;

набор высоты первого заданного эшелона крейсерского полета;

крейсерский полет на первом заданном эшелоне;

набор высоты второго и последующих эшелонов крейсерского полета;

крейсерский полет на втором и последующих эшелонах;

снижение с высоты последнего эшелона крейсерского полета до высоты захода на посадку, установленной для данного аэродрома;

заход на посадку, посадка и руление к месту остановки у аэровокзала (см.5.5.3, п.В).

Расчет может производиться двумя способами: по удельным дальностям (см.5.6.2, пример 2, п.А) и по интегральным дальностям в табличной или графической форме (см.5.6.2, пример 2, п.Б).

На фиг.5.6–I – 5.6–I0 представлены графики интегральных кривых дальностей и времени в зависимости от числа М полета и полетного веса самолета на различных эшелонах. Номограммы интегральных дальностей (см.5.6–I – 5.6–5) позволяют при полете на заданном эшелоне определить расход топлива, если известна дальность полета и начальный или конечный вес самолета и, наоборот, позволяют определить

дальность полета, если известны запас топлива и начальный или конечный вес самолета. Порядок пользования номограммами интегральных дальностей показан на фиг.5.6-5.

Необходимой частью планирования полета является определение аэронавигационного запаса топлива (АНЗ), см. 5.5.3, п.Е.

5.62 ПРИМЕРЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА

Определите вес коммерческой нагрузки, перевозимой по маршруту на расстояние 4000 км и рейсовое время для указанных ниже условий :

Условия на маршруте :

Атмосферные условия	МСА
Режим крейсирования	M=0,74

Направление полета в диапазоне путевых углов, град	от I80 до 359
Эшелоны полета, м	9600-I0600-II600
Средняя скорость полета, км/час	795
Скорость ветра, км/час	50 (встречный)
Воздушная дальность (с учетом ветра), км	$4000 \frac{795}{795-50} = 4270$
Максимальная высота препятствия, м	4500
Минимальное превышение над препятствием, м	400
Расстояние до запасного аэродрома, км	700
Направляение полета до запасного аэродрома в диапазоне путевых углов, град	от 0 до I79

Условия аэродрома	Аэродром		
	Взлета	Назначения	Запасной
Барометрическая высота	0	0	0
Температура воздуха, ^{o}C	МСА+I5	МСА+I0	МСА
Длина ВПП, м	2200	2400	2200
Длина КБП, м	2х400	2х400	-
Длина свободной зоны	-	-	-
Направление и скорость ветра, м/сек	I0 встречный	0	0
Уклон ВПП, %	I вверх	I вниз	0

(I) Определите ограничения взлетного, полетного и посадочного весов самолета.

(а) Определите ограничение взлетного веса.

Располагаемая взлетная дистанция:

$L_{Р.Д.В.} = L_{ВПП} + L_{КПБ} + L_{С.З.} - L_{РУЛ}$ = 2200 м +400 м -50 м = 2550 м

Располагаемая дистанция разбега:

$L_{Р.Д.Р.} = L_{ВПП} - L_{РУЛ.}$ = 2200 м -50 м = 2I50 м

Располагаемая дистанция прерванного взлета:

$L_{Р.Д.П.В.} = L_{ВПП} + L_{КПБ} - L_{РУЛ}$ = 2200 м +400 м -50 м = 2550 м

По номограммам фиг. 5.3-6 - 5.3-9 определите параметры "Д" и " R "

Д = 2760 м; R = 2460 м

Вычисленные ограничения взлетного веса внесите в табл.I

Таблица I

Взлетный вес, кг	Ограничение взлетного веса				
	Градиентом скороподъемности		Взлетной дистанцией		
	на начальном участке (фиг.5.3-I)	на конечном участке (фиг.5.3-5)	по параметру "Д" (фиг. 5.3-7)	по параметру " R "(фиг. 5.3-9)	при всех работающих двигателях (фиг.5.3-II)
максимальный	I70000	I70000	I66000	I65000	больше I70000

Максимально допустимый взлетный вес ограничен параметром " R " и составляет I65000 кг.

(б) Определите ограничение полетного веса.

При максимальной высоте препятствия по маршруту 4500 м минимально-допустимая высота полета после отказа одного двигателя составит:

$H_{пол.мин}$ = 4500 м + 400 м = 4900 м

При полете в направлении путевых углов 0-I79^0 ближайшим эшелоном полета выше 4900 м является эшелон 5I00 м.

Максимальный полетный вес при этих условиях (см. фиг. 5.5-I) равен:

$G_{пол.макс.}$ = I70000 кг.

(в) Определите ограничения посадочного веса.

Располагаемая посадочная дистанция при сухой ВПП:

для аэродрома назначения:

$L_{Р.П.Д.С.} = L_{ВПП} - L_{РУЛ}$ = 2400 м - 50 м = 2350 м

для запасного аэродрома:

$L_{Р.П.Д.С.} = L_{ВПП} - L_{РУЛ}$ = 2200 м - 50 м = 2I50 м

Определение ограничения посадочного веса сведите в табл. 2.

Таблица 2

Посадочный вес, кг	Ограничение посадочного веса		
	градиентом скороподъемности		Посадочной дистанцией (фиг.5.4-5)
	при одном неработающем двигателе (фиг.5.4-I)	при всех работающих двигателях (фиг.5.4-2)	
Аэродром назначения	I42700	больше I70000	I23000
Запасной аэродром	больше I5I500	больше I70000	I5I000

Как следует из табл. № 2 максимально-допустимый посадочный вес составляет:

На аэродроме назначения	I23000 кг
На запасном аэродроме	I5I000 кг

(2) Планирование полета производите для взлетного веса I65000 кг.

А. Планирование полета по способу удельных дальностей

(I) Составьте маршрутный план полета от этапа запуска двигателей до остановки у вокзала назначения.

Результаты внесите в табл.3.

Таблица № 3

Этапы полета	Время час/мин	Дистанция км	Топливо кг
Руление к месту старта			55 кг/мин
Взлет и разгон	0-03		900
Набор высоты первого эшелона H=9600 м $G_{нач.наб.}$ = I64I00 кг	0-2I	239	4500
Горизонтальный полет на эшелоне 9600 м: V = 804 км/ч $G_{н.г.п.}$ = I59600 кг $1/q_{н.г.п.}$ = 0,0965 км/кг $G_{н.г.п.}$ = I53000 кг $1/q_{к.г.п.}$ = 0,0985 км/кг $1/q_{ср}$ = 0,0975 км/кг	0-49	644	6600
Набор высоты второго эшелона H=I0600м $G_{нач.наб.}$ = I53000 кг	0-05	60	700
Горизонтальный полет на эшелоне I0600м V = 79I км/час $G_{н.г.п.}$ = I52300 кг $1/q_{н.г.п.}$ = 0,I038 км/кг $G_{к.г.п.}$ = I33000 кг $1/q_{к.г.п.}$ = 0,II38 км/кг $1/q_{ср}$ = 0,I088 км/кг	2-39	2I00	I9300
Набор высоты третьего эшелона H=II600 м $G_{нач.наб}$ = I33000 кг	0-05	60	600

Продолжение таблицы

Этапы полета	Время час/мин	Дистанция км	Топливо кг
Горизонтальный полет на эшелоне II600 V = 786 км/час $G_{н.г.п.}$ = I32400 кг $I/q_{н.г.п.}$ = 0,II85 км/кг *$G_{к.г.п.}$ = I24855 кг $I/q_{к.г.п.}$ = 0,I25 км/кг $I/q_{ср}$ = 0,I2I75 км/кг	I-I0	9I9	7545
Снижение	0-24	248	I250
Заход на посадку и посадка $G_{пос}$=I22405 кг	0-I2		I200
ИТОГО :	5-48	4270	42595

*) Для определения полетного веса в конце горизонтального полета на эшелоне II600 м необходимо сделать несколько приближений :

а) В первом приближении определите вес самолета в конце горизонтального полета на эшелоне II600 м, исходя из предположения, что путь снижения с высоты II600 м будет, примерно, равен 248 км (см. фиг. 5.5-7). При этом горизонтальный участок полета на высоте II600 м составит :

4270 км - 239км-644км-60км-2I00км-60км-248км = 9I9 км.

При удельной дальности (0,II85 км/кг), соответствующей полетному весу начала горизонтального полета на эшелоне II600 м (I32400 кг), для дальности 9I9 км потребуется топлива :

$L_{г.п.} : I/q_{нгп}$ = 9I9 км : 0,II85 кг/км = 7755 кг

Следовательно в первом приближении вес в конце горизонтального полета будет равен :

I32400 кг - 7755 кг = I24645 кг

б) Во втором приближении для веса I24645 кг уточняем характеристики снижения и удельную дальность :

Топливо на снижении - I250 кг
Дальность при снижении - 248 км
Удельная дальность - 0,I25I км/кг
Средняя удельная дальность равна :
(0,II85 + 0,I25I) км/кг x 0,5 = 0,I2I8 км/кг

Уточненная дальность горизонтального полета будет равна :

4270км-239км-644км-60км-2I00км-60км-248км = 9I9 км
Расход топлива на эту дальность составит :
9I9 км : 0,I2I8 км/кг = 7545 кг.

в) Определяем окончательные результаты :

Вес в конце горизонтального полета равен :

I32400 кг - 7545 кг = I24855 кг.

Соответствующая ему удельная дальность равна 0,I25 км/кг

Средняя удельная дальность равна :

(0,II85 + 0,I25) км/кг x 0,5 = 0,I2I75 км/кг

Горизонтальная дальность равна :
7545 кг x 0,I2I75 км/кг = 9I9 км.

(2) Зная посадочный вес на аэродроме назначения (I22405 кг) и расстояние до запасного аэродрома (700 км) при полете на запасной аэродром в диапазоне истинных путевых углов от 0 до I70 градусов в штилевых условиях, по номограмме фиг.5.5-36 для высоты III00 м определите количество топлива для перелета на запасной аэродром, а также запас топлива для ожидания в районе запасного аэродрома в течение 30 мин :

7300кг + 3I00 кг = I0400 кг

К определенному по номограмме весу топлива (I0400 кг) необходимо прибавить компенсационный резерв топлива в количестве 3% от расходуемого за полет топлива (42595 кг), величина которого приблизительно будет равна I300 кг.

В итоге топливо, необходимое для перелета на запасной аэродром (I0400 кг) и компенсационный резерв (I300 кг), в сумме составят АНЗ :

I0400 кг + I300 кг = II700 кг.

(3) Определите вес коммерческой нагрузки, вычитая из посадочного веса на аэродроме назначения вес АНЗ и вес пустого снаряженного самолета :

$G_{к.н.} = G_{пос} - G_{АНЗ} - G_{снар.с-та}$ = I22405 кг - II700 кг - 85000 кг = 25705 кг.

Б. Планирование полета по способу интегральных дальностей

(I) В соответствии с планом полета определите дальность и время полета с учетом ограничений взлетного, полетного и посадочного весов самолета, пользуясь номограммами 5.6-5 и 5.6-II. Результаты внесите в табл. 4.

Таблица 4

Основные параметры	Взлет и набор	Этапы полета			
		Набор высоты 9600м	Крейсирование на эшелонах 9600–10600–11600 м	Снижение	Заход на посадку
Вес самолета в начале этапа, кг	165000	164100	159600	124855	123605
Вес самолета в конце этапа, кг	164100	159600	124855 x)	123605	122405
Расход топлива, кг					
на этапе	900	4500	34745	1250	1200
за полет	900	5400	40145	41395	42595
Дальность полета, км					
на этапе		239	5673–1890=3783	248	-
от аэродрома вылета		239	4022	4270	-
Время полета ч – мин					
на этапе	0–03	0–21	4–48	0–24	0–12
от аэродрома вылета	0–03	0–24	5–12	5–36	5–48

x) Для определения полетного веса в конце горизонтального участка полета на эшелоне 11600 м необходимо сделать несколько приближений :

а) Предполагаем, что путь при снижении самолета с последнего эшелона (ориентировочно по номограмме 6.5-7) составит 248 км.

б) Найдем дальность горизонтального полета на эшелонах :

$L_{г.п.} = L_{зад.} - L_{наб.} - L_{сниж.}$ = 4270 км – 239 км – 248 км = 3783 км

в) К дальности (1890 км), соответствующей весу начала горизонтального полета на начальном эшелоне (159600 кг), снятой с номограммы фиг.5.6-5, прибавьте полученную дальность горизонтального полета на эшелонах:

1890 км + 3783 км = 5673 км

г) На соответствующей заданным условиям номограмме интегральной кривой дальности (в нашем примере фиг.5.6-5) для высчитанной дальности 5673 км, находим полетный вес (124855 кг).

д) Для веса 124855 кг снимаем с номограммы фиг.5.5-7 характеристики снижения с высоты эшелона 11600 м.
Дальность при снижении равна 248 км.

е) Сравнивая дальность 248 км с предполагаемой 248 км (см. п. "а"), видим, что они не отличаются. Следовательно дальность горизонтального полета на эшелонах и вес в конце горизонтального полета 124855 кг определены правильно.

(2) На номограмме интегральных кривых времени (фиг. 5.6-11) по весу в начале крейсирования (159600 кг) и весу в конце крейсирования (124855 кг) определите время крейсерского полета : 7.15 ч – 2.35 ч = 4.80 ч = 4 ч 48 мин.

(3) Зная посадочный вес на аэродроме назначения (I22405 кг) и расстояние до запасного аэродрома (700 км) при полете на запасной аэродром в диапазоне истинных путевых углов от 0^{o} до 179^{o} в штилевых условиях, по номограмме фиг.5.5-36 для высоты III00 м определите количество топлива для перелета на запасной аэродром, а также запас топлива для ожидания в районе запасного аэродрома в течение 30 мин.

7300 кг + 3I00 кг = I0400 кг.

К определенному по номограмме весу топлива (I0400 кг) необходимо прибавить компенсационный резерв топлива в количестве 3% от расходуемого за полет топлива (42595 кг), величина которого приблизительно будет равна I300 кг. В итоге вес топлива необходимого для перелета на запасной аэродром (I0400 кг) и компенсационный резерв (I300 кг) в сумме составят АНЗ :

I0400 кг + I300 кг = II700 кг

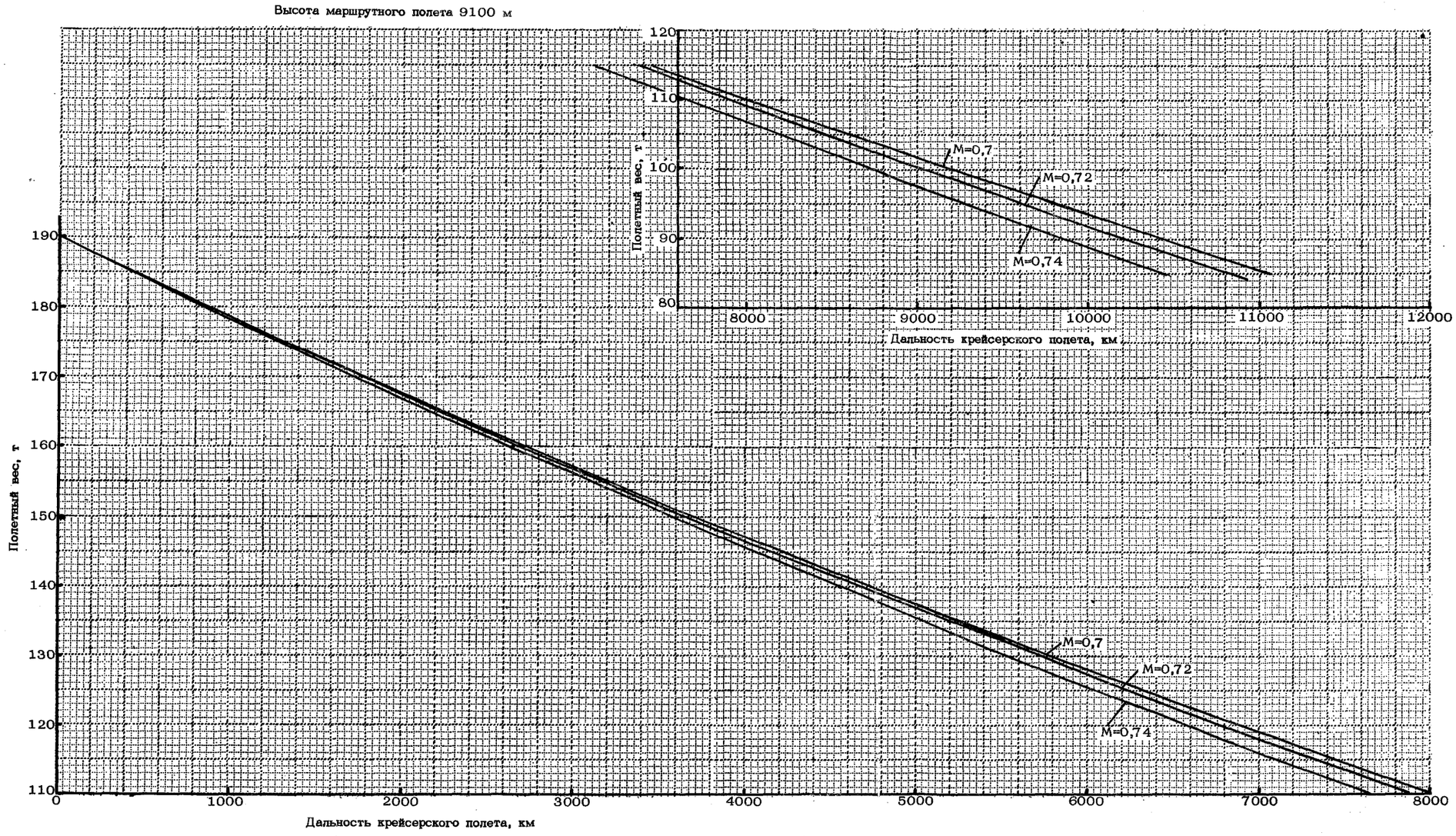
(4) Определите вес коммерческой нагрузки :

$$G_{к.н.} = G_{пос} - G_{АНЗ} - G_{снар.с-та} =$$

I22405 кг - II700 кг - 85000 кг = 25705 кг

ПРИМЕЧАНИЕ: Если рассчитанный вес будет превышать посадочный вес, найденный по ограничениям, необходимо весь расчет сделать заново, уменьшив соответственно взлетный вес.

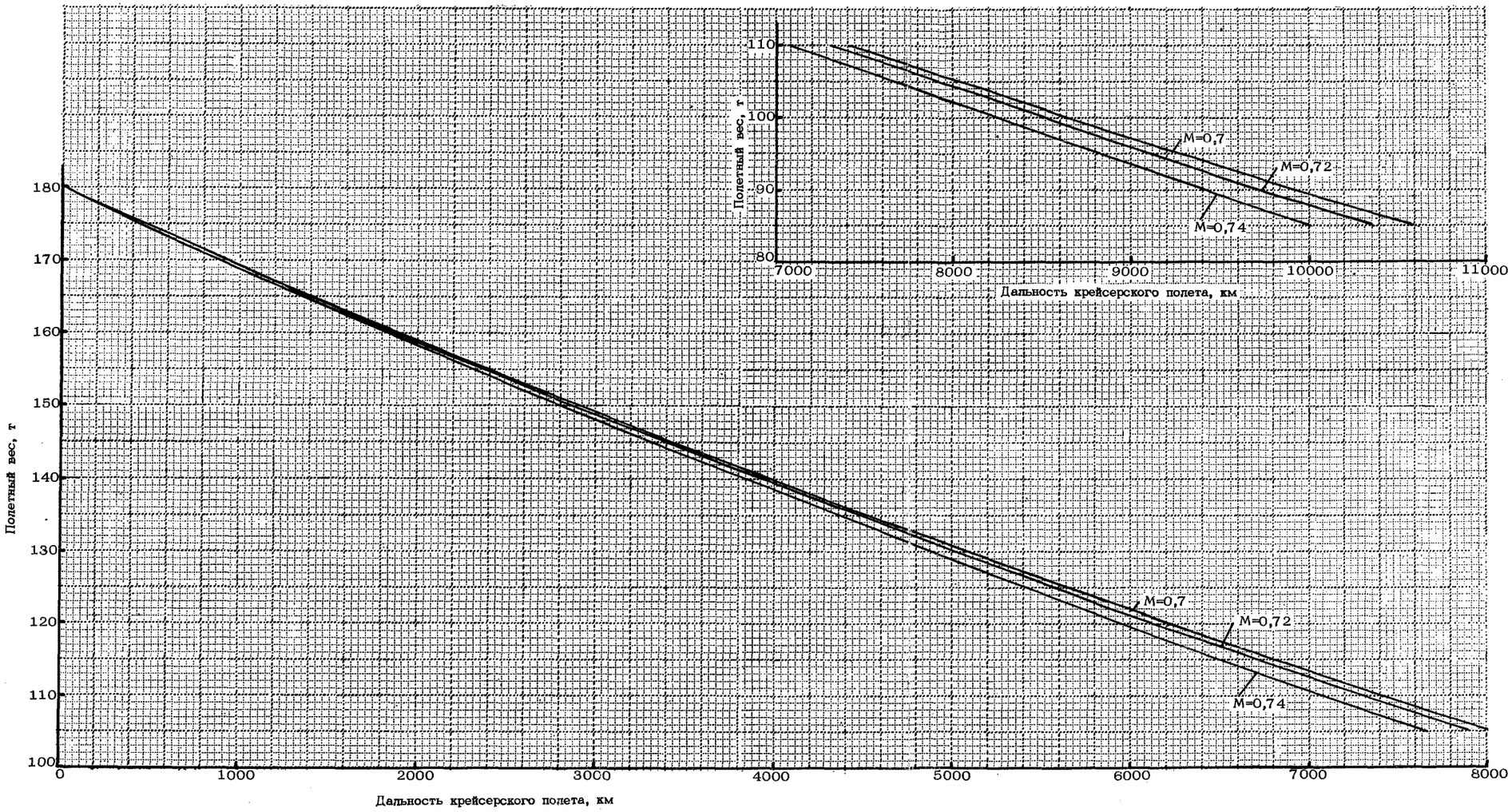
ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ



фиг.5.6-1

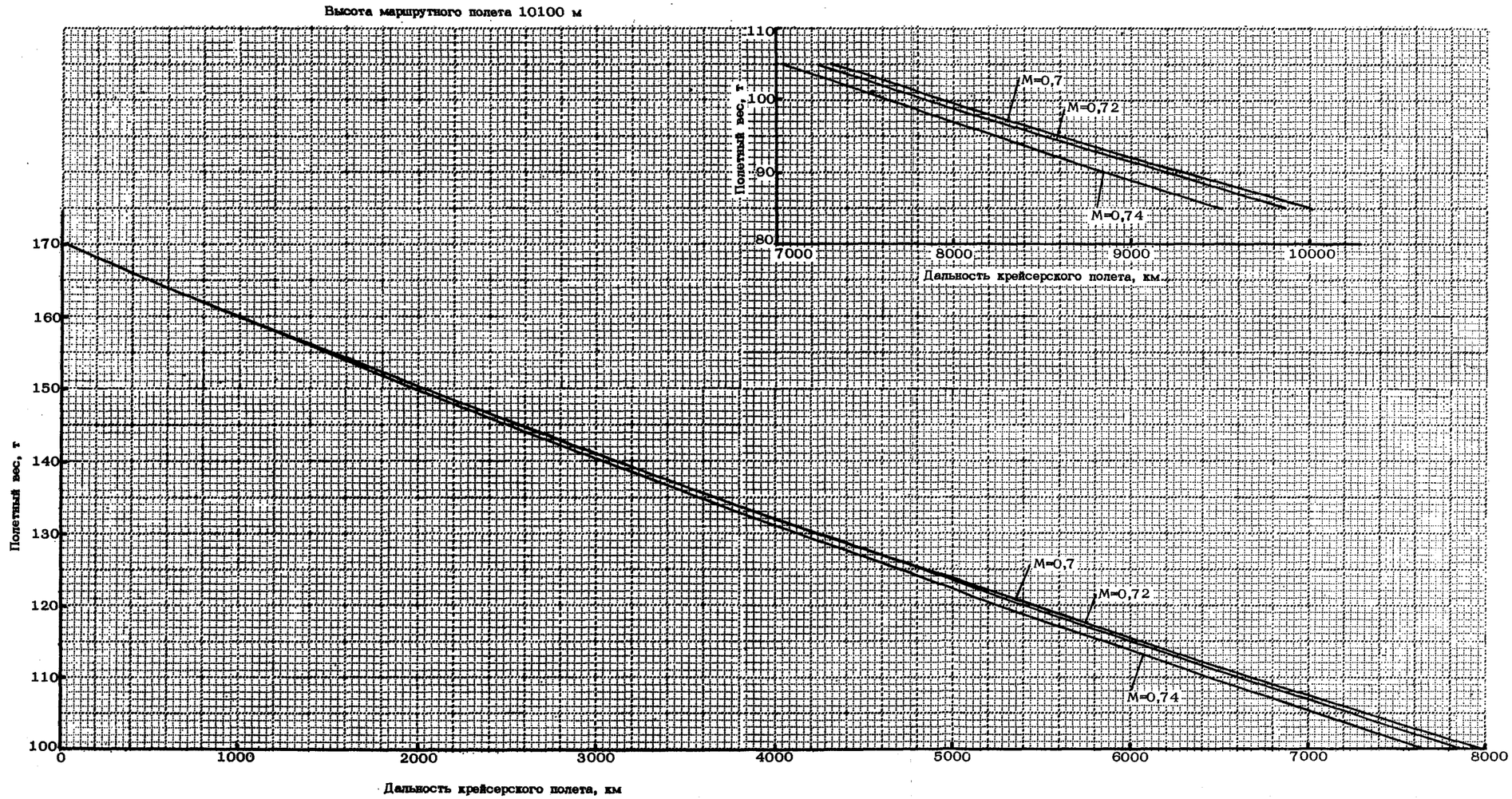
ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ

Высота маршрутного полета 9600 м



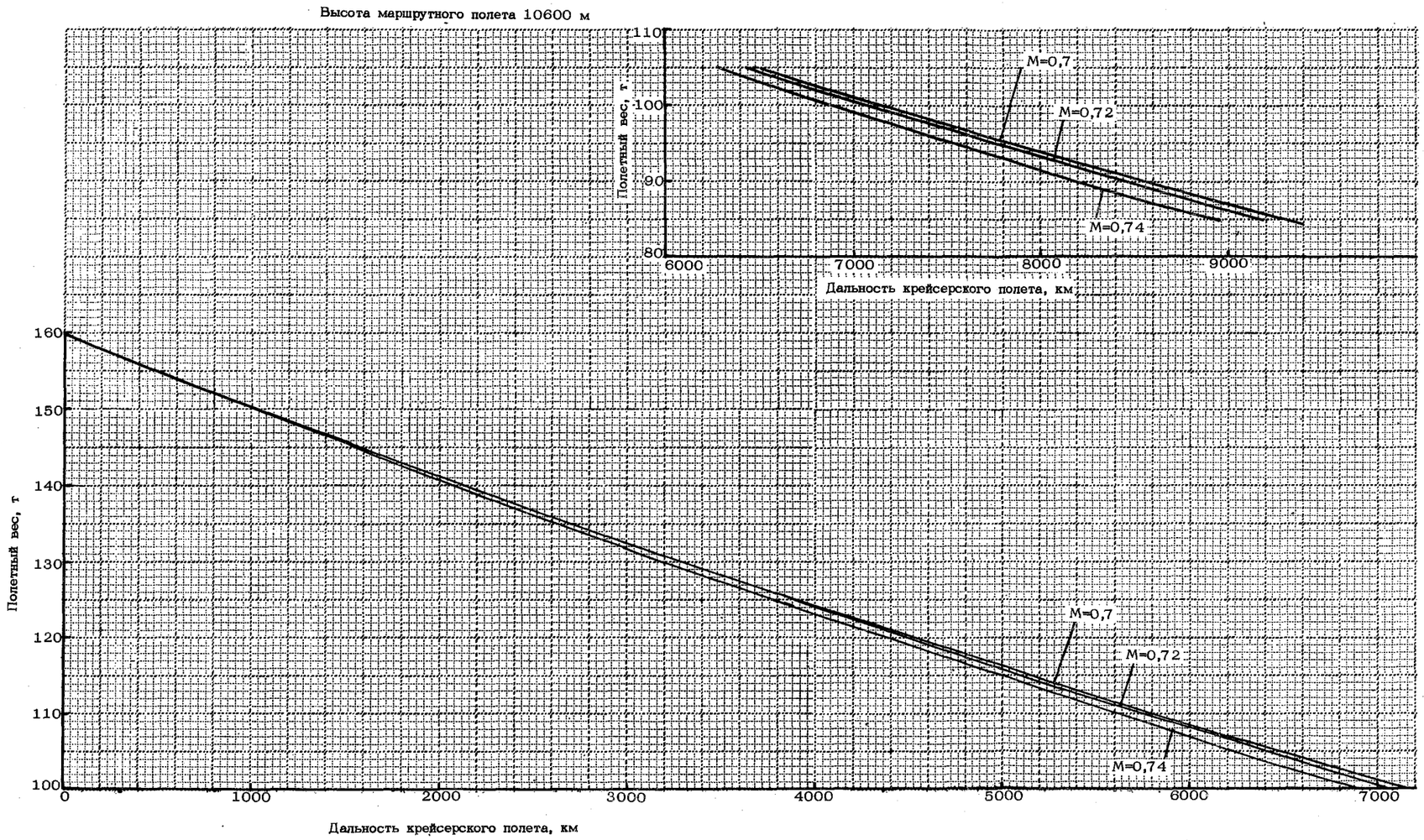
фиг.5.6-2

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ



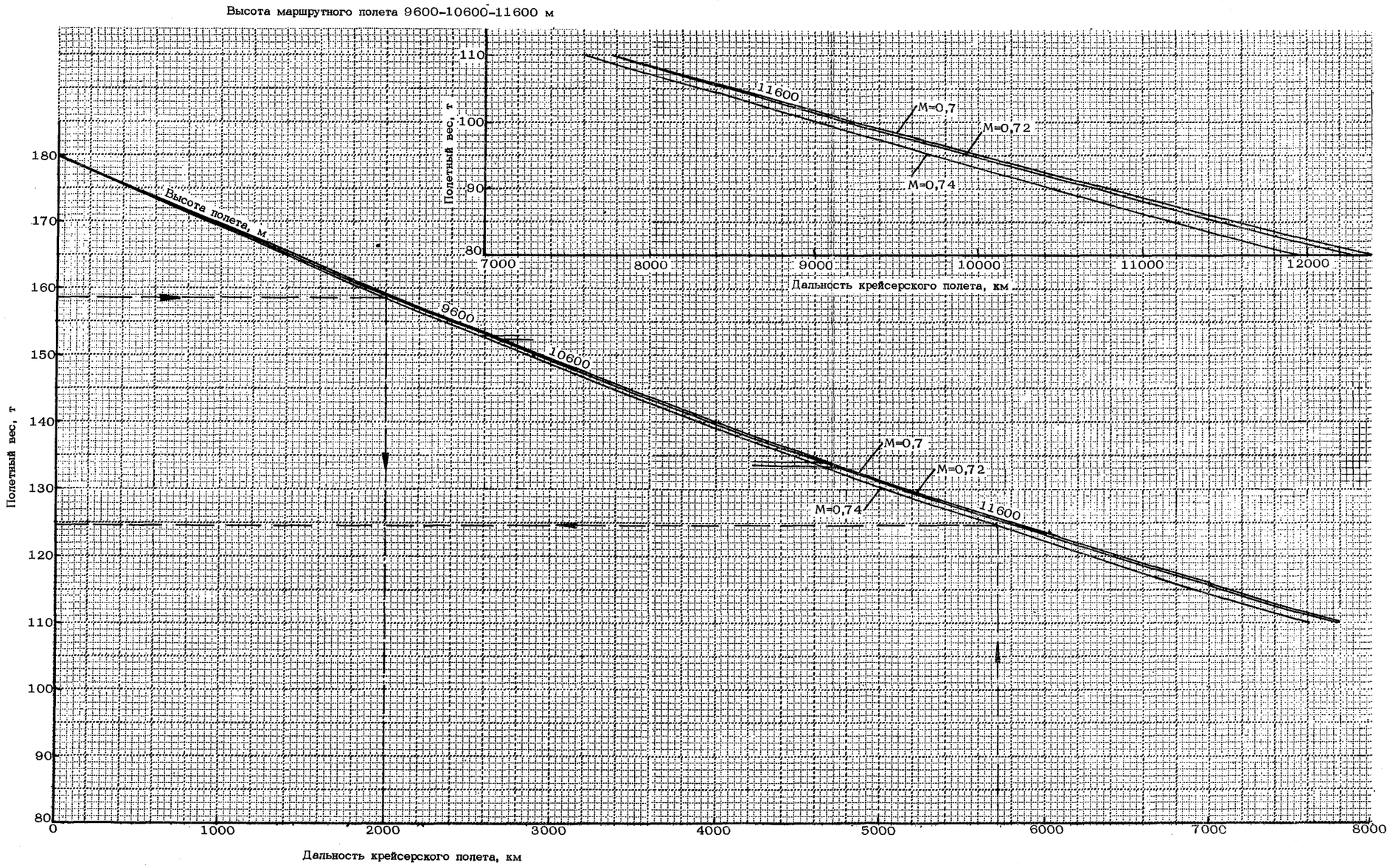
фиг.5.6-3

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ



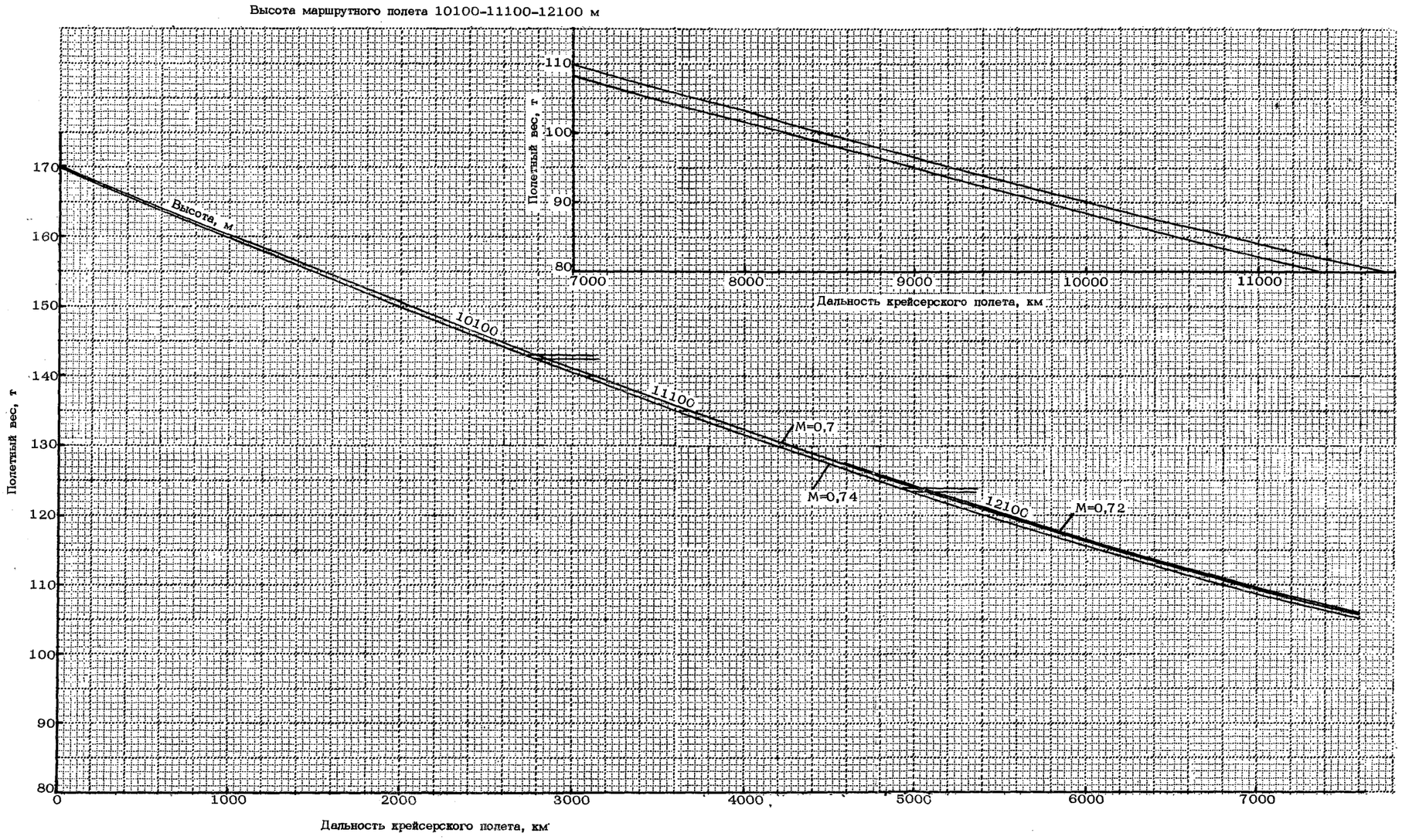
фиг.5.6-4

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ



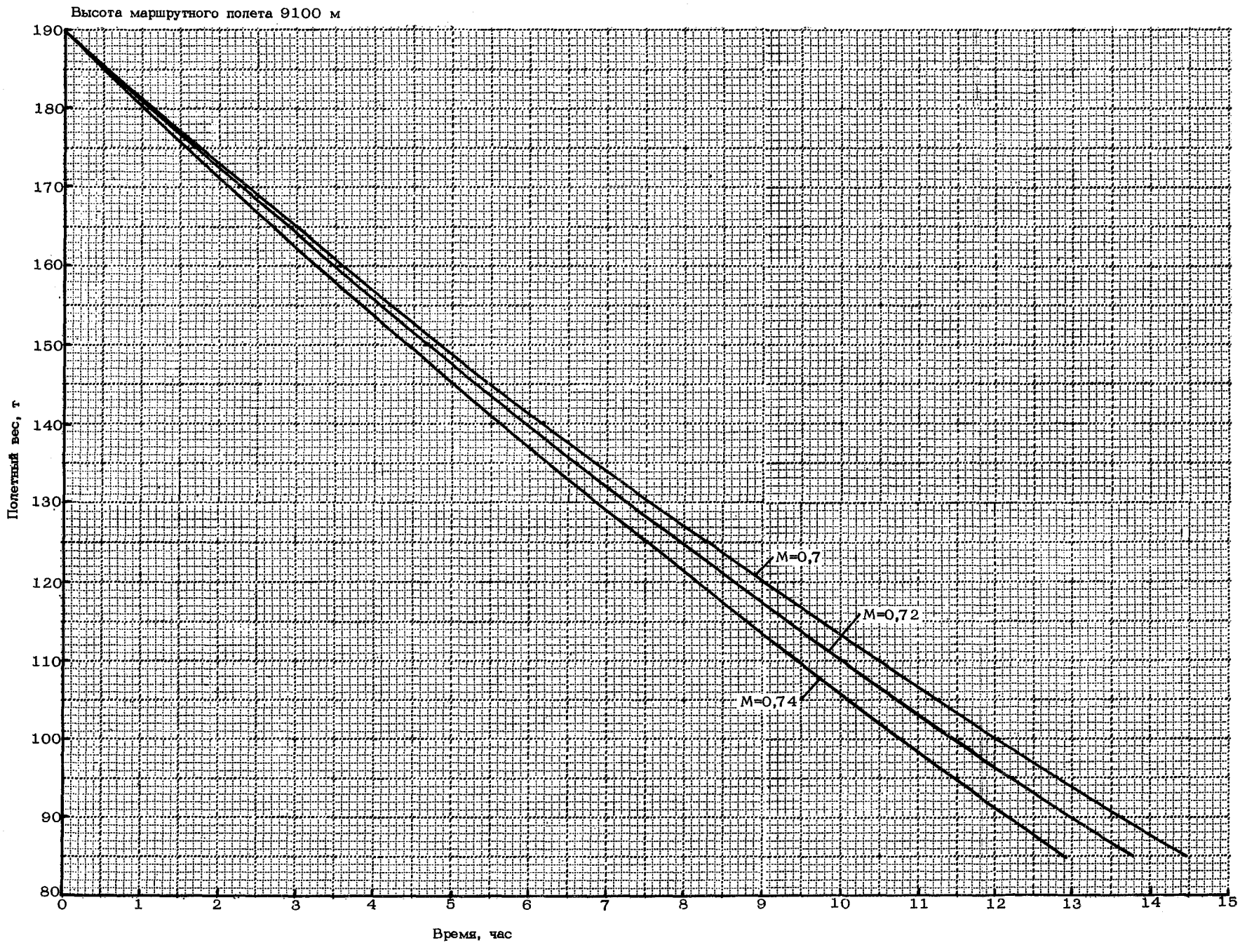
фиг.5.6-5

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ДАЛЬНОСТИ



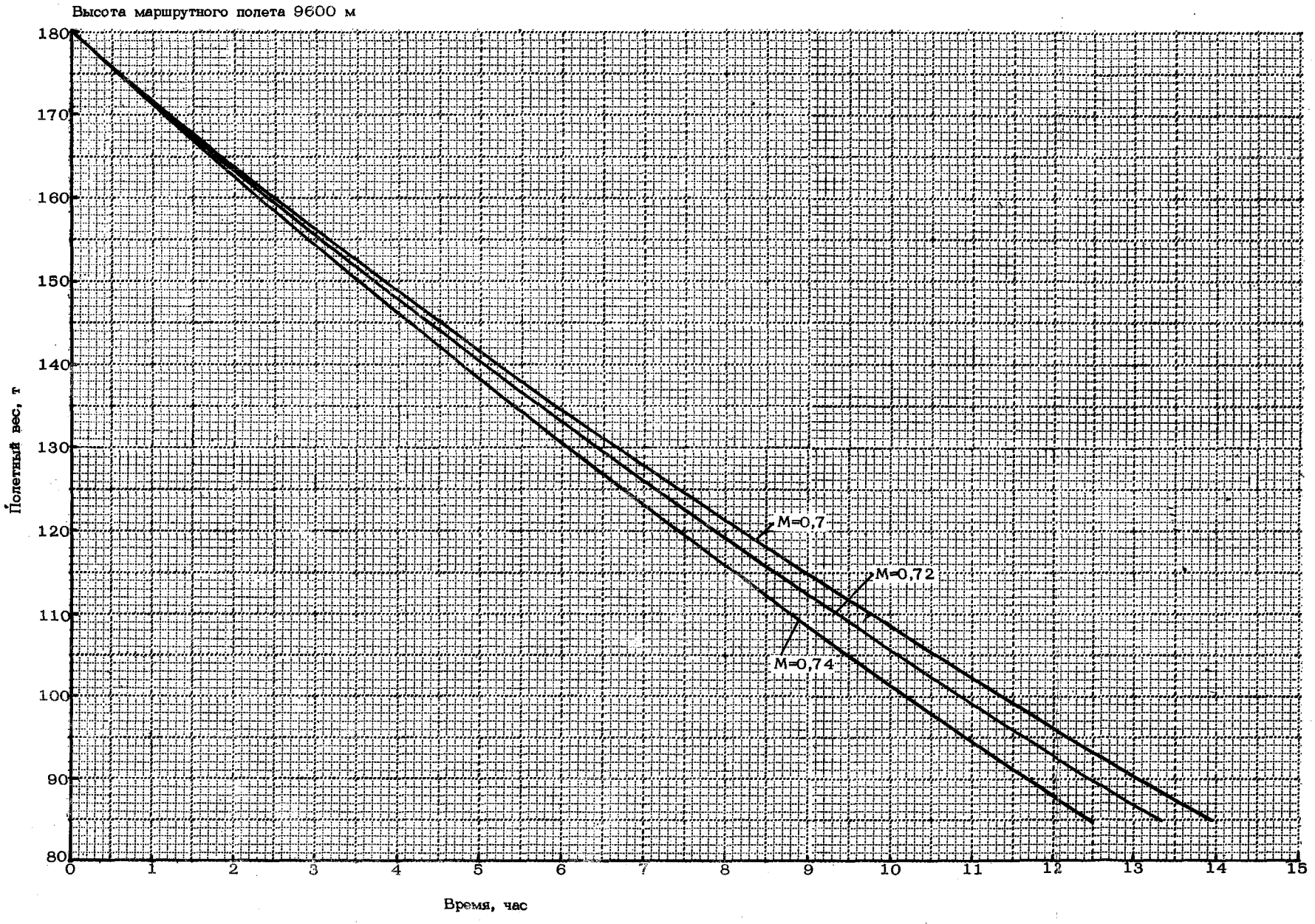
фиг.5.6-6

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



фиг.5.6-7

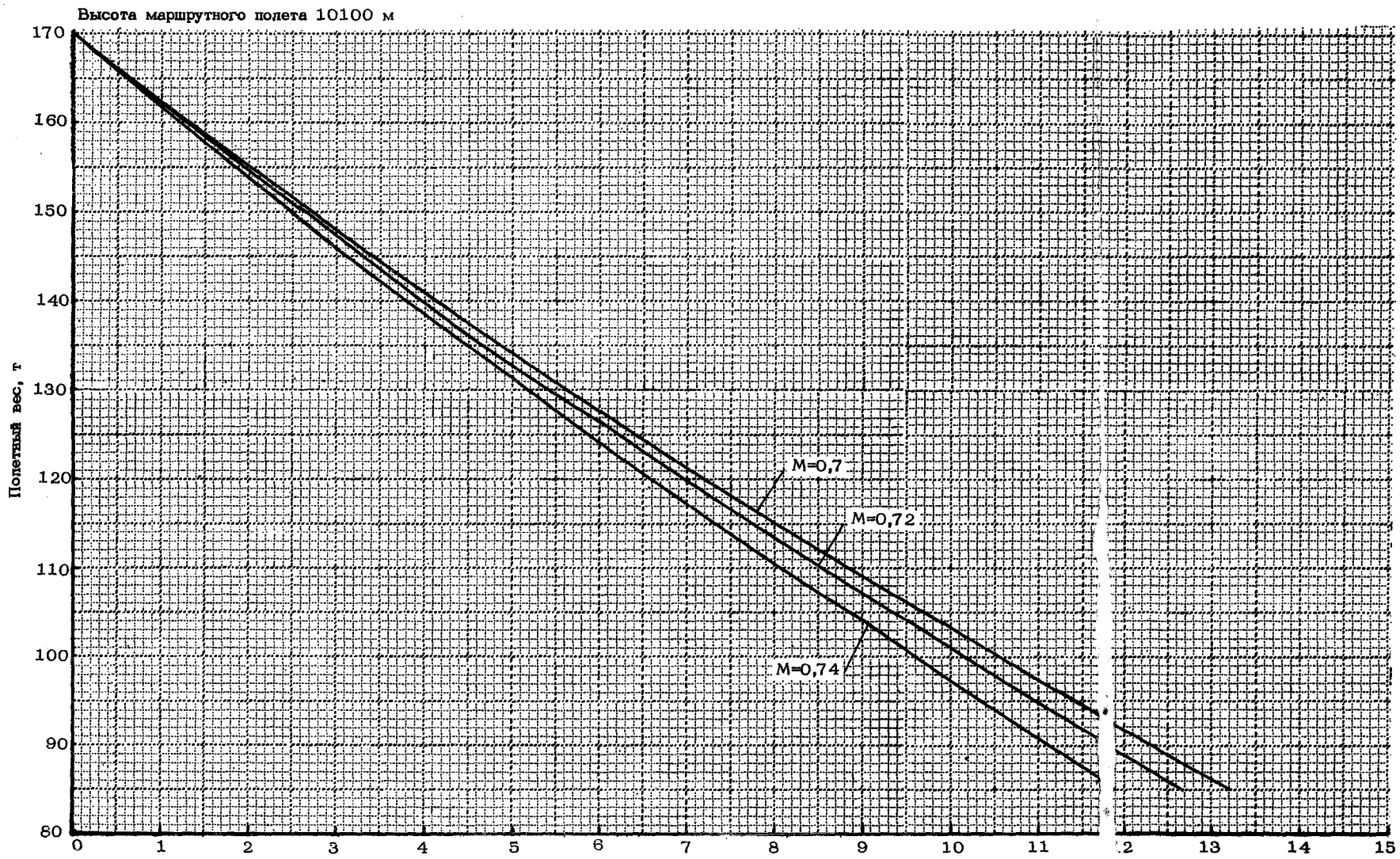
ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



фиг.5.6-8

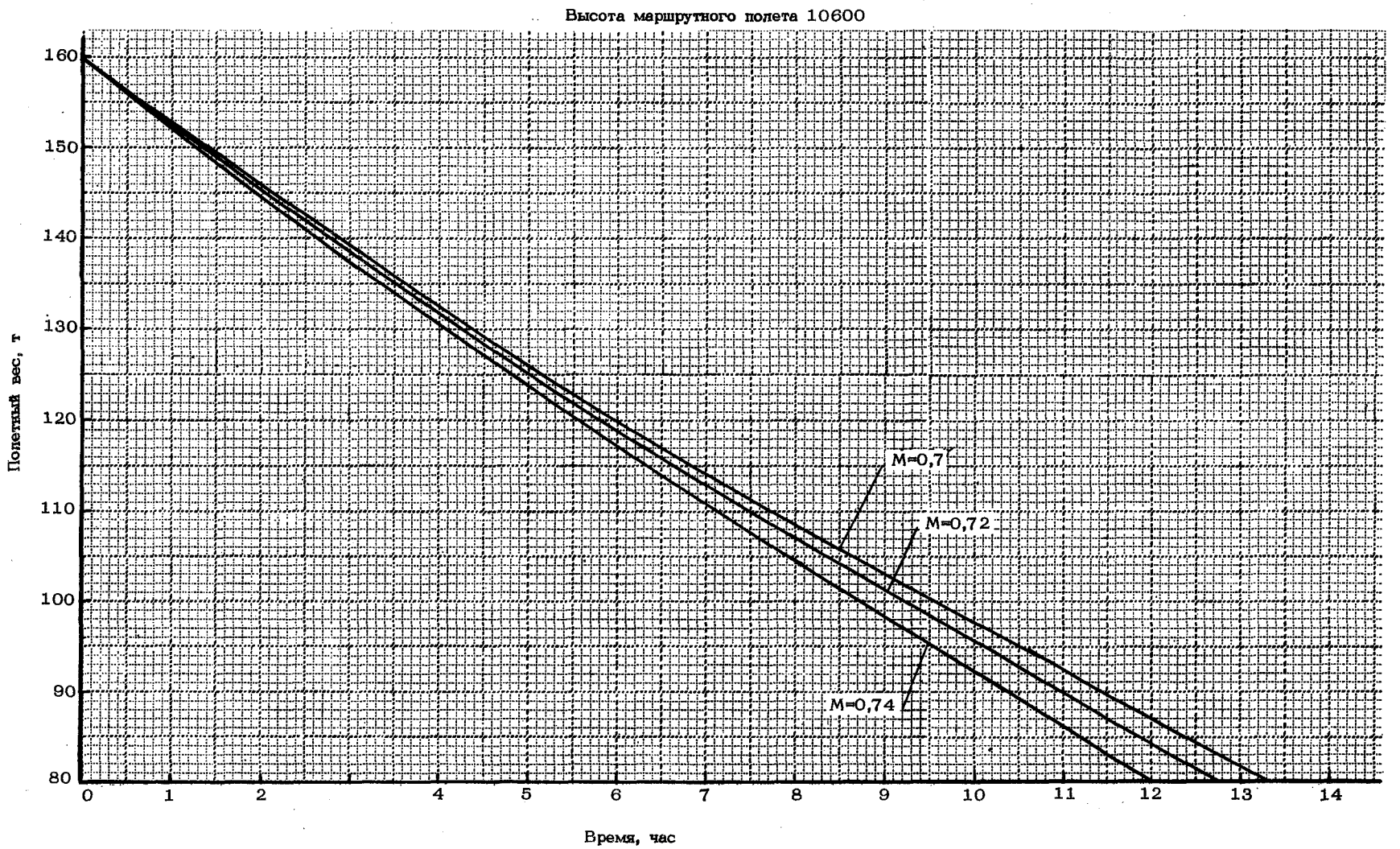
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



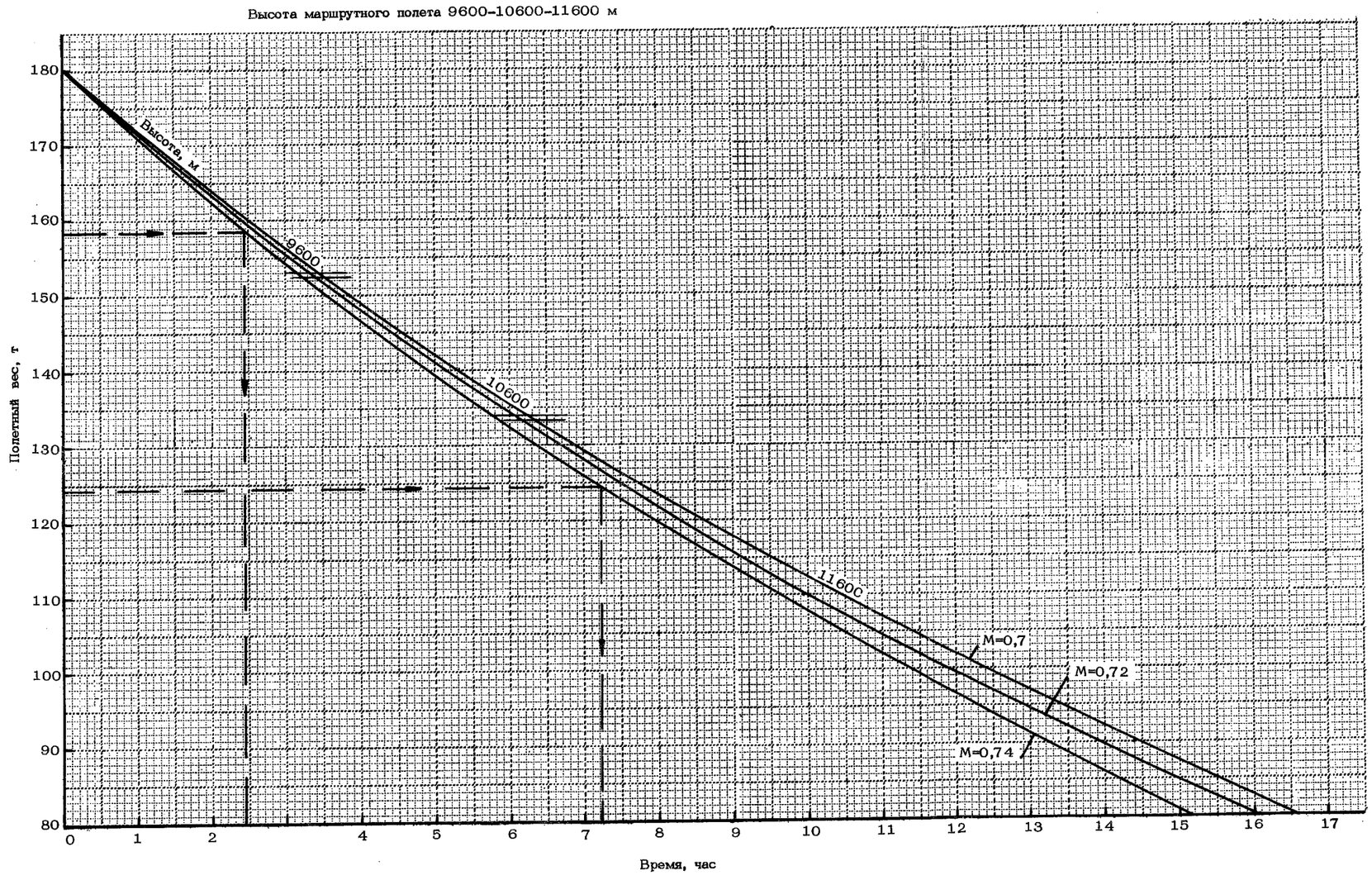
фиг. 5.6-9

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



фиг. 5.6-10

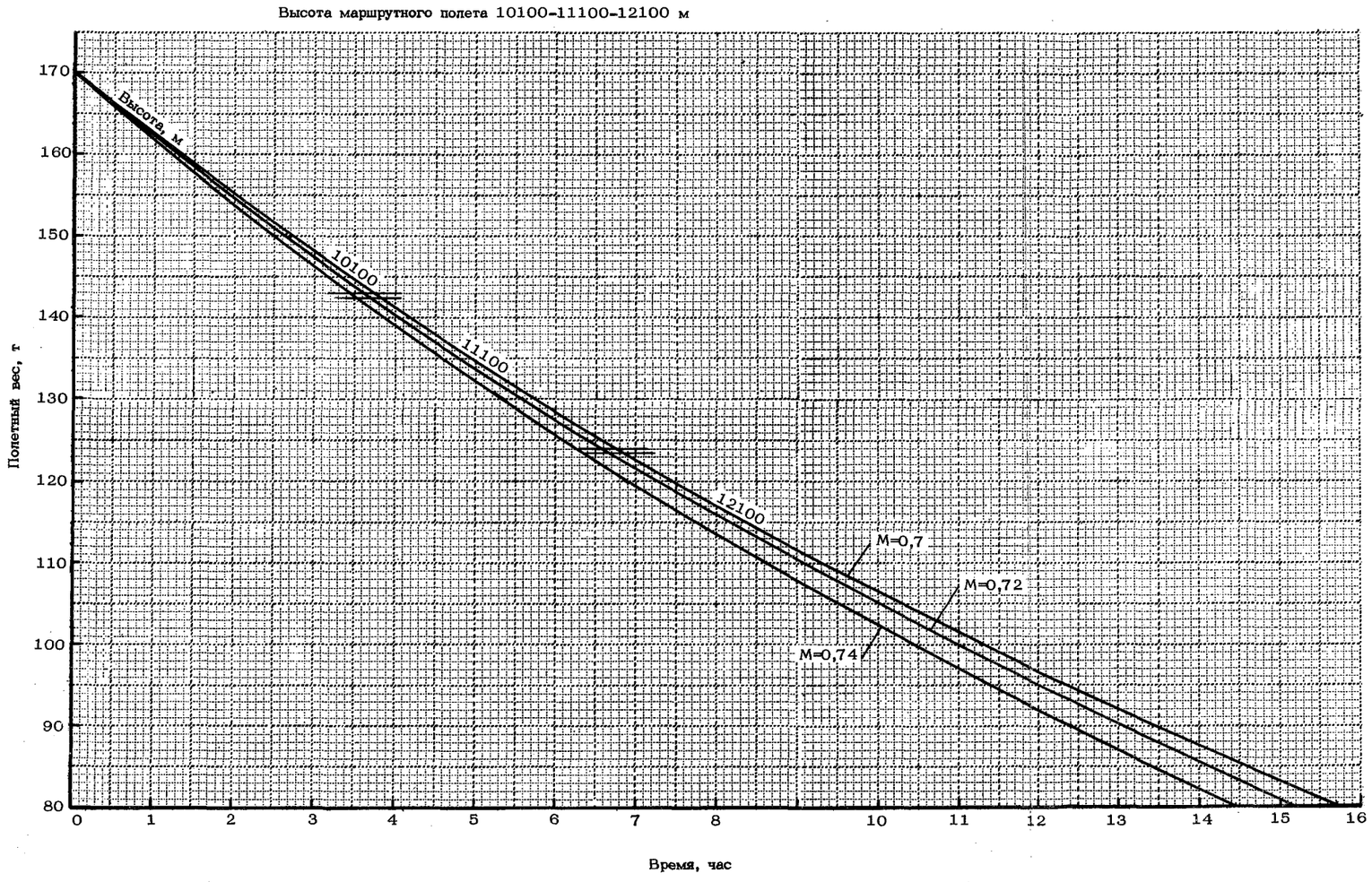
ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



3

фиг. 5.6-11

ИНТЕГРАЛЬНЫЕ КРИВЫЕ ВРЕМЕНИ



фиг. 5.6-12

ПРИЛОЖЕНИЯ

П Р И Л О Ж Е Н И Е I

КАРТА КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ

К А Р Т А

КОНТРОЛЬНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ

Общие указания

I. Подготовка самолета к полету и работа экипажа в полете производятся в соответствии с "Руководством по летной эксплуатации самолета".

2. Осмотр и проверку самолета и его оборудования при подготовке к полету проводят члены экипажа по "Перечням предполетных проверок самолета" с последующим докладом командиру корабля об окончании осмотра и проверки.

3. Проверка самолета по "Карте контрольных проверок самолета экипажем" перед вылетом и посадкой производится поэтапно.

4. "Карту контрольных проверок" читает бортрадист. Все члены экипажа находятся на рабочих местах и докладывают о выполнении контрольной операции.

5. Доклады о выполнении должны быть четкими, краткими, без задержек. До получения ответа-доклада на зачитанный пункт последующий не зачитывается.

6. Помещенные в тексте сокращения означают:

К/К - командир корабля;

2/П - второй пилот;

Ш - штурман;

Б/И - бортинженер;

Б/Р - бортрадист;

СТ.Б/О - старший бортоператор.

Приложение I
Стр. 2

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада					
			К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
		ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЕЙ						
(I)	РИ-65, МСРП, магнитофон	Включены, проверены					I	
(2)	Опознавание, ответчик	Включено, проверено Режим "Готов..." включен	I					
(3)	САУ	Выключена	I					
(4)	АРК, РСБН, КУРС МП	Включены, настроены Первый - на дальний, второй - на ... Частота КУРС МП ... установлена		2	I			
(5)	Управление самолетом	Рули свободны, элероны и спойлеры соединены, 6 бустеров и два демпвера включены	I					
		АЗС стопорения выключен					2	
(6)	Триммеры, механизмы триммерного эффекта	Нейтрально. Зеленые - горят	2	I				
(7)	Двери, люки	Закрыты, лампы не горят					2	I
(8)	Грузовая кабина	Груз и тельферы закреплены						I
(9)	Хвостовая опора	Убрана	3				2	I
(10)	Заглушки, штырь носовой ноги	Сняты				I		

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
(II)	Кислородное оборудование	Подготовлено, кислород открыт	6	5	4	3	2	I
(I2)	Форточки	Закрыты. Риски совмещены	2	I				
(I3)	Взлетные данные	Вес...т. Центровка ...% скорости V_1..., V_R..., V_2.. Стабилизатор ...градусов установлен		I				
		ПЕРЕД ВЫРУЛИВАНИЕМ (После запуска двигателей)						
(I)	Щиток запуска, ВСУ	Закрыт. ВСУ выключена				I		
(2)	Гидросистемы	Давление в I и 2 в норме				II		
	Кондиционирование	Включено				II		
(3)	Топливная система	На борту ...кг. Насосы и автоматика включены				I		
(4)	Электросистемы	Проверены, генераторы и ВУ включены, питание от аккумуляторов отключено. Электросистемы работают нормально					I	
(5)	Курсовая система	Включена, согласована	3	2	I			
(6)	КШ и АПБ	Курс...градусов, МК(ОК) Включены, риски совмещены, показания правильные	2	I				
		Горит табло "ОТ ПТ-I25Ц"					3	

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада					
			К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
(7)	НШ	Включены, риски совмещены показания правильные	3	2	I			
(8)	Створка ВСУ	Закрыта				I		
(9)	Управление носовой ногой	Выключено Включено "Ручное" слева (справа). Оба табло горят	2	I				
(I0)	Противоюзные электроклапаны	Крыло, оперение – выключены двигатели – включены (выключены), стекла "Слабо"	2	I				
		НА РУЛЕНИИ						
(I)	Тормоза	Проверены, исправны	2	I				
(2)	ДИСС	Включен			I			
		НА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ						
(I)	Механизация крыла	Предкрылки выпущены Закрылки выпущены ...° Спойлеры и тормозные щитки убраны Подтверждаю		2		III		

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
(2)	Высотомеры	Высота ноль, давление ... мм рт.ст.	3	2	I			
		РВ включен						I
(3)	Авиагоризонты	Проверены, риски совмещены	2	I				
(4)	Отбор воздуха	Отключен от I и 4 (2 и 3) двигателей				I		
		НА ИСПОЛНИТЕЛЬНОМ СТАРТЕ						
(I)	Ответчик	Режим "УВД..." включен	I				2	
(2)	Готовность к взлету	Готов						
		Готов						
		Красные сигналы не горят.						
		Готов				3		
		Курс ... Готов			4			
		ШД включен, Готов		5				
		Руки свободны, носовая от педалей, стояночный отключен, Готов	6					
		ПЕРЕД СНИЗАНИЕМ						
(I)	Схема	Просмотрена	3					
(2)	Посадочные данные	Топливо ...		2	I			
		Скорость планирования...			I	I		
		Посадочная дистанция ...			I			
		Вес ...			I			
		Центровка ...			I			

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
(3)	Радиовысотомеры	Справа включен - ... установлено		I				
		Слева включен - ВПР ... установлено	2					
(4)	Курсовая система	Режим МК (ОК)	3	2	I			
(5)	Гидросистема	Давление в норме				I		
(6)	Стабилизатор	Управление слева(справа)	I					
(7)	Противообледенители (обогрев)	Включены (Выключены)		I				
		ПОСЛЕ ПЕРЕХОДА НА ДАВЛЕНИЕ АЭРОДРОМА						
(I)	Высотомеры	Давление ...установлено, высота ... м	3	2	I	4		
		Показания одинаковы						
(2)	АРК	Настроены.			I			
		Первый - на дальний						
		Второй - на ближний					2	
		Позывные прослушаны						
(3)	Спойлеры	Убраны				I		

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № II6 (Приложение I)

РЛЭ-76Т(ТД)
(на 2-х листах)

Разместить лицевой стороной к Приложению I, стр.7

По вопросу: Использование спойлеров в тормозном режиме при заходе на посадку.

Основание: I. Исх.№ I4-64 от 0I.07.99 г. ОАО "АЭРОФЛОТ"
2. Рекомендации отделов II4 и I2I ОАО "Ил".

Проведение изменения: В конце п.(5) в соответствии с графами поместить текст:

"ПЕРЕД ДОВЫПУСКОМ ЗАКРЫЛКОВ НА 43° ИЛИ НА ВЫСОТЕ НЕ НИЖЕ 350 м

(I)	Спойлеры	Убраны				I			"
(2)	Закрылки	43°				I"			

20 октября I999

№№ пп	Наименование контрольной операции	Доклад о выполнении	Очередность доклада К/К	2/П	Ш	Б/И	Б/Р	СТ.Б/О
	ПЕРЕД 3-М РАЗВОРОТОМ ИЛИ НА УДАЛЕНИИ I9-20 КМ							
		(После выпуска шасси)						
(I)	Шасси	Выпущены, зеленые горят стояночный отключен Подтверждаю		2		I		
(2)	Управление носовой ногой	Отключено	2	I				
(3)	КУРС МП	Включена, курс посадки...		I				
(4)	САУ, НШ	Положение "Заход" Курс посадки ... выставлен	2	I				
(5)	Задатчик РВ	Задатчик установлен на ...м	3	2	I			
		ПЕРЕД ВХОДОМ В ГЛИССАДУ						
(I)	Механизация крыла	Предкрылки выпущены ... Закрылки выпущены Подтверждаю		2		I I		
(2)	Фары	Выпущены, включены				I		
(3)	Готовность к посадке	Готов	6	5	4	3	2	I

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ САМОЛЕТА

Аэродинамическая компоновка самолета выбрана из условий обеспечения заданной зависимости "полезная нагрузка - дальность" при высокой крейсерской скорости полета, малых скоростей при взлете и посадке, эксплуатации с грунтовых аэродромов, высоких пилотажных характеристик и безопасности во всем диапазоне эксплуатационных режимов полета.

Высокопланная схема самолета обеспечивает транспортировку крупногабаритной техники и грузов.

Т-образная схема хвостового оперения и высокое расположение крыла с размещением двигателей на пилонах позволили получить благоприятный характер изменения продольного момента самолета в широком диапазоне углов атаки и обеспечить безопасную эксплуатацию.

Крыло самолета выполнено из набора скоростных профилей ЦАГИ, обладающих хорошими несущими свойствами при относительно малом лобовом сопротивлении вплоть до максимальных скоростей полета. Угол стреловидности по линии I/4 хорд крыла составляет 25^{0}, удлинение - - 8,5. Выбранные параметры крыла обеспечивают высокие аэродинамические качества самолета в крейсерском полете, а также в режимах набора и снижения. Применение мощной механизации крыла позволило реализовать значительные приращения коэффициентов подъемной силы, особенно при эксплуатации самолета на грунтовых аэродромах.

Выпуск механизации крыла на полный угол ($\delta_з = 43°$, $\delta_{пр} = 25°$) обеспечивает достижение максимального значения коэффициента подъемной силы $Cy_{макс} \approx 3{,}0$ (фиг.I).

Выход в область больших углов атаки при полете с убранной механизацией крыла сопровождается появлением слабой тряски, которая с ростом углов атаки усиливается. Предупредительная тряска при увеличении углов атаки с выпущенной механизацией крыла практически отсутствует.

В случае выхода с полностью выпущенной механизацией крыла в область перегрузок менее $n_y = 1$ (отклонением штурвальной колонки "от себя") или при планировании по глиссаде на повышенных скоростях самолет может оказаться в области отрицательных углов атаки, что приведет к развитию срыва потока на нижней поверхности крыла, сопровождающемуся слабой тряской.

При выпущенных закрылках и предкрылках в диапазоне V_i =200-400 км/час максимальные значения коэффициента подъемной силы $Cy_{макс}$ изменяются незначительно ввиду малого влияния числа М.

С ростом числа М максимальное значение коэффициента $Су_{макс}$ и допустимого в эксплуатации коэффициента $Су_{доп}$ крыла с убранной механизацией уменьшается более существенно (фиг.2).

Отклонение тормозных щитков и спойлеров на пробеге обеспечивает резкое уменьшение коэффициента подъемной силы крыла Су (фиг.3), что способствует увеличению давления на ВПП, повышению коэффициента трения и сокращению длины пробега.

Отклонение спойлеров в тормозном режиме в полете приводит к приращению продольного момента на кабрирование и парируется небольшим отклонением штурвальной колонки "от себя".

Самолет обладает динамической устойчивостью и управляемостью в диапазоне эксплуатационных режимов полета и центровок. Короткопериодические продольные и боковые колебания относительно ц.т. самолета быстро затухают без вмешательства пилота. Характеристики динамической управляемости обеспечивают выполнение на самолете маневров при небольших относительных забросах перегрузок $\Delta n_{y_{заб}}$ и умеренном времени срабатывания $t_в$.

Относительный заброс вертикальных перегрузок $\Delta n_{y_{заб}} = \frac{\Delta n_{y_{заб}}}{\Delta n_{y_{уст}}}$ в крейсерском режиме

полета не превышает 0,3, а при посадке и взлете - 0,12 (фиг.4). Время срабатывания в режиме посадки при средних центровках не превышает 3,5 сек, на крейсерских режимах в зависимости от высоты полета и центровки самолета - от 1 до 3 сек (фиг.5).

Динамика бокового движения характеризуется степенью затухания боковых колебаний (фиг.6)

$$m_{зат} = \frac{A_t}{A_{t+T}}$$

и отношением максимальных значений угловых скоростей крена и рыскания (фиг.7)

$$\chi = \frac{\omega_{x_{макс}}}{\omega_{y_{макс}}}$$

Необходимый уровень характеристик возмущенного бокового движения обеспечивается применением на самолете демпферов крена и рыскания.

Самолет Ил-76Т обладает достаточной статической устойчивостью и управляемостью на всех режимах полета и в широком диапазоне углов атаки.

Продольная устойчивость сохраняется при убранных и выпущенных закрылках и предкрылках до углов атаки, соответствующих $Су_{макс}$. При этом значительную роль в обеспечении продольной устойчивости на больших углах атаки при выпущенных закрылках имеет отклонение предкрылков, улучшающих условия обтекания передней кромки крыла и обеспечивающих благо-

приятный характер изменения продольного аэродинамического момента до углов атаки 24-26°. Изменение коэффициента продольного аэродинамического момента m_z по углу атаки крыла с выпущенной и убранной механизацией приведено на фиг.I.

Продольная балансировка самолета на всех режимах полета обеспечивается перестановкой стабилизатора, а необходимый маневр по перегрузке - отклонением руля высоты.

При изменении продольной балансировки и отклонении руля высоты на угол больше $\pm 2^0$ в крейсерском полете с включенной САУ перебалансировка самолета производится автоматически путем соответствующего изменения угла установки стабилизатора. Если САУ отключена, перестановку стабилизатора на угол, необходимый для обеспечения балансировки, производит пилот.

Балансировочные кривые по скорости и перегрузке для самолета весом I35 т приведены на фиг.8, 9 и I0.

Самолет Ил-76Т обладает хорошей управляемостью на малых индикаторных скоростях полета при выпущенной механизации крыла и в эксплуатационном диапазоне чисел М при убранной механизации крыла. Градиенты отклонения штурвальной колонки $x_в^{n_y}$, отклонения руля высоты $\delta_в^{n_y}$ и усилий на штурвальной колонке $P_в^{n_y}$ на единицу перегрузки (фиг.9 и I0) подобраны таким образом, чтобы:

при больших скоростях полета самолет не был излишне чувствителен в управлении и не требовал для изменения перегрузки малых перемещений штурвальной колонки и небольших усилий на ней;

при малых скоростях полета самолет не был тяжелым в управлении и не требовал от пилота больших усилий для выполнения маневра.

Минимальное значение градиента отклонения штурвальной колонки $x_в^{n_y}$ по перегрузке при выпущенной механизации крыла составляет 80-I00 мм, в крейсерском режиме полета 50-60 мм. Градиент продольных усилий на штурвальной колонке $P_в^{n_y}$ при выпущенной механизации крыла составляет 20-70 кГ и в крейсерском режиме полета - 20-30 кГ.

Балансировочные кривые, характеризующие поперечную и путевую устойчивость и управляемость в прямолинейном полете с креном и скольжением при выключении одного внешнего двигателя и при выключении двух двигателей с одной стороны приведены на фиг.II, I2 и I3. При углах крена до 5° (двигатель 4 выключен) балансировочные усилия на штурвале не превышают 7-8 кГ, а усилия на педалях находятся в пределах I0-20 кГ (см.фиг.II, I2). В прямолинейном полете с креном и скольжением при двух работающих двигателях (двигатели 3 и 4 выключены) самолет балансируется при усилиях на штурвале I0-I2 кГ и усилиях на педалях до 30 кГ (см.фиг.I3).

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

C_y – коэффициент подъемной силы самолета;

$C_{y_{макс}}$ – максимальное значение коэффициента подъемной силы самолета;

$C_{y_{доп}}$ – допустимый в эксплуатации коэффициент подъемной силы самолета;

m_z – коэффициент продольного момента самолета;

α – угол атаки крыла;

γ – угол крена;

$\delta_{пр}, \delta_э, \delta_{т.щ}, \delta_{сп}$ – соответственно углы отклонения предкрылков, закрылков, тормозных щитков, спойлеров;

$\delta_в, \delta_э, \delta_н$ – соответственно углы отклонения руля высоты, элеронов, руля направления;

φ – угол установки стабилизатора;

$\bar{x}_т$ – продольная центровка самолета в % САХ;

$X_в$ – продольный ход штурвальной колонки относительно исходного нейтрального положения руля высоты ($\delta_в = 0^o$);

V_i – индикаторная скорость полета;

M – число М полета (отношение истинной скорости полета к скорости звука);

$M_{пред}$ – предельное число М полета;

$P_в, P_э, P_н$ – усилия, прикладываемые пилотом к рычагам управления для отклонения соответственно руля высоты, элеронов и руля направления;

ω_x, ω_y – соответственно угловые скорости крена и рыскания;

G – полетный вес самолета;

H – высота полета;

$\Delta n_{y_{заб}}$ – заброс вертикальной перегрузки при даче руля высоты;

$\Delta n_{y_{уст}}$ – установившееся приращение вертикальной перегрузки;

$\Delta\bar{n}_{y_{заб}}$ – относительный заброс вертикальной перегрузки;

$t_в$ – время срабатывания, в течение которого при ступенчатом (резком) отклонении руля в первый раз достигается значение перегрузки $n_{y_{уст}}$;

t – время;

T – период колебаний;

A_t – амплитуда колебаний в момент времени t;

A_{t+T} – амплитуда колебаний в момент времени $t+T$;

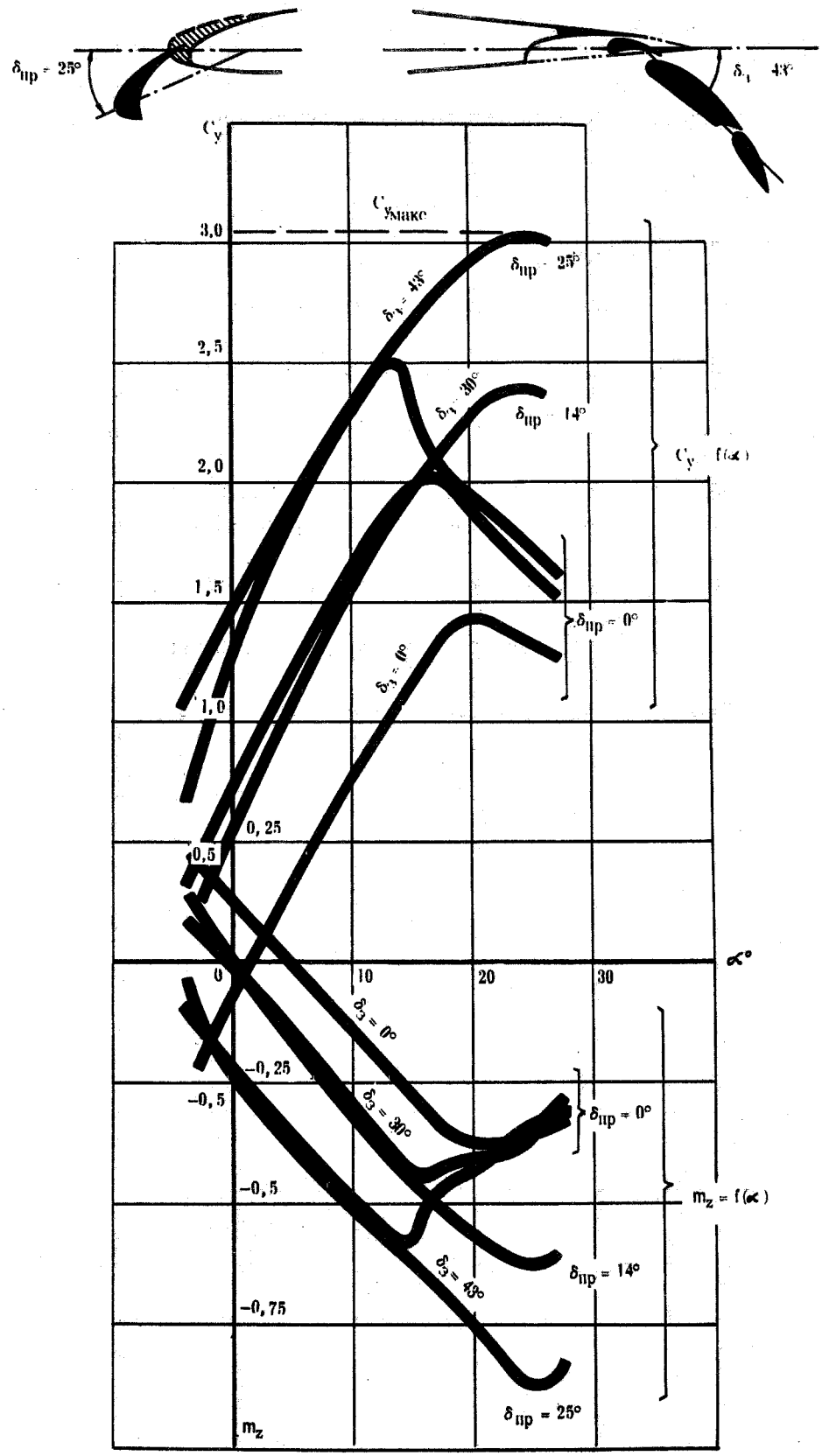
$m_{зат}$ – степень уменьшения (затухания) амплитуды колебания за один период;

χ – величина, характеризующая отношение максимальных значений угловой скорости крена к угловой скорости рыскания;

$X_в^{n_y} = \frac{\Delta x_в}{\Delta n_y}$ – градиент отклонения штурвальной колонки по перегрузке;

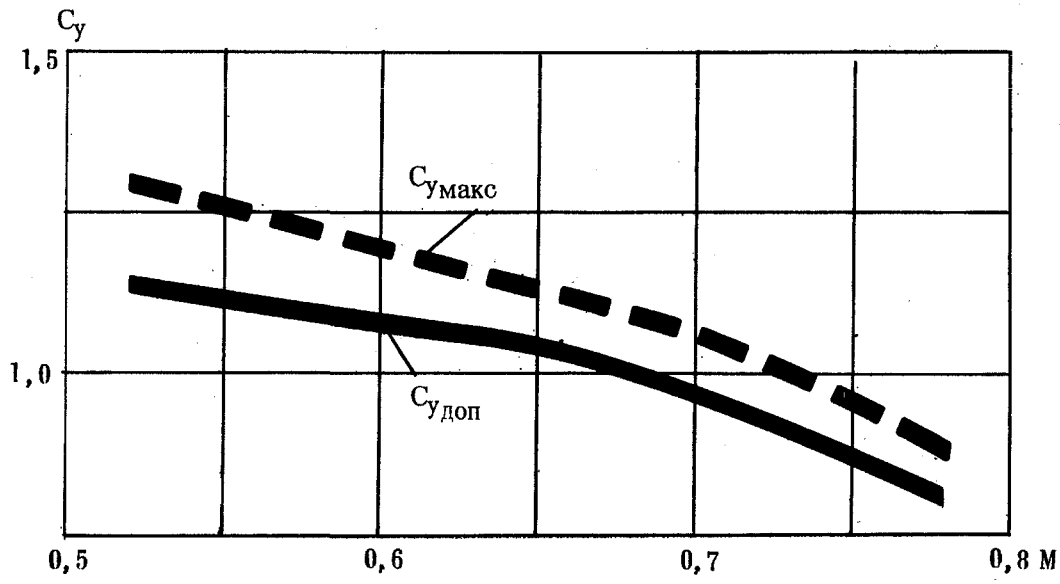
$\delta_в^{n_y} = \frac{\Delta \delta_в}{\Delta n_y}$ – градиент отклонения руля высоты по перегрузке;

$P_в^{n_y} = \frac{\Delta P_в}{\Delta n_y}$ – градиент продольных усилий на штурвальной колонке по перегрузке;



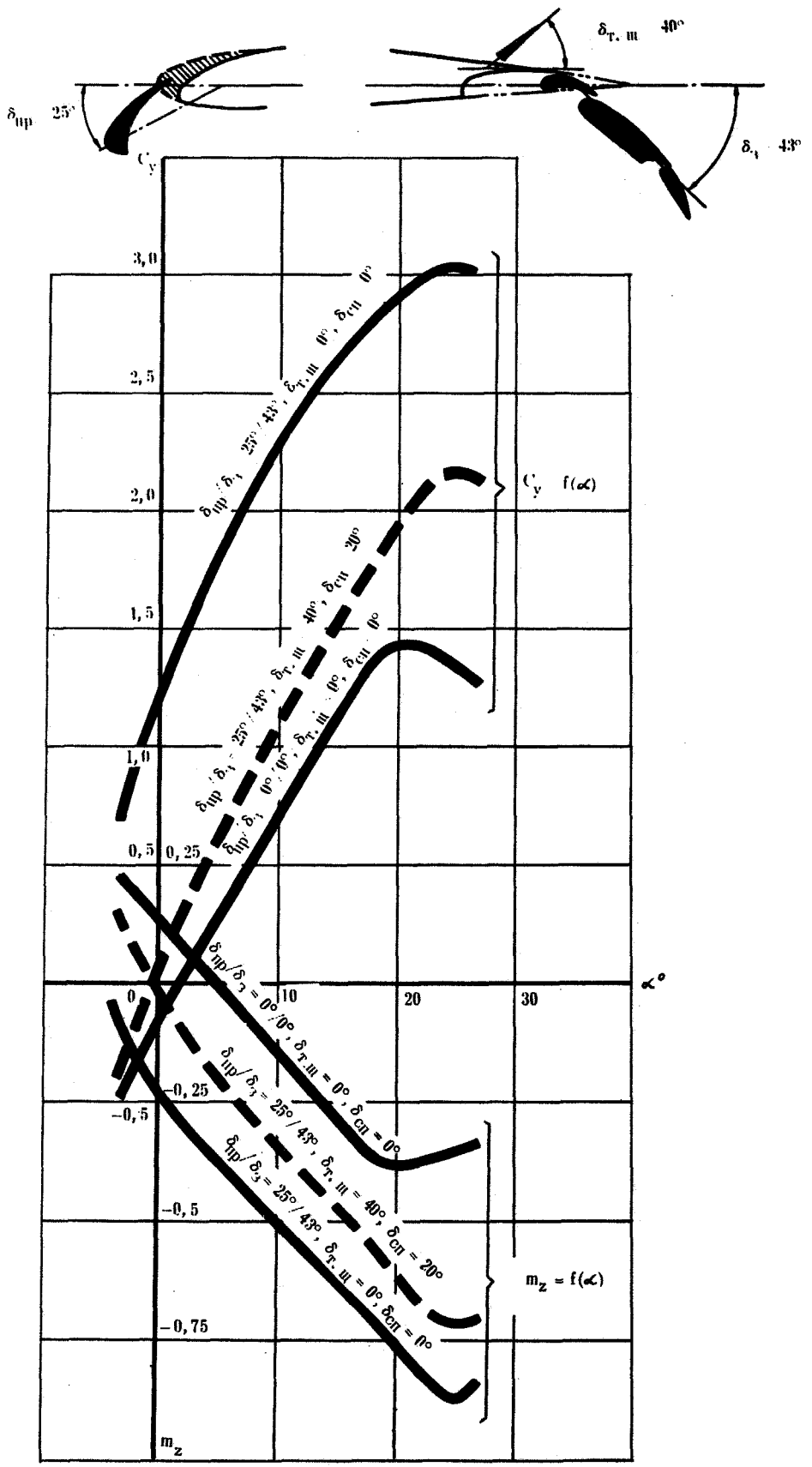
ЗАВИСИМОСТЬ $C_y = f(\alpha)$ И $m_z = f(\alpha)$ САМОЛЕТА ПРИ $M = 0,2$, $\bar{x}_T = 25\%$ САХ И РАЗЛИЧНОМ СОЧЕТАНИИ УГЛОВ ВЫПУСКА ПРЕДКРЫЛКОВ И ЗАКРЫЛКОВ

фиг.1



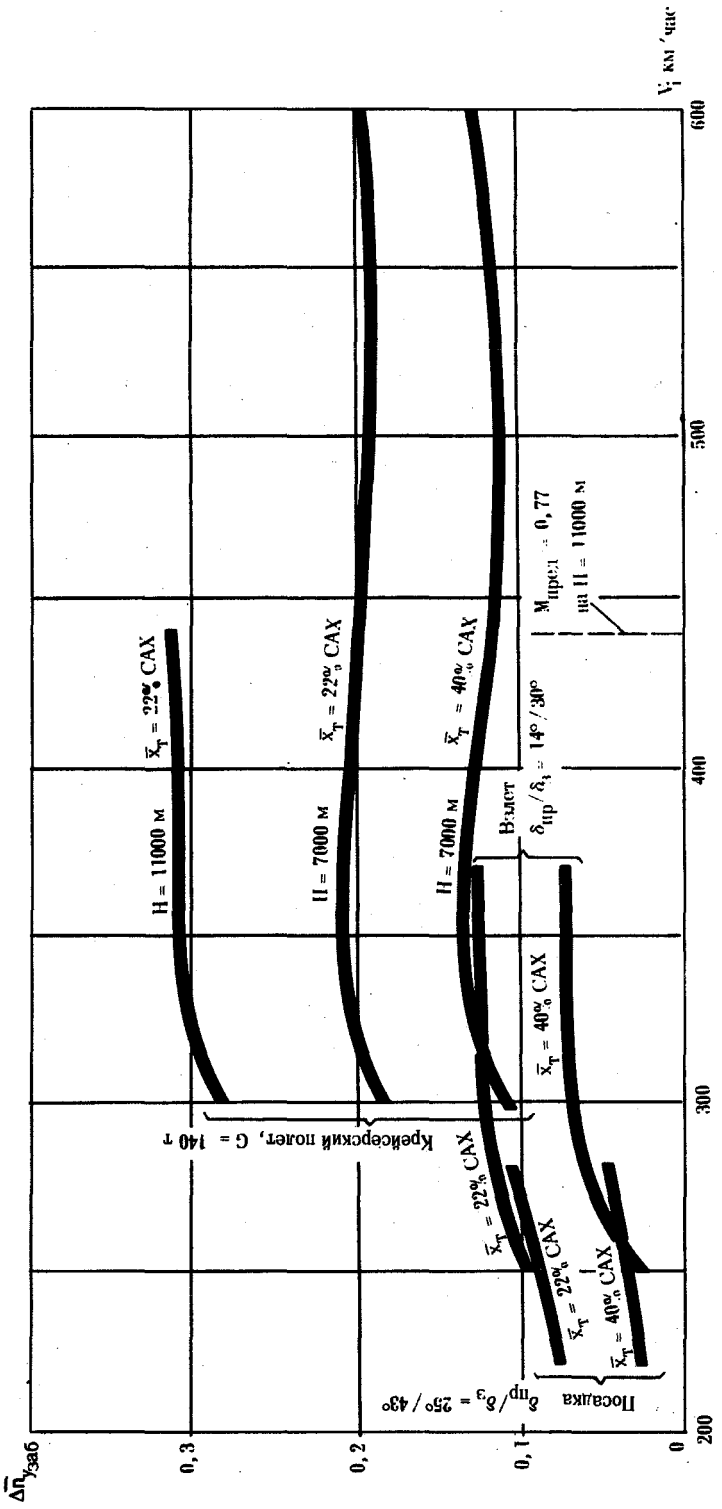
ЗАВИСИМОСТЬ $C_{y_{макс}}$ и $C_{y_{доп}}$ = f(M) ПРИ УБРАННОЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

фиг.2



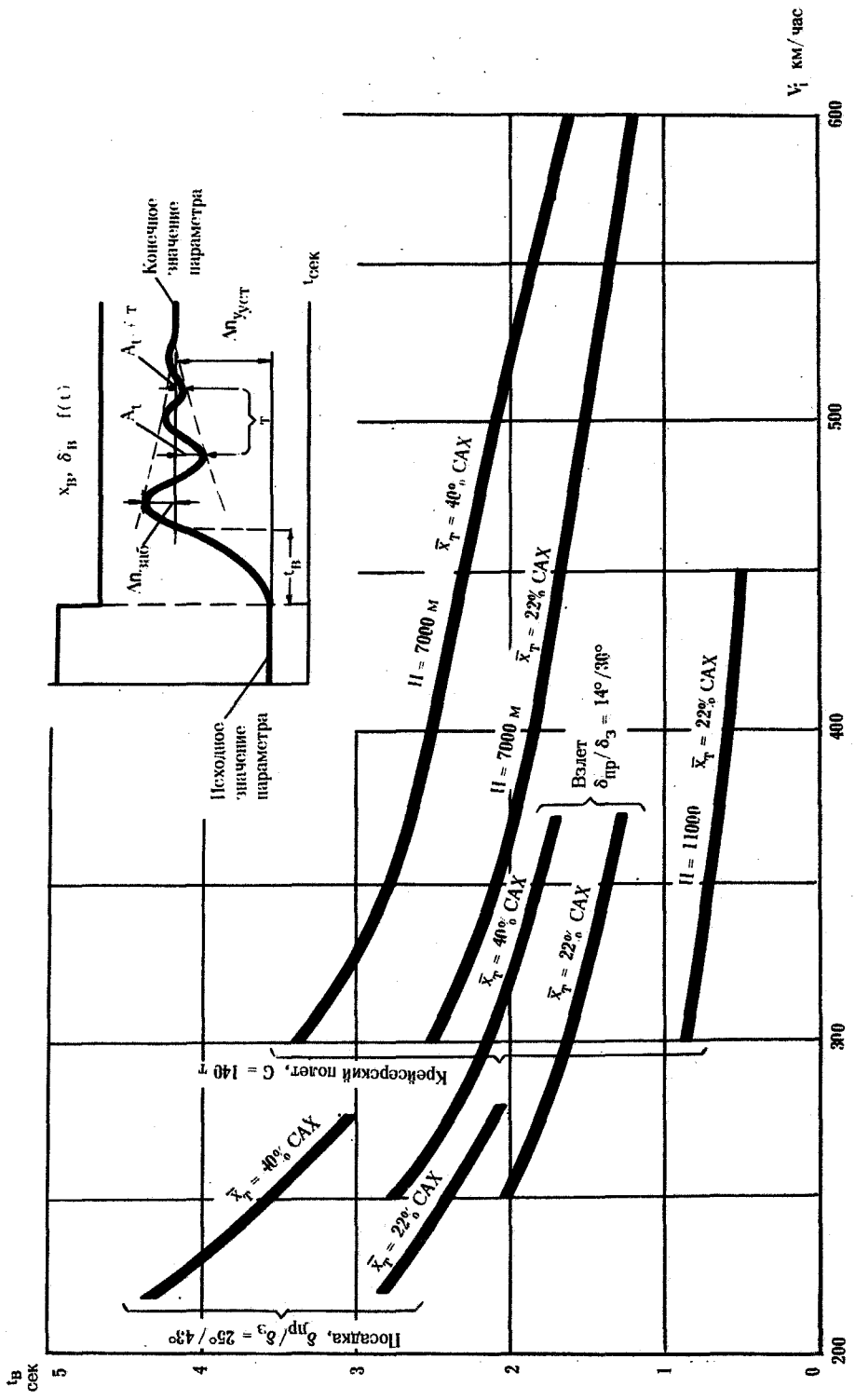
ЗАВИСИМОСТЬ $C_y = f(\alpha)$ И $m_z = f(\alpha)$ САМОЛЕТА ПРИ М = 0,2, $\bar{X}_T$ = 25% САХ И РАЗЛИЧНОМ СОЧЕТАНИИ УГЛОВ ВЫПУСКА ПРЕДКРЫЛКОВ И ЗАКРЫЛКОВ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ И СПОЙЛЕРОВ

фиг.3



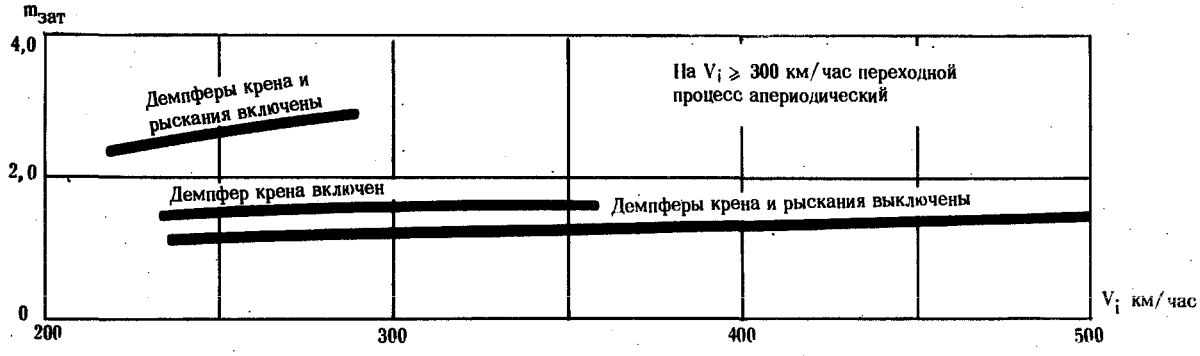
ЗАВИСИМОСТЬ $\Delta\bar{n}_{y.заб} = f(V_i)$ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ВЫСОТЕ ПОЛЕТА, ЦЕНТРОВКЕ И РАЗЛИЧНОМ СОЧЕТАНИИ УГЛОВ ВЫПУСКА ПРЕДКРЫЛКОВ И ЗАКРЫЛКОВ. В КРЕЙСЕРСКОМ ПОЛЕТЕ G = 140 Т

фиг. 4



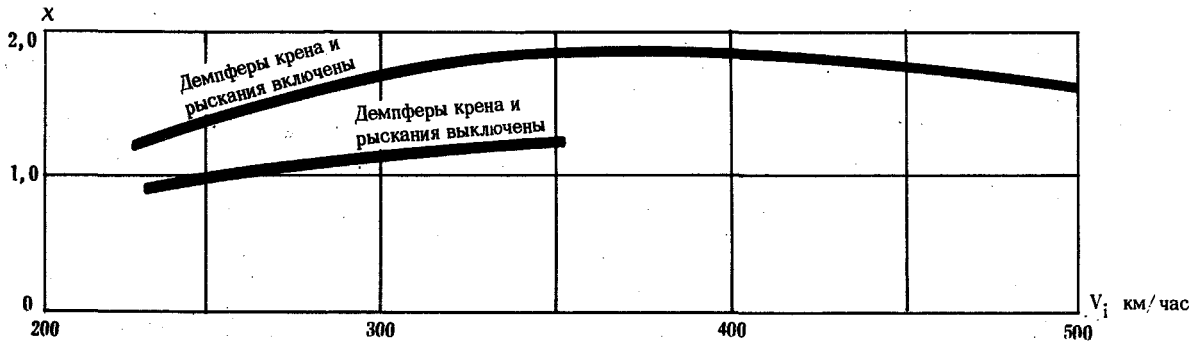
ЗАВИСИМОСТЬ $t_в = f(V_i)$ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ВЫСОТЕ ПОЛЕТА, ЦЕНТРОВКЕ И РАЗЛИЧНОМ СОЧЕТАНИИ УГЛОВ ВЫПУСКА ПРЕДКРЫЛКОВ И ЗАКРЫЛКОВ В КРЕЙСЕРСКОМ ПОЛЕТЕ G = 140 Т

фиг.5



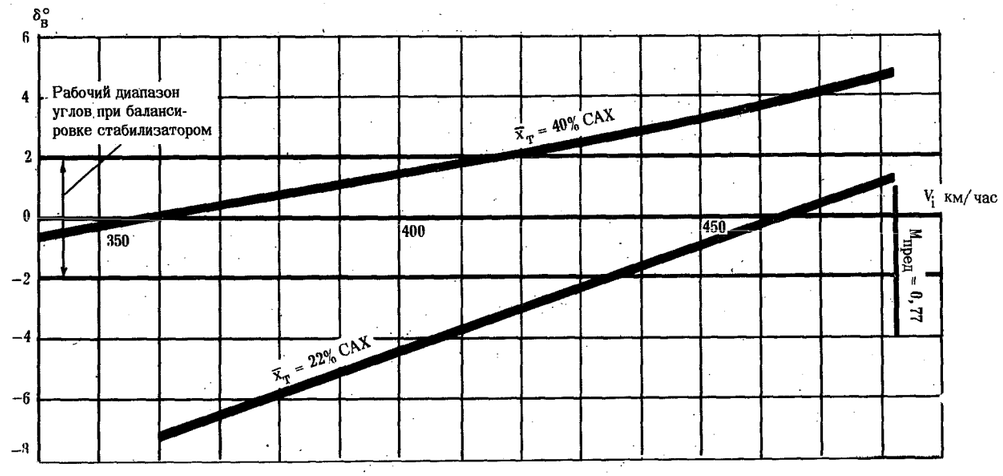
ЗАВИСИМОСТЬ $m_{зат} = f(V_i)$ БОКОВОГО КОРОТКОПЕРИОДИЧЕСКОГО КОЛЕБАНИЯ ПРИ ВКЛЮЧЕННЫХ И ВЫКЛЮЧЕННЫХ ДЕМПФЕРАХ КРЕНА И РЫСКАНИЯ. G = 130 Т, H = 3000 – 4000 М, $\bar{x}_T$ = 30% САХ

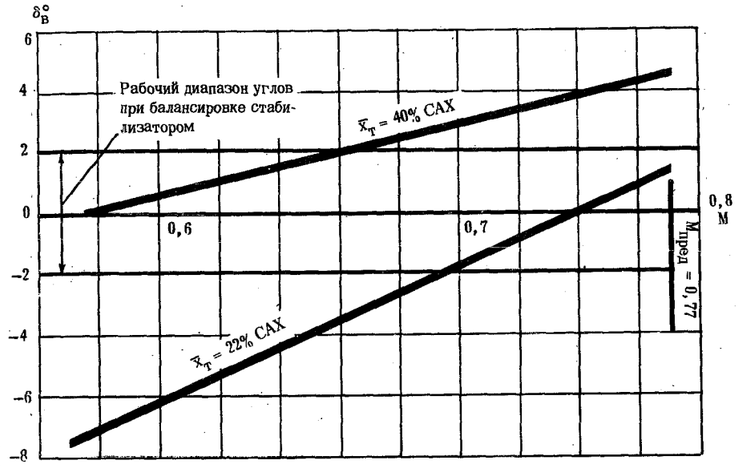
фиг.6

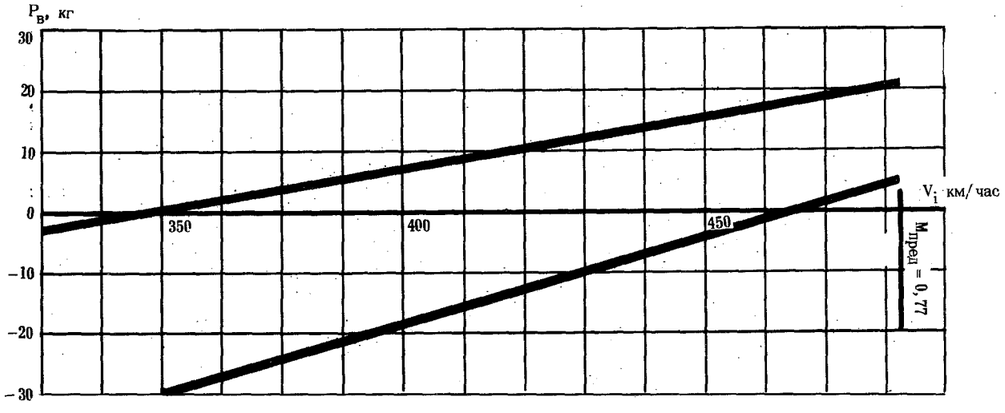


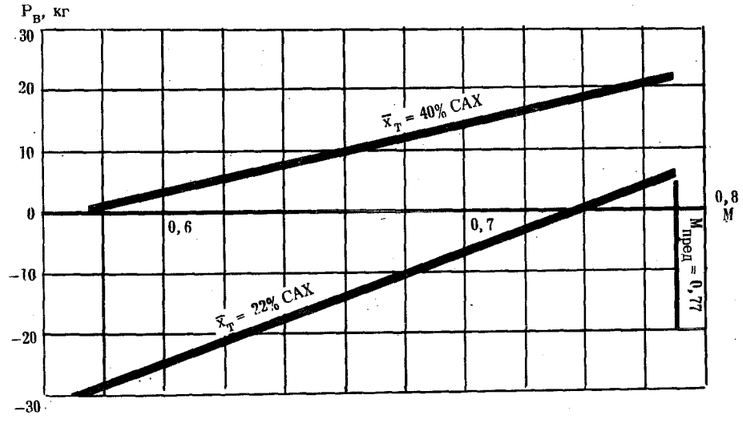
ЗАВИСИМОСТЬ $\chi = f(V_i)$ ПРИ ВКЛЮЧЕННЫХ И ВЫКЛЮЧЕННЫХ ДЕМПФЕРАХ КРЕНА И РЫСКАНИЯ. G = 130 Т, H = 3000 – 4000 М, $\bar{x}_T$ = 30% САХ

фиг.7



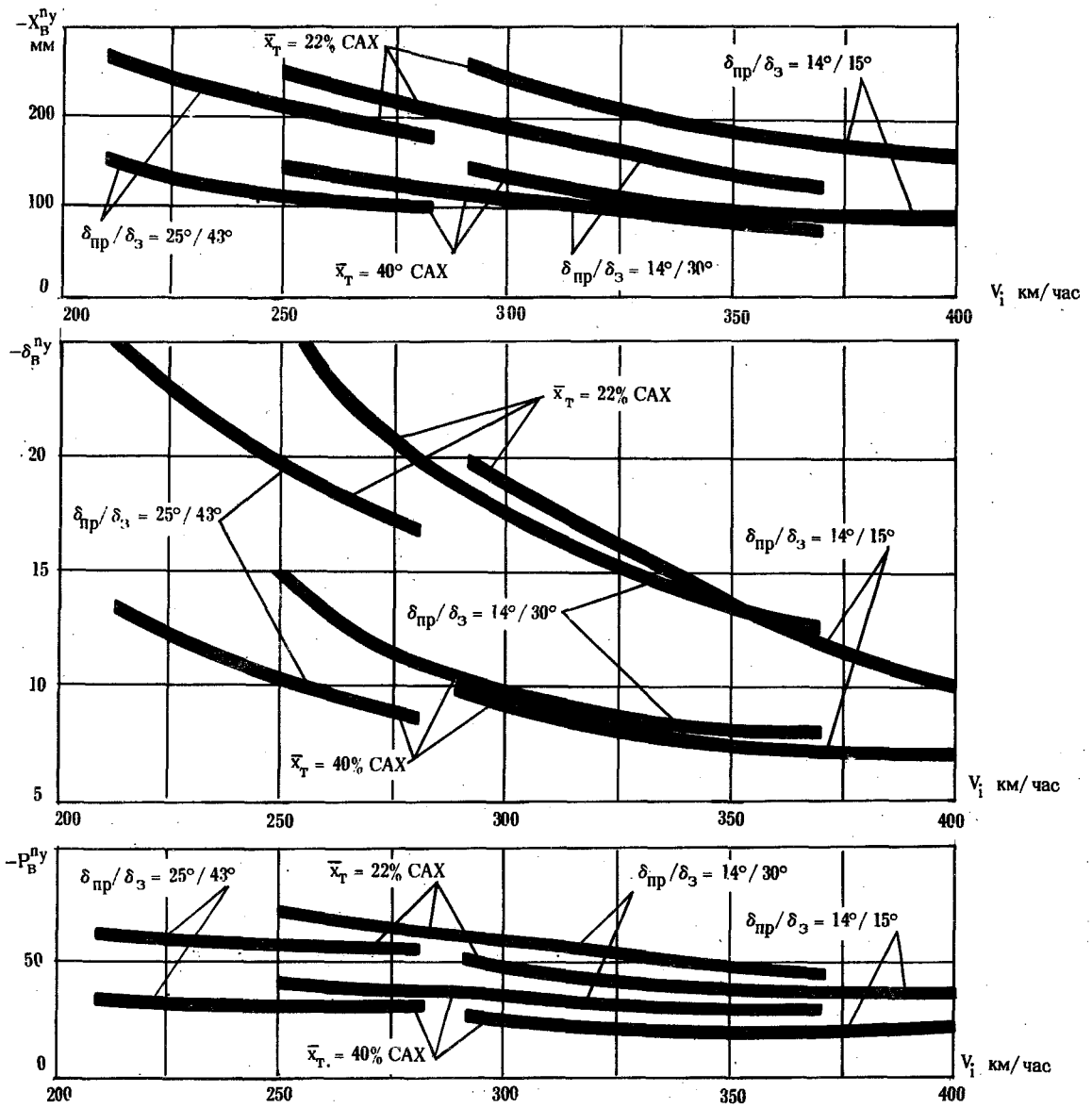






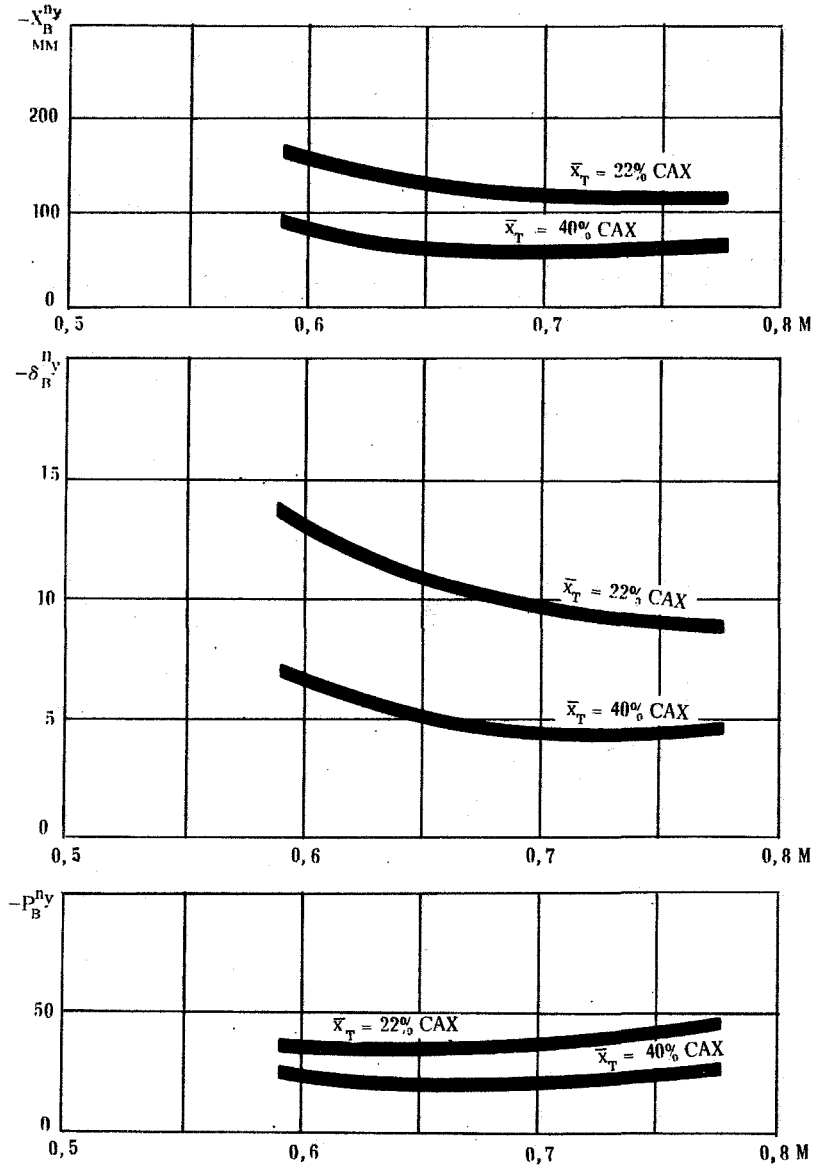
БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ $\delta_в$ и $P_в = f(V_i)$, $\delta_в$ и $P_в = f(M)$ ДЛЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОГО ПОЛЕТА ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ЦЕНТРОВКЕ. G = 135 Т, H = 10000 М, $\varphi_{ст} = 0°$, РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЗЛЕТНЫЙ

фиг.8



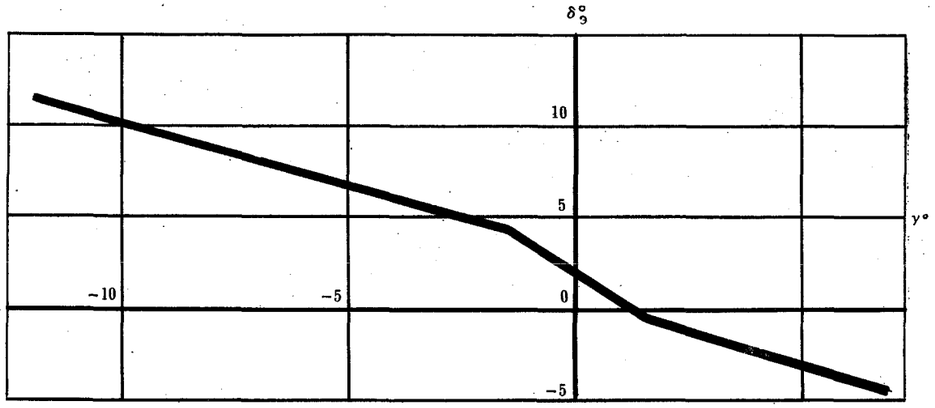
ЗАВИСИМОСТЬ ГРАДИЕНТОВ X_B^{ny}, δ_B^{ny} и $P_B^{ny} = f(V_i)$ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ЦЕНТРОВКЕ И РАЗЛИЧНОМ СОЧЕТАНИИ УГЛОВ ВЫПУСКА ПРЕДКРЫЛКОВ И ЗАКРЫЛКОВ. G = 130 Т, Н = 0 М

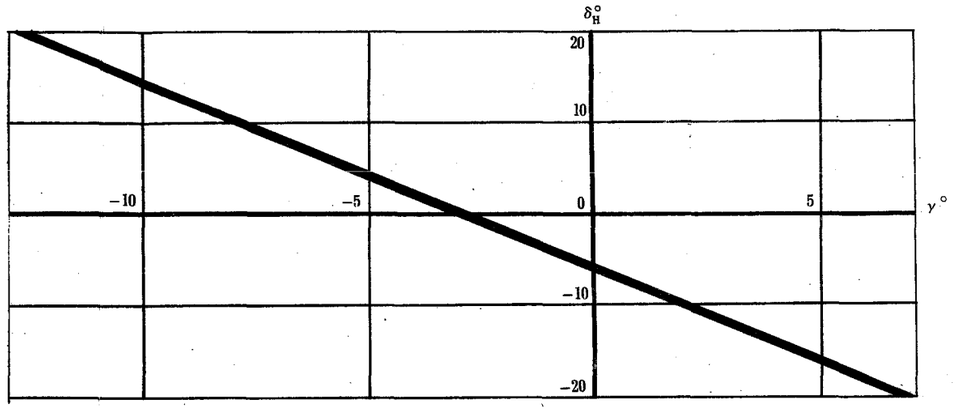
фиг.9

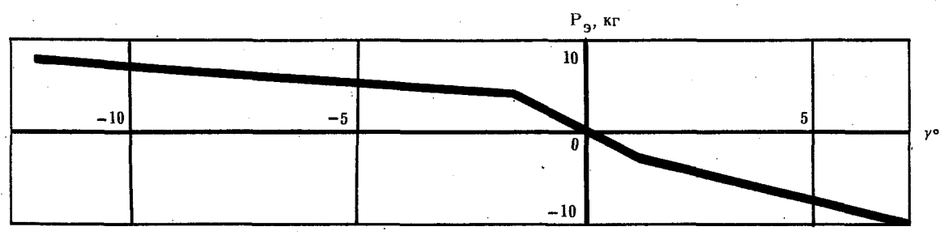


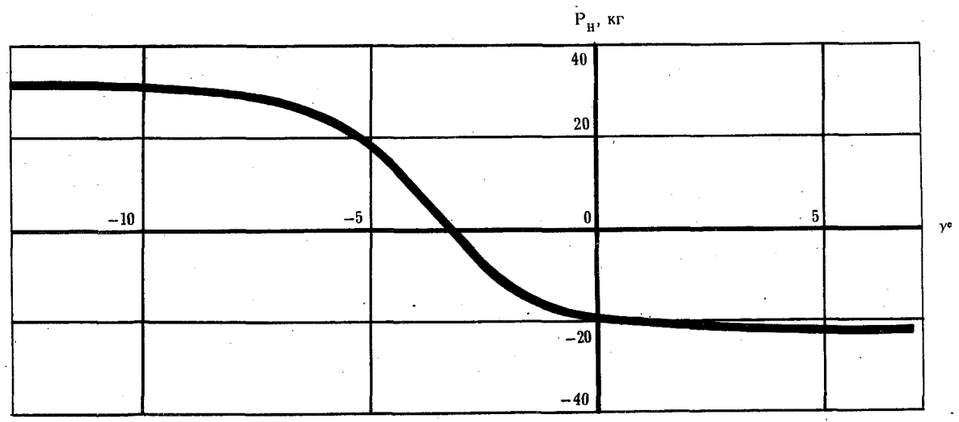
ЗАВИСИМОСТЬ ГРАДИЕНТОВ $X_B^{n_y}$, $\delta_B^{n_y}$ и $P_B^{n_y}$ = f(M) ПРИ РАЗЛИЧНОЙ ЦЕНТРОВКЕ, МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА УБРАНА, G = 130 Т, Н = 10000 М

фиг.10



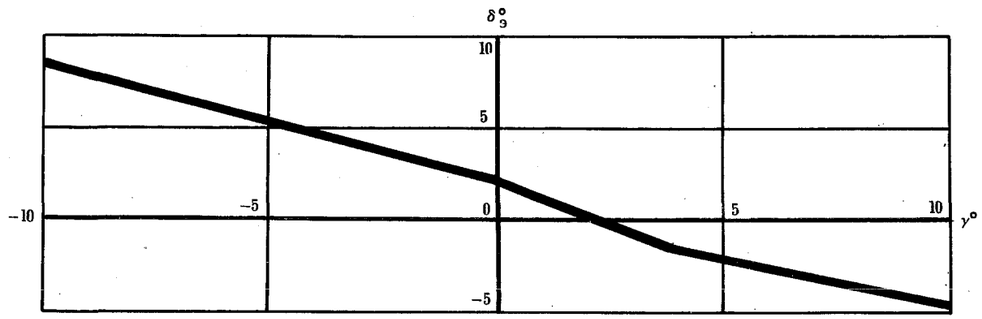


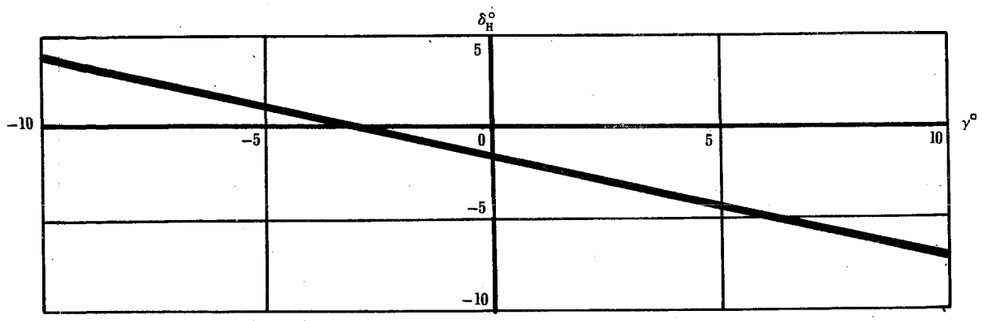


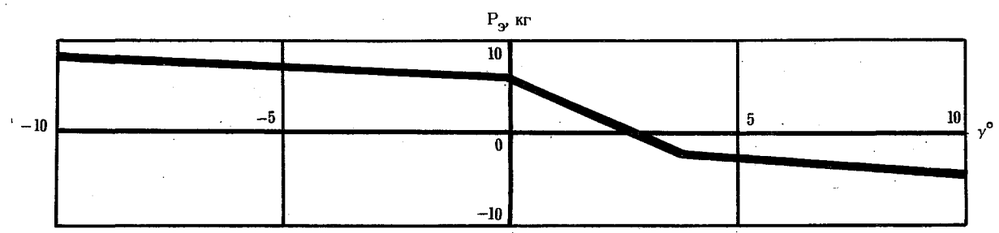


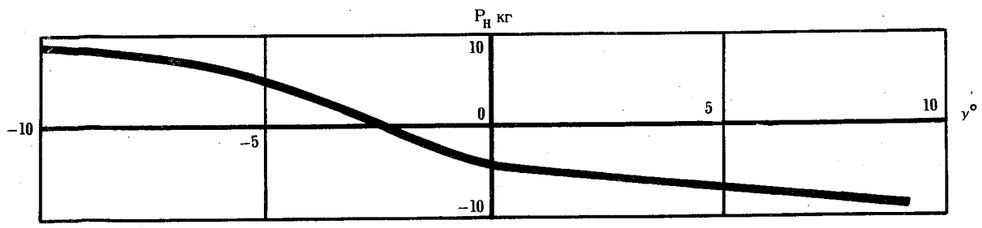
БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ $\delta_э$, $P_э$, $\delta_н$ и $P_н = f(\gamma)$ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ С КРЕНОМ И СКОЛЬЖЕНИЕМ ПРИ ТРЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ (ДВИГАТЕЛЬ 4 ВЫКЛЮЧЕН). РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЗЛЕТНЫЙ, G = 124 Т, H = 3200 М, V_i = 357 КМ/ЧАС, $\delta_{пр}/\delta_э$ = 14°/30°

фиг.11



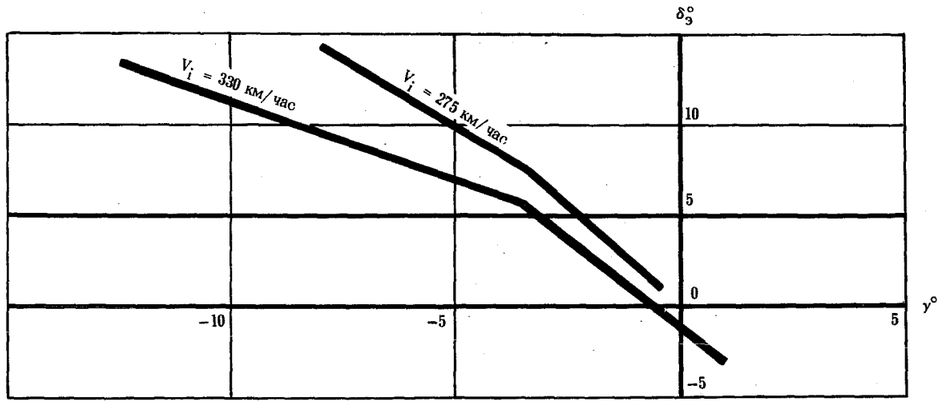






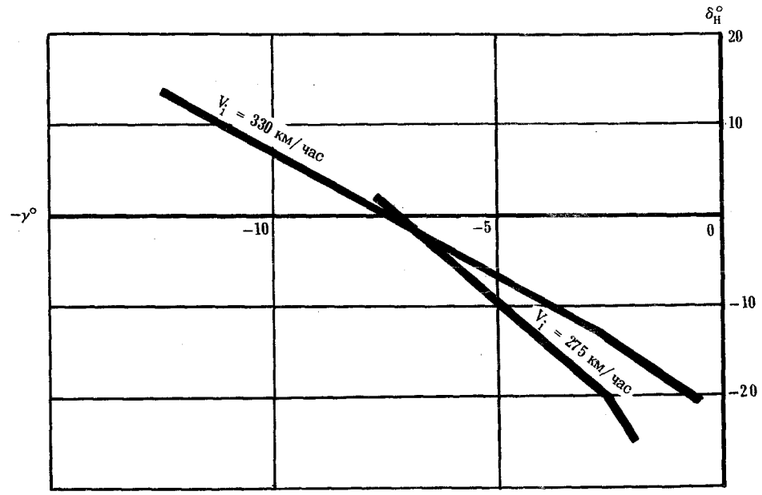
БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ $\delta_э$, $P_э$, $\delta_н$ и $P_н = f(\gamma)$ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ С КРЕНОМ И СКОЛЬЖЕНИЕМ ПРИ ТРЕХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ (ДВИГАТЕЛЬ 4 ВЫКЛЮЧЕН). РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НОМИНАЛЬНЫЙ, G = 121 Т, H = 3300 М, V_i = 550 КМ/ЧАС, $\delta_{пр}/\delta_э$ = 0°/0°

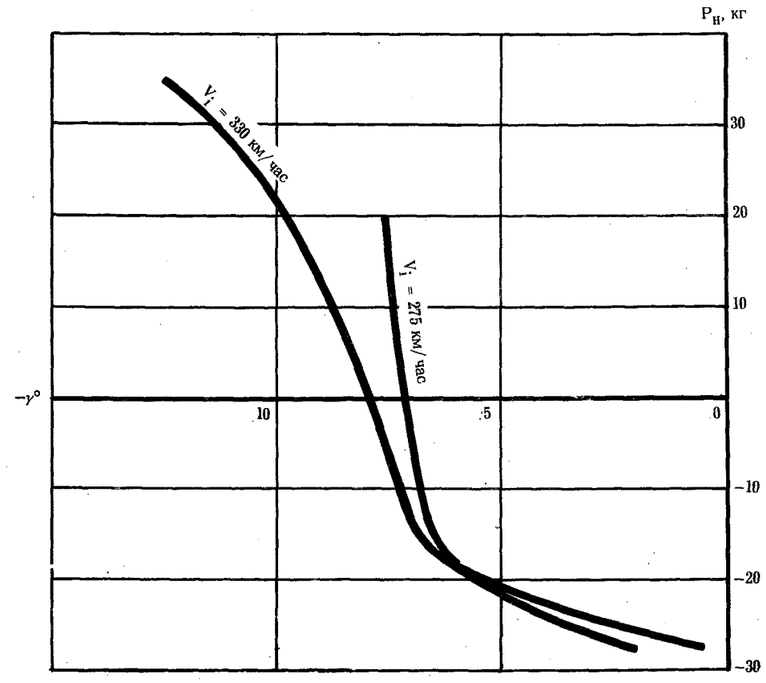
фиг.12



БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ КРИВЫЕ $\delta_э$, $P_э$, $\delta_н$ и $P_н = f(\gamma)$ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ С КРЕНОМ И СКОЛЬЖЕНИЕМ ПРИ ДВУХ РАБОТАЮЩИХ ДВИГАТЕЛЯХ (ДВИГАТЕЛИ 3 И 4 ВЫКЛЮЧЕНЫ). РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЗЛЕТНЫЙ, G = 133 Т, H = 3000 М, V_i = 330–275 КМ/ЧАС, $\delta_{пр}/\delta_э = 14°/30°$

фиг.13





Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

ИНСТРУКЦИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

С О Д Е Р Ж А Н И Е

Раздел I. ВЕСОВЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Раздел 2. ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

2.I. Определение допустимого веса транспортируемой техники или грузов

2.2. Размещение коммерческой нагрузки

Раздел 3. ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

Раздел 4. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Раздел 5. РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

5.I. Общие указания

5.2. Учет веса грузов, размещаемых в отсеках грузовой кабины

5.3. **Примеры расчета центровок**

5.3.I. Определение эксплуатационных значений веса и центровки самолета

5.3.2. Расчет полетных центровок по центровочному графику

5.3.3. Учет веса груза по шкалам двух смежных отсеков, если положение центра тяжести этого груза находится на границе этих отсеков или вблизи нее

5.4. Методика аналитического расчета центровки

5.4.I. Общие указания

5.4.2. Пример аналитического расчета полетных центровок

5.5. Материалы для расчета центровки

5.5.I. Центровочная схема самолета

5.5.2. Координаты центра тяжести топлива

5.5.3. График допустимого диапазона положения центра тяжести грузов и техники в грузовой кабине

5.5.4. Данные по центровке экипажа и снаряжения

5.5.5. Служебная нагрузка

5.5.6. Центровочный график с примером расчета центровки самолета без топлива

5:5.7. Центровочный график с примером расчета полетных центровок

Ил-76Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РАЗДЕЛ I

ВЕСОВЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Самолеты Ил-76Т и Ил-76ТД могут эксплуатироваться с аэродромов с бетонным и грунтовым покрытием при весовых ограничениях, указанных в разделе 2 "Руководство по летной эксплуатации", при этом следует учитывать, что максимальный вес коммерческой нагрузки включает в себя вес служебной нагрузки и вес контейнеров и поддонов.

РАЗДЕЛ 2

ЗАГРУЗКА САМОЛЕТА

2.I. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОПУСТИМОГО ВЕСА ТРАНСПОРТИРУЕМОЙ ТЕХНИКИ ИЛИ ГРУЗОВ

Вес техники или грузов для транспортировки на различную дальность зависит от эксплуатационного веса и определяется уравнением:

$$G_{гр} = G_{б/т} - G_{экспл},$$

где: $G_{гр}$ – вес грузов или техники, кг;

$G_{б/т}$ – максимальный вес самолета без топлива, кг;

$G_{экспл}$ – эксплуатационный вес, кг (состоит из веса пустого самолета, веса снаряжения с экипажем и веса служебной нагрузки, являющейся частью коммерческой нагрузки).

2.2. РАЗМЕЩЕНИЕ КОММЕРЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ

Коммерческую нагрузку разрешается размещать в грузовой кабине.

Кроме того, разрешается загружать рампу грузом до 2000 кг.

Загружать самолет следует таким образом, чтобы обеспечить допустимую эксплуатационную центровку.

Часть оборудования, относящаяся к служебной нагрузке, размещается в багажниках в соответствии с указаниями, изложенными в "Инструкции по технической эксплуатации самолета" (гл. 7I, 72 и 75).

РАЗДЕЛ 3

ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ ВЕС ЗАПРАВЛЯЕМОГО ТОПЛИВА. . . . . 84600 кг (90000 кг)*

При заправке и дозаправке самолета топливом руководствуйтесь данными заправочных таблиц I и 2 или следующими указаниями:

(I) Заправку и дозаправку топливом производите из расчета, что в группы баков каждого двигателя должно быть заправлено равное количество топлива.

(2) При распределении топлива внутри группы баков каждого двигателя соблюдайте определенную последовательность заполнения баков:

при заправке или дозаправке топлива в количестве, меньшем или равном емкости главных баков, дополнительные и резервные баки не заполняйте;

при заправке и дозаправке топлива в количестве, большем емкости главных баков, заправляйте полностью главные баки, а остаток топлива - в дополнительные;

при заправке или дозаправке топлива в количестве, большем емкости главных и дополнительных баков, остаток топлива заправляйте в резервные баки.

(3) При определении потребного количества топлива для выполнения задания учитывайте невырабатываемый в полете остаток топлива в количестве I060 кг (в том числе 390 кг несливаемый остаток) при ручном управлении перекачкой.

---

* Для самолетов Ил-76ТД

Таблица I

ЗАПРАВОЧНАЯ ТАБЛИЦА ДЛЯ ТОПЛИВА ТС-I

(удельный вес топлива $\gamma = 0{,}775$)

Количество заправляемого топлива, кг	Баки внешних двигателей (№ I и 4)			Баки внутренних двигателей (№ 2 и 3)		
	главные	дополнительные	резервные	главные	дополнительные	резервные
Для самолетов Ил-76Т						
I0000	5000	–	–	5000	–	–
I5000	6900	600	–	7500	–	–
20000	6900	3I00	–	I0000	–	–
25000	6900	5600	–	I2400	I00	–
30000	6900	8I00	–	I2400	2600	–
35000	6900	9700	900	I2400	5I00	–
40000	6900	9700	3400	I2400	7600	–
45000	6900	9700	5900	I2400	I0I00	–
50000	6900	9700	8400	I2400	II600	I000
55000	6900	9700	I0900	I2400	II600	3500
60000	6900	9700	I3400	I2400	II600	6000
65000	6900	9700	I5900	I2400	II600	8500
70000	6900	9700	I8400	I2400	II600	II000
75000	6900	9700	20900	I2400	II600	I3500
80000	6900	9700	23400	I2400	II600	I6000
84600	6900	9700	25700	I2400	II600	I8300
Для самолетов Ил-76ТД						
I0000	5000	–	–	5000	–	–
I5000	6400	II00	–	7500	–	–
20000	6400	3600	–	I0000	–	–
25000	6400	6I00	–	II600	900	–
30000	6400	8600	–	II600	3400	–
35000	6400	9I00	2000	II600	5900	–
40000	6400	9I00	4500	II600	8400	–
45000	6400	9I00	7000	II600	I0900	–
50000	6400	9I00	9500	II600	III00	2300
55000	6400	9I00	I2000	II600	III00	4800
60000	6400	9I00	I4500	II600	III00	7300
65000	6400	9I00	I7000	II600	III00	9800
70000	6400	9I00	I9500	II600	III00	I2300
75000	6400	9I00	22000	II600	III00	I4800
80000	6400	9I00	24500	II600	III00	I7300
83000	6400	9I00	26000	II600	III00	I8800
84800	6400	9I00	26000	II600	III00	20600

Таблица 2

ЗАПРАВОЧНАЯ ТАБЛИЦА ДЛЯ ТОПЛИВА Т-I

(удельный вес топлива $\gamma = 0{,}825$)

Количество заправляемого топлива, кг	Баки внешних двигателей (№ I и 4)			Баки внутренних двигателей (№ 2 и 3)		
	главные	дополнительные	резервные	главные	дополнительные	резервные
		Для самолетов Ил-76Т				
I0000	5000	–	–	5000	–	–
I5000	7340	I60	–	7500	–	–
20000	7340	2660	–	I0000	–	–
25000	7340	5I60	–	I2500	–	–
30000	7340	7660	–	I3200	I800	–
35000	7340	I0I60	–	I3200	4300	–
40000	7340	I0320	2340	I3200	6800	–
45000	7340	I0320	4840	I3200	9300	–
50000	7340	I0320	7340	I3200	II800	–
55000	7340	I0320	9840	I3200	I2340	I960
60000	7340	I0320	I2340	I3200	I2340	4460
65000	7340	I0320	I4840	I3200	I2340	6960
70000	7340	I0320	I7340	I3200	I2340	9460
75000	7340	I0320	I9840	I3200	I2340	II960
80000	7340	I0320	22340	I3200	I2340	I4460
84600	7340	I0320	24640	I3200	I2340	I6760
		Для самолетов Ил-76ТД				
I0000	5000	–	–	5000	–	–
I5000	6800	700	–	7500	–	–
20000	6800	3200	–	I0000	–	–
25000	6800	5700	–	I2400	I00	–
30000	6800	8200	–	I2400	2600	–
35000	6800	9700	I000	I2400	5I00	–
40000	6800	9700	3500	I2400	7600	–
45000	6800	9700	6000	I2400	I0I00	–
50000	6800	9700	8500	I2400	II800	800
55000	6800	9700	II000	I2400	II800	3300
60000	6800	9700	I3500	I2400	II800	5800
65000	6800	9700	I6000	I2400	II800	8300
70000	6800	9700	I8500	I2400	II800	I0800
75000	6800	9700	2I000	I2400	II800	I3300
80000	6800	9700	23500	I2400	II800	I5800
84600	6800	9700	25800	I2400	II800	I8I00
90000	6800	9700	27620	I2400	II800	2I680

РАЗДЕЛ 4

ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Центровка самолета может быть определена при помощи центровочных графиков, путем аналитического расчета и с помощью центровочного вычислителя.

Диапазон эксплуатационных центровок:

предельно передняя эксплуатационная центровка	20% САХ
предельно задняя эксплуатационная центровка	40% САХ

Величина предельно допустимых эксплуатационных центровок самолета для взлета и посадки зависит от запаса (или остатка) топлива и определяется по графику или таблице (фиг.4-I).

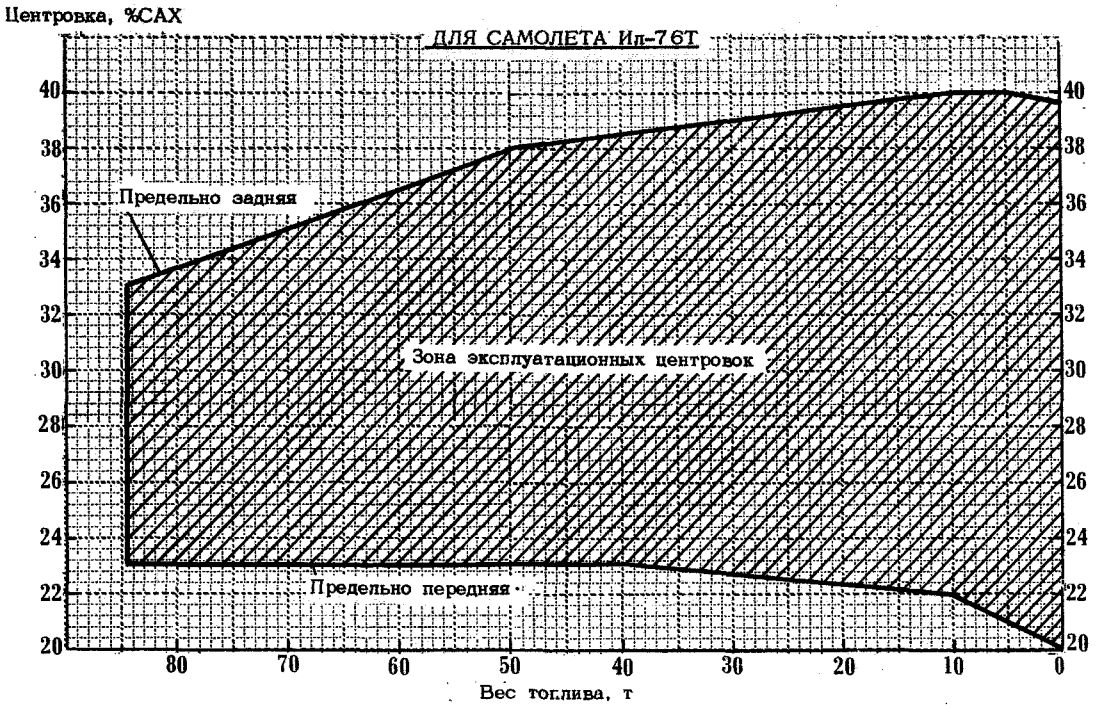
Для обеспечения указанных предельных полетных центровок необходимо, чтобы центровка самолета без топлива находилась в пределах 20-40% САХ.

Выпуск и уборка шасси, а также механизация крыла практически не изменяют центровку самолета.

В полете центровка самолета изменяется в зависимости от выработки топлива.

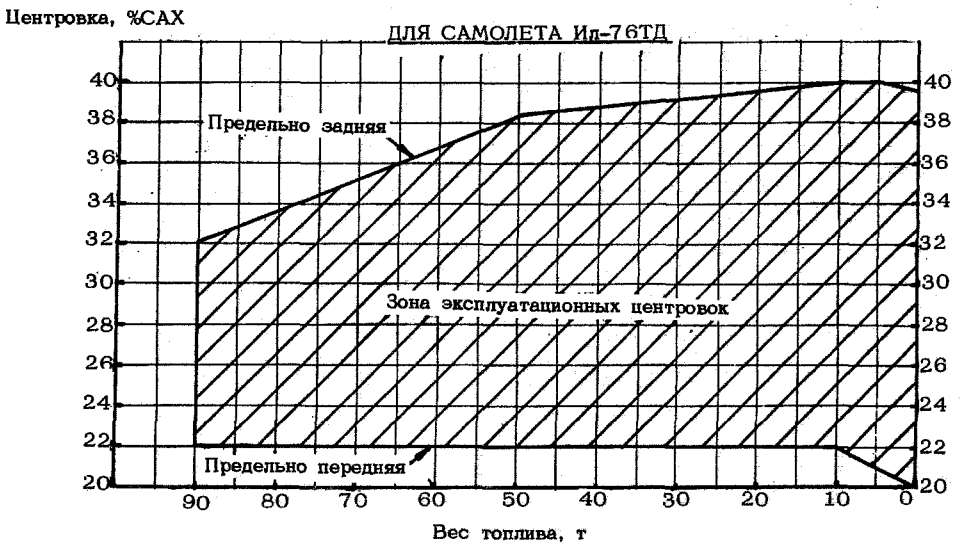
При выработке топлива центровка изменяется. Изменение центровки в зависимости от выработки топлива при различных центровках самолета без топлива приведено на фиг.4-2. Кривые на этом графике справедливы, если заправка топливом произведена согласно данным заправочных таблиц I и 2 раздела 3.

Центровка самолета в полете с каким-либо остатком топлива совпадает со взлетной центровкой самолета, заправленного таким же количеством топлива.



ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Запас топлива на старте, т		84,6	80	70	60	50	40	30	20	10
Допустимая центровка %, САХ	передняя	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,9	22,6	22,3	22
	задняя	33,0	33,7	35,2	36,4	38,0	38,5	39,0	39,5	40

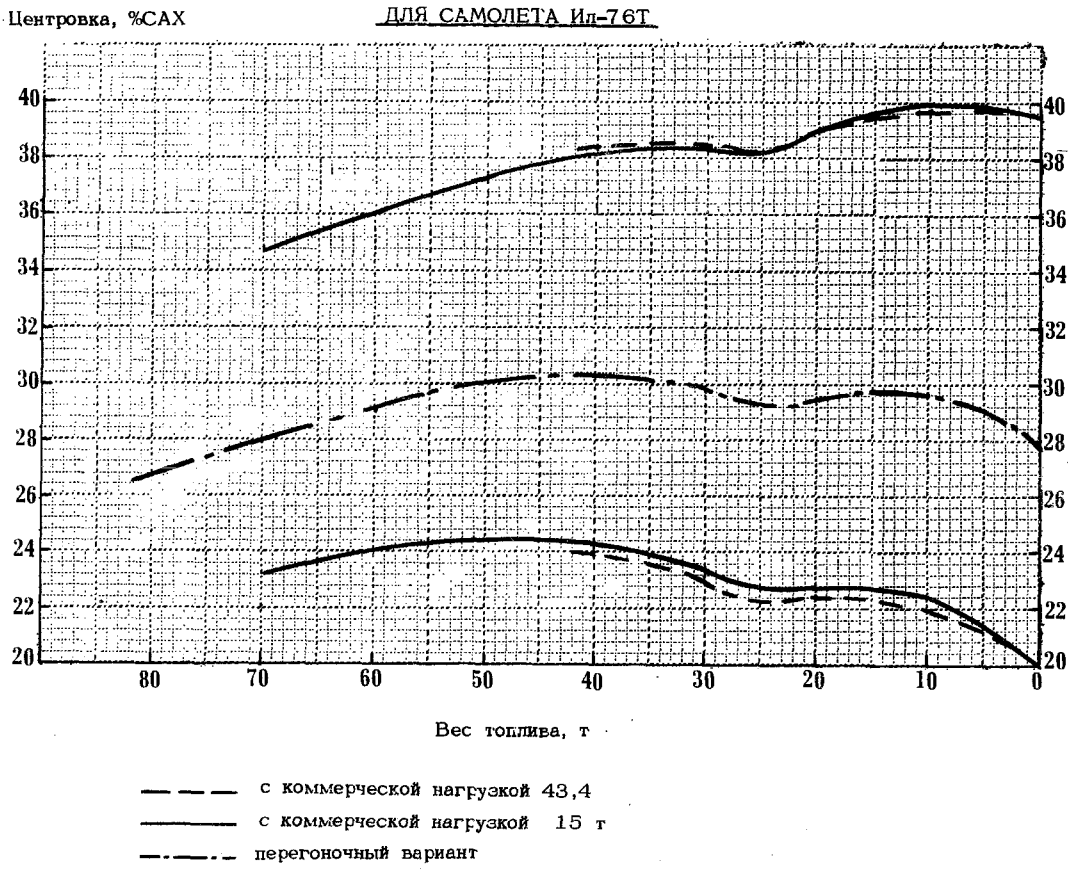


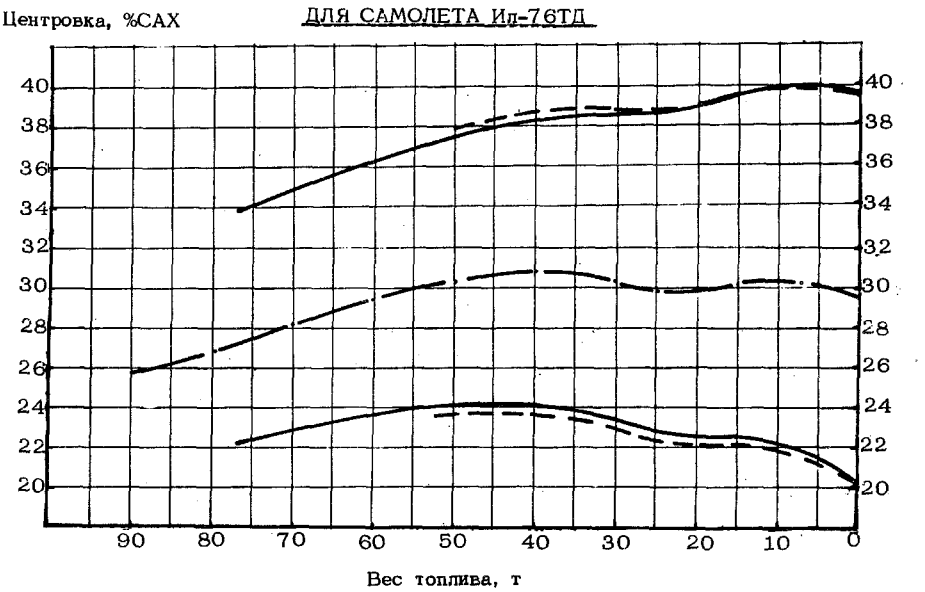
ДОПУСТИМЫЕ ПРЕДЕЛЬНЫЕ ЦЕНТРОВКИ ДЛЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Запас топлива на старте, т		90	80	70	60	50	40	30	20	10
Допустимая центровка, %САХ	Передняя	22	22	22	22	22	22	22	22	22
	Задняя	32	33,6	35,2	36,8	38,4	38,8	39,2	39,5	40

ДИАПАЗОН ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ЦЕНТРОВОК.

фиг.4-1





ИЗМЕНЕНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА

фиг.4-2

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

РАЗДЕЛ 5

РАСЧЕТ ЗАГРУЗКИ И ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

5.I. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

(I) Расчет загрузки и центровки самолета производите с помощью центровочного графика, по которому определяется центровка загруженного самолета без топлива. Если полученное значение лежит в пределах диапазона эксплуатационных центровок (незаштрихованная зона на центровочном графике 20-40% САХ), то взлетная, полетная и посадочная центровки также будут находиться в допустимом диапазоне.

(2) С целью снижения расхода топлива в полете размещение груза на самолете производите так, чтобы, по возможности, была обеспечена центровка загруженного самолета без топлива 35% САХ.

ПРИМЕЧАНИЕ: Центровки, близкие к 35%, возможно создавать при неполном заполнении кабины грузами, размещенными в ее задней части.

(3) Определение взлетной и посадочной центровок производите с помощью графика, помещенного в подразделе 5.5.7. На нем приведены центровки самолета при различном количестве топлива в зависимости от центровки самолета без топлива.

(4) Для расчета по центровочному графику за исходные принимайте эксплуатационный вес и центровку самолета. Пример определения эксплуатационного веса и центровки приведен в 5.3.I.

(5) Допустимый взлетный вес определяйте в соответствии с указаниями, изложенными в "Руководстве по летной эксплуатации самолета."

5.2. УЧЕТ ВЕСА ГРУЗОВ, РАЗМЕЩАЕМЫХ В ОТСЕКАХ ГРУЗОВОЙ КАБИНЫ

Грузовая кабина (шпангоуты № I4-56) разбита на I5 отсеков. Границы и номера отсеков нанесены на борту самолета. Разбивка на отсеки приведена в разд.5.5.I и на центровочном графике (см.5.5.6). На центровочном графике нанесены также шкалы отсчета веса нагрузки.

При расчете центровки по центровочному графику на шкалах соответствующих отсеков отложите значения веса грузов, центр тяжести которых примерно совпадает с серединой отсека.

Если положение центра тяжести не совпадает с серединой отсека, а находится на границе отсеков или вблизи нее, следует вес этого груза учитывать в двух смежных отсеках, разделив его вес обратно пропорционально длинам отсеков (см.5.3.3).

5.3. ПРИМЕРЫ РАСЧЕТА ЦЕНТРОВОК (по данным для Ил-76ТД)

5.3.I. Определение эксплуатационных значений веса и центровки самолета

Составляющие эксплуатационного веса самолета и их центровки:

Наименование	Вес, кг	Центровка, % САХ
Пустой самолет (см. формуляр самолета)	$G_{пуст}$	$\bar{X}_{пуст}$
Снаряжение (см.5.5.4)	+2I0	-0,3
Экипаж - 7 человек	+560	-I,5
Служебная нагрузка (см.5.5.5, табл.I)*	+3I80	-2,I

Итого: $G_{пуст}$ +2I0+560+2560 $\bar{X}_{пуст}$-0,3-I,5-2,I

Полученные данные запишите в графу "Определение эксплуатационного веса и центровки" на центровочном графике (см.5.5.6).

---

* Служебная нагрузка является частью коммерческой нагрузки.

В таблице I разд.5.5.5 приведена типовая комплектация служебной нагрузки.

В случае отклонения от типовой комплектации необходимо вносить поправку к весу служебной нагрузки и величине изменения центровки, пользуясь данными, приведенными в 5.5.5, табл.2.

5.3.2. Расчет полетных центровок по центровочному графику

Ниже помещен расчет полетных центровок с помощью центровочного графика, приведенного в 5.5.6 и 5.5.7.

Исходные данные:

Вес пустого самолета (данные берутся из формуляра) . . . . . - 87230

Центровка пустого самолета(данные берутся из формуляра) . . . . . - 33,9%

Вес перевозимого груза:

груз № I с ц.т. в отсеке № 8 . . . . . - I0000 кг

груз № 2 с ц.т. в отсеке № I2 . . . . . - I0000 кг

Количество топлива на старте . . . . . - 40000 кг

Остаток топлива на посадке . . . . . - I0000 кг

Определяем:

вес и центровку самолета на взлете;

вес и центровку самолета на посадке.

Последовательность расчета:

(I) По центровочному графику (см.5.5.6) определяем:

эксплуатационные значения веса и центровки (аналогично расчету, приведенному в 5.3.I): эксплуатационный вес 9II80 кг, эксплуатационная центровка 30%; допустимый вес груза 46820 кг.

Следовательно, загрузка заданного груза 20000 кг допустима.

(2) В графе "Определение фактического веса самолета без топлива", расположенной в правой части центровочного графика, записываем значение полученного эксплуатационного веса самолета 9II80 кг и вес размещаемых грузов:

груза № I - I0000 кг в отсеке № 8;

груза № 2 - I0000 кг в отсеке № I2.

Суммируя указанные выше величины, определяем фактический вес самолета без топлива - III.I80 кг.

(3) На шкале "Эксплуатационная центровка" отмечаем значение $\overline{X}$ = 30% САХ (точка "а").

Из точки "а" опускаем вертикаль на шкалу грузового отсека № 8 (точка "б") и по направлению стрелки влево отсчитываем два деления, соответствующие весу груза № I - I0000 кг (точка "в").

(4) Из точки "в" опускаем вертикаль на шкалу грузового отсека № I2 (точка "г"), по направлению стрелки вправо откладываем два деления, соответствующие весу груза № 2 - I0000 кг (точка "д").

(5) Из точки "д" опускаем вертикаль на шкалу центровок до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей весу самолета без топлива (IIII80 кг), определенному в п.2.

Точка пересечения вертикали с горизонталью показывает значение центровки загруженного самолета без топлива. В нашем примере центровка составляет 30,2% САХ (точка "е").

(6) Взлетную центровку самолета с указанным в исходных данных запасом топлива (40000 кг) и посадочную центровку с предполагаемым остатком топлива (I0000 кг) определите по графику 5.5.7.

взлетная центровка . . . . . 31,7% САХ;
посадочная центровка . . . . . 31,4% САХ.

5.3.3. Учет веса груза по шкалам двух смежных отсеков, если положение центра тяжести этого груза находится на границе этих отсеков или вблизи нее

(Пример дан для пояснения указания, приведенного в 5.2).

Исходные данные:

Вес груза $G_{гр}$ = 15000 кг

Положение ц.т. груза находится примерно на оси шпангоута № 37, т.е. между отсеками № 8 и 9.

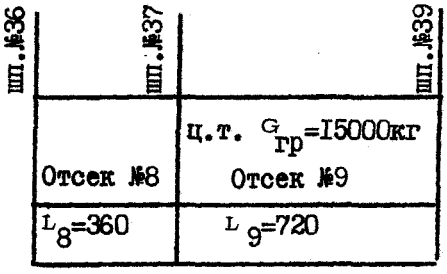
Длина отсека № 8 L_8 = 360 мм

Длина отсека № 9 L_9 = 720 мм

Определить:

вес груза для учета по шкале № 8 – G_8 и

вес груза для учета по шкале № 9 – G_9 по формулам:



$$G_8 = G_{гр}\frac{L_9}{L_8 + L_9} \quad \text{и} \quad G_9 = G_{гр}\frac{L_8}{L_8 + L_9}$$

Подставив числовые значения, получим:

$$G_8 = 15000 \cdot \frac{720}{1080} = 10000 \text{ кг};$$

$$G_9 = 15000 \cdot \frac{360}{1080} = 5000 \text{ кг}.$$

ПРИМЕЧАНИЕ. Если при данной загрузке вес груза распределить между отсеками не обратно пропорционально длинам отсеков, как это сделано в примере, а поровну (по 7500 кг), то погрешность в центровке данного примера составит $\Delta \bar{X} = +0{,}2\%$ САХ.

Максимальная погрешность в других случаях, например для отсеков № 4–5 № 6–7, при максимальном весе груза может составить $\Delta \bar{X} \cong -0{,}7\%$ САХ.

5.4. МЕТОДИКА АНАЛИТИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ

5.4.1. Общие указания

(1) При аналитическом расчете полетных центровок следует пользоваться материалами, помещенными в разд. 5.5:

центровочной схемой (см.5.5.1);

графиком координат ц.т. топлива (см.5.5.2);

таблицами служебной нагрузки (см.5.5.5, табл.I и 2).

(2) Центровка в % САХ определяется по формуле

$$\bar{X}_T = \frac{X_C - X_a}{в_A} \; I00\% \; САХ,$$

где: $\bar{X}_T$ -центровка самолета, % САХ;

X_C - расстояние от начала координат, совпадающего с носком фюзеляжа (см.5.5.I), до центра тяжести самолета, м;

X_a - расстояние от начала координат до начала САХ;

X_a = I8,I4I м;

$в_A$ - средняя аэродинамическая хорда (САХ); $в_A$ = 6,436 м.

ПРИМЕЧАНИЕ. В формуле определения $\bar{X}_T$ величину $(X_C - X_a)$ для простоты вычислений принято определять проектированием ц.т. на САХ, параллельную оси самолета, т.е. без учета угла α между САХ и строительной горизонталью крыла.

Величина погрешности вследствие малого значения угла (равного $0{,}56^\circ$) в расчетах полетных центровок с различным весом грузов и топлива лежит в пределах 0,I-0,3% САХ и может не учитываться.

5.4.2. Пример аналитического расчета полетных центровок

Для удобства сравнения исходные данные принимаем те, которые были приняты в примере расчета центровок по центровочному графику (см.5.3.2).

(I) Определение эксплуатационных веса и центровки произведите аналогично расчету, приведенному в 5.3.I.

Получаем:

эксплуатационный вес 9II80 кг;

эксплуатационная центровка 30% САХ.

(2) Определите координату ц.т. самолета от начала координат X_C, соответствующую центровке 30% САХ, по формуле

$$X_C = \bar{X}_T \cdot 0{,}0I \; в_A + X_a$$

Подставив числовые значения, получаем:

$$X_C = 30 \cdot 0{,}0I \cdot 6{,}436 + I8{,}I4I = 20{,}072 \text{ м}.$$

(3) Определите допустимый вес груза по формуле

$$G_{гр} = G_{б/т} - G_{экспл.}$$

где:

$G_{гр}$ – допустимый вес груза, кг;

$G_{б/т}$ – максимальный допустимый вес самолета без топлива; в нашем примере $G_{б/т}$ = I38000 кг (см.разд.2 РЛЭ);

$G_{экспл}$ – эксплуатационный вес, кг; $G_{экспл}$ = 9II80 кг /см.п.(I)/;

$G_{гр}$ = I38000 – 9II80 = 46820

Следовательно, загрузка заданного груза 20000 кг (см.5.3.2) допустима.

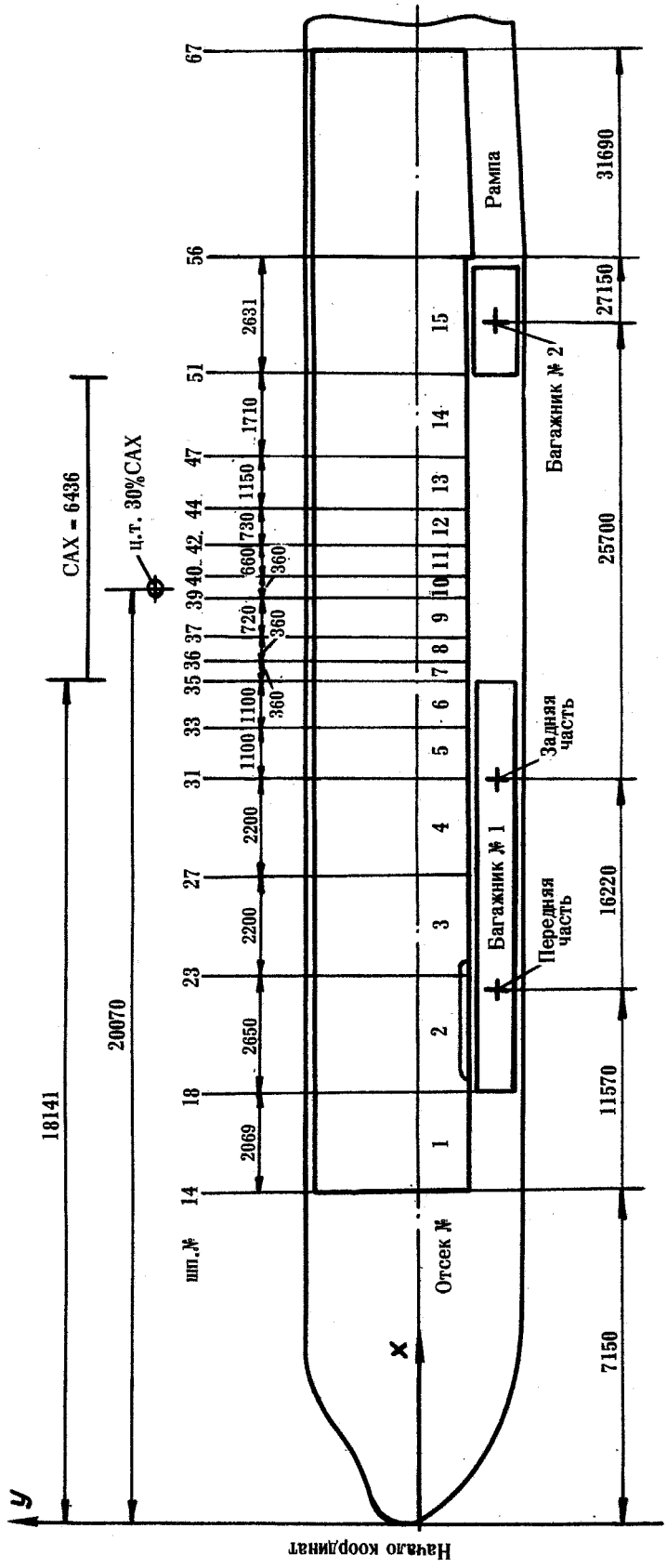
(4) Составьте таблицу для определения взлетных и посадочных весов и центровок самолета:

Наименование	G,кг	X, м	G_X, кГм
I. Определение веса и центровки самолета без топлива			
Эксплуатационный вес	9II80	20,072 $\overline{X}_T$ = 30% САХ	I830I65
Вес груза в отсеке № 8	I0000	I9,000	I90000
Вес груза в отсеке № I2	I0000	2I,300	2I3000
Итого: Вес самолета без топлива:	IIII80	20,086 $\overline{X}_T = \frac{20,086 - I8,I4I}{6,436}$ I00 = 30,2% САХ	2233I65
Вес топлива перед взлетом	40000	~20,440 x)	8I7600
II. Итого: Вес самолета на старте:	I5II80	20,I80 $\overline{X}_T = \frac{20,I80-I8,I4I}{6,436}$ I00 = 3I,7% САХ	3050765
Остаток топлива для посадки	I0000	2I,030 x)	2I0300
III. Итого: Вес самолета на посадке	I2II80	20,I64 $\overline{X}_T = \frac{20,I64-I8,I4I}{6,436}$ I00 = 3I,4%	2443465

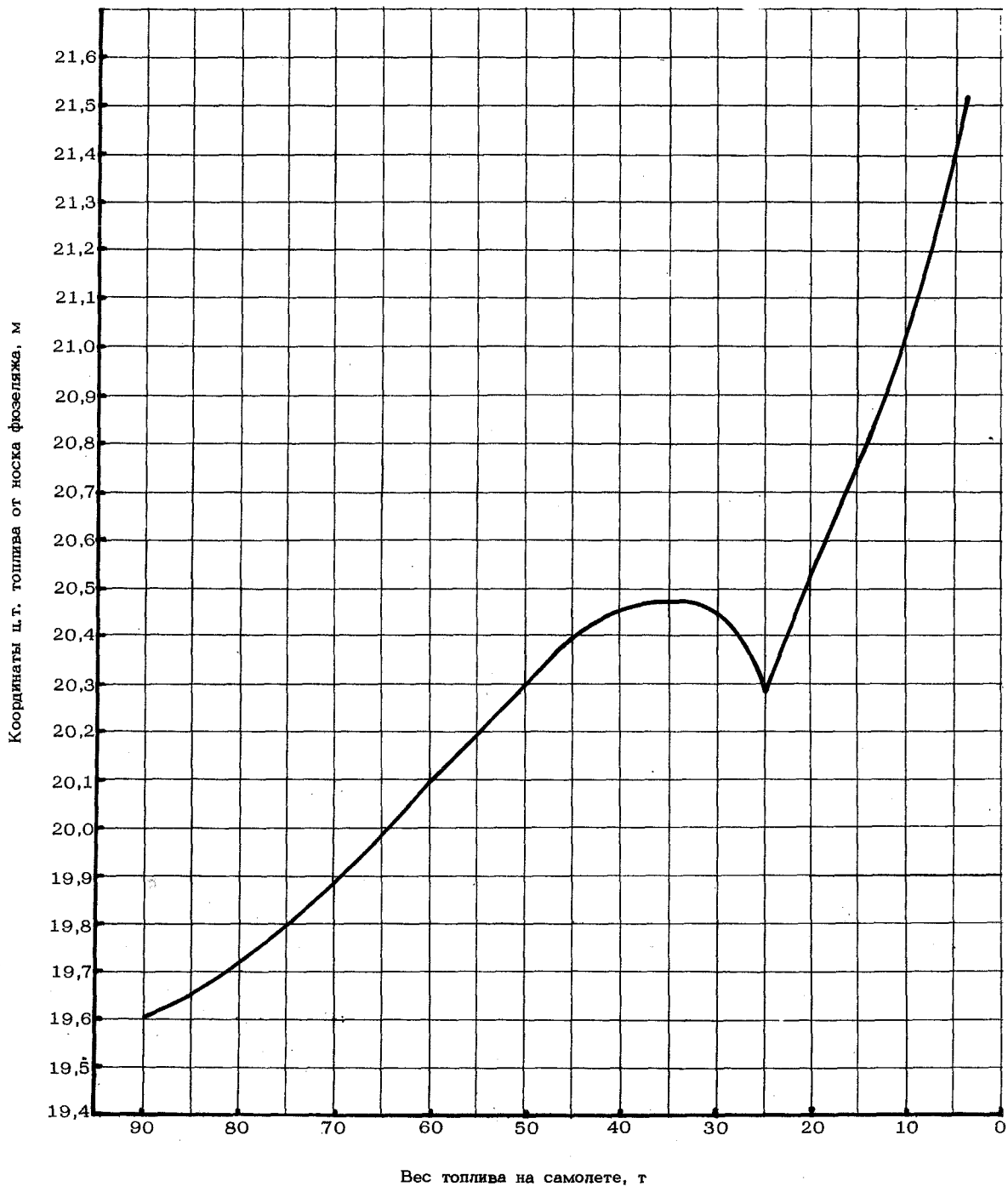
x) Определение координат ц.т. топлива по графику (см.5.5.2).

5.5. МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ РАСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ

5.5.I. Центровочная схема самолета



5.5.2 Координаты центра тяжести топлива



5.5.3. График допустимого диапазона положения центра тяжести грузов и техники в грузовой кабине

Графиком допустимого диапазона положения центра тяжести грузов и техники в грузовой кабине рекомендуется пользоваться для предварительного определения места расположения груза или техники.

При условии размещения техники или грузов с общим центром тяжести в пределах заштрихованной зоны графика центровка самолета будет находиться в допустимом диапазоне: 20 - 40% САХ.

Пример пользования графиком

Рассмотрим пример, помещенный в разд. 5.3.2, где десантируемые грузы весом I0000 кг каждый установлены:

груз № I с ц.т. в отсеке № 8;

груз № 2 с ц.т. в отсеке № I2.

Определяем общий ц.т. грузов:

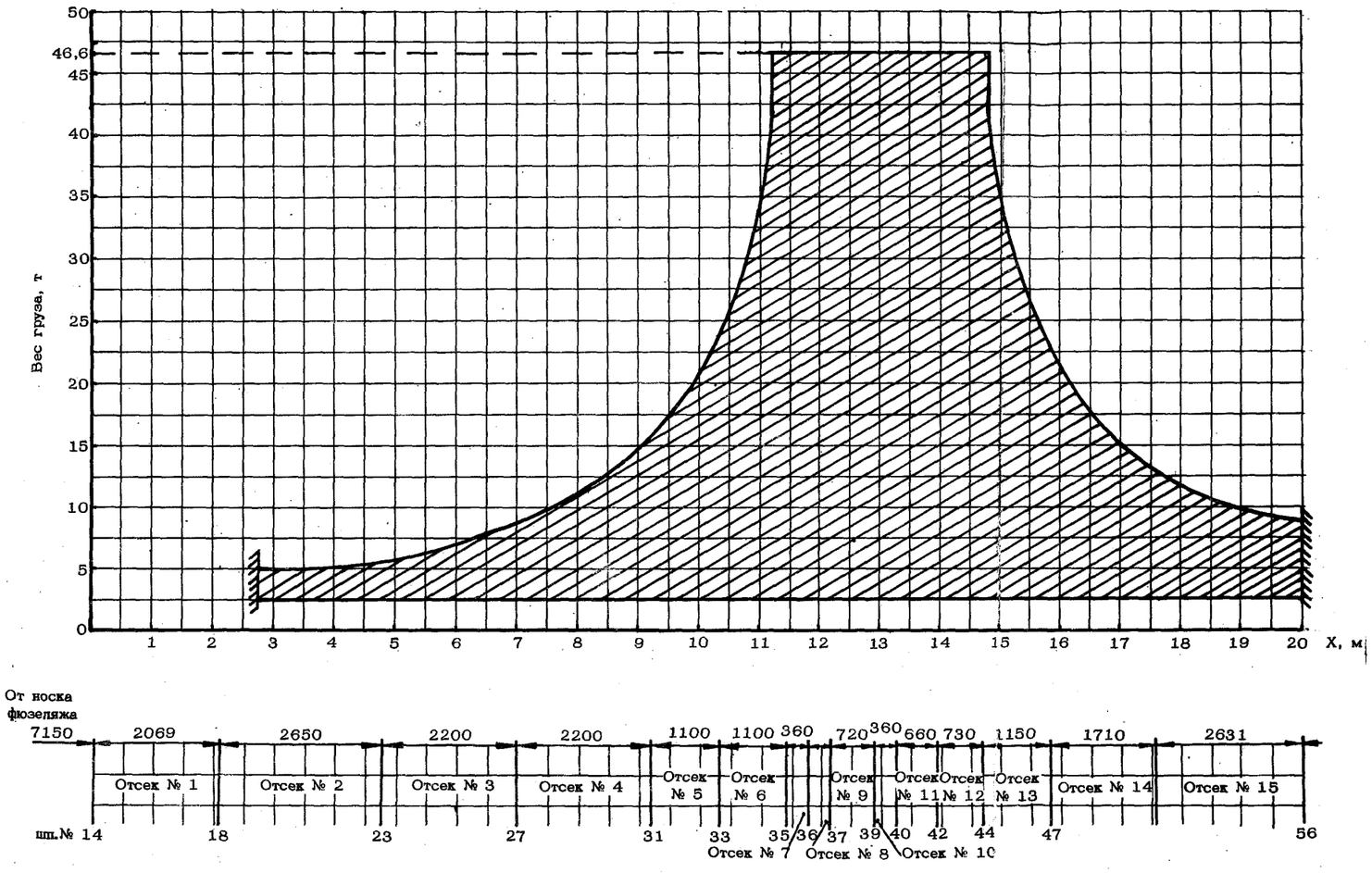
	G, кг	X, м (от носка фюзеляжа)	G_x, кГм
груз в отсеке № 8	I0000	I9,0	I90000
груз в отсеке № I2	I0000	2I,3	2I3000
ИТОГО:	20000	20,I5	403000

Координата общего ц.т. грузов № I и 2 от начала грузовой кабины (шпангоут № I4) составит: 20,I5-7,I5 = I3 м.

Как видно из графика, общий ц.т. грузов № I и 2 находится в пределах заштрихованной зоны. Следовательно, центровка самолета должна находиться в допустимом диапазоне, что и подтверждается расчетом, приведенным в разд. 5.3.2.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ГРУЗОВ И ТЕХНИКИ В ГРУЗОВОЙ КАБИНЕ



ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № I05

РЛЭ-76Т(ТД) на I2 листах

ПО ВОПРОСУ: Изменения количества баллонов УБШ-25/I50М

ОСНОВАНИЕ: Решение № 76-46-I355

Разместить в разделе "Приложение 3" к странице I3

На стр.I3 в таблице "СНАРЯЖЕНИЕ" 2 строку снизу огр. по I9639

и дать новую, действующую на I9639 и с 20673

Кислород для экипажа I0 II,869

I5 сентября I997

5.5.4. Данные по центровке экипажа и снаряжения

ЧЛЕНЫ ЭКИПАЖА

Летный состав		Вес, кг	Координаты ц.т. по оси X, м	Влияние на центровку самолета при эксплуатационном весе, % САХ
[illegible]	2 чел.	160	3,635	-0,5
Штурман	[illegible]	[illegible]	[illegible]	-0,2
Бортрадист	I чел.	[illegible]	[illegible]0	-0,2
Бортинженер	I чел.	80	4,200	-0,2
Старший бортоператор	I чел.	80	7,55	-0,2
Бортоператор	I чел.	80	7,55	-0,2
ИТОГО: экипаж 7 чел.		560	-	-I,5

СНАРЯЖЕНИЕ

Состав снаряжения	Вес, кг	X, м	Влияние на центровку самолета при эксплуатационном весе, % САХ
Масло для двигателей	I60	I4,4	
Бортовой паек	40	6,5	
Кислород для экипажа	I0	7,55	
ИТОГО:	2I0	-	-0,3

Изменение № 7

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

5.5.5. Служебная нагрузка

Служебная нагрузка (табл. I и 2) включается в вес коммерческой нагрузки.

К служебной нагрузке относится :

- съемное погрузочное и швартовочное оборудование;
- съемное оборудование для обслуживания самолетов на неподготовленных аэродромах;
- аварийно-спасательное оборудование;
- оборудование для перевозки грузов в контейнерах и на поддонах;
- оборудование для перевозки длинномерных и крупногабаритных грузов;
- санитарное оборудование;
- лежаки экипажа.

Таблица I

Типовая комплектация служебной нагрузки

Служебная нагрузка	Вес, кг				
	Варианты применения				
	Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных крупногабаритных грузов	Вариант перебазирования
Погрузочное оборудование	II7I	I927	I927	I099	2I79
Швартовочное оборудование	842	47	47	842	876
Бортовые средства обслуживания самолета на стоянке	2I0	205	205	2I0	4I9
Оборудование для перевозки грузов в контейнерах и на поддонах	-	326	896	-	II9I
Оборудование для перевозки длинномерных и крупногабаритных грузов	-	-	-	I222	I222
Кислородное оборудование (кислор.маски-75 шт)	-	-	-	-	203
Аварийно-спасательное оборудование (ПСН-6АМ-II шт)	I056	I056	I056	I056	I056
Санитарное оборудование	-	-	-	-	II8
Система И-II-76 2 комплекта	I45	I45	I45	I45	I45
Станция А-723	30	30	30	30	30
Лежаки экипажа	20	20	20	20	20
ИТОГО	3474	3756	4326	4624	7459
Влияние на центровку, % САХ	+0,9%	0%	0%	+0,4%	-I,8%

ПРИМЕЧАНИЕ: Весовые данные авар.спасательного оборудования в вариантах ПСН-6АМ-5 шт, ПСН-25/30-3 шт, кислородные маски -- 30 шт, см."Детальный состав служ.нагрузки",таб.2.

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № I05

РЛЭ-76Т(ТД) на I2 листах

ПО ВОПРОСУ: Изменение количестива баллонов УБШ-25/I50М

ОСНОВАНИЕ: Решение № 76-46-I355

Разместить в разделе "Приложение 3"лицевой стороной к стр.I4

На стр.I4 в таблице I текст огр. по I9632

Кислородное оборудование (Кислородные маски-75 шт.)	-	-	-	-	203

и дать новый, действ. на I9639 и с 20673

Кислородное оборудование (Кислородные маски-75 шт.)	-	-	-	-	I07

в 5-ой строке снизу "7459" огр. по I9632

и дать новую " 7363" на I9639 и с 20673.

Таблица 4

Ассортимент состава служебной нагрузки вариантов применения

Наименование	Количество	Вес, кг					X, м	$\bar{X}$, ДОАХ	Место размещения
		Варианты применения							
		Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант переба-зирования			
ПОГРУЗОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ									
Роликовые дорожки	1к-т	562	562	562	562	562	22,02	+0,2	Грузовая кабина
Лебедки ЛПГ-3000А	1к-т	326	326	326	326	326	7,64	-0,7	Грузовая кабина шп. № 17
Электротельферы	1к-т	-	696,5	696,5	-	696,5	10,8	-1,1	Грузовая кабина шп. № 16-24
Рельсы под электротельферы	1к-т	-	187,2	187,2	-	187,2	24,6	+0,1	Грузовая кабина шп. № 20-87
Настилы веревочные	8 шт	72	-	-	-	-	23,64	0	Рампа, грузовая кабина
	8 шт	-	-	-	-	72	10,32	0	Передняя часть багажника № 1
Блок погрузочный	3 шт	14	14	14	14	14	7,62	0	Грузовая кабина шп. № 14-16
Круг двурогий	1 шт	1	1	1	1	1	7,62	0	-"-
Колодки упорные	1 к-т	14	-	-	14	14	10,32	0	Передняя часть багажника № 1
Бага	2 шт	-	17	17	-	17	10,32	0	-"-
Балка тельферная	2к-та	-	85,2	85,2	-	85,2	10,32	-0,1	-"-
Замок для соединения цепей	8 шт	-	6	6	-	6	7,2	0	Грузовая кабина шп. № 14
Подвеска	16 шт	-	16	16	-	16	7,2	0	-"-
Рычаг-скребок	1 шт	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	7,62	0	-"-
Блок стяжной	4 шт	16	16	16	16	16	7,62	0	Грузовая кабина шп. № 14-16
Отбойники	18 шт	166	-	-	166	166	24,53	+0,1	Грузовая кабина шп. № 33-67
ИТОГО:		1171,2	1927,7	1927,7	1099,2	2179,1			

Изменение № 7

Подпись и дата

Инв. № подл.

Взам. инв. № 5 стр.15

30 марта 1993

Таблица 2

Наименование	Количество	Вес, кг					X, м	$\bar{X}$ % САХ	Место размещения
		Варианты применения							
		Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант перебазирования			
Цепи длинные	24шт	352	-	-	352	-	I8,53	-0,I	Грузовая кабина шп. № I9-56
Цепи короткие	20шт	I65	-	-	I65	-	I8,53	-0,I	-"-
Цепи длинные	2шт	-	20	20	-	-	7,62	0	Грузовая кабина шп. № I4-I6
Цепи короткие	2шт	-	I5	I5	-	-	7,62	0	-"-
Цепи длинные	24шт	-	-	-	-	352	7,62	-0,7	-"-
Цепи короткие	20шт	-	-	-	-	I65	7,62	-0,3	-"-
Ремни	42шт.	-	-	-	-	32	24,79	0	Грузовая кабина шп. № 5I-52
Сетки	6 комп.	2I4	-	-	2I4	-	I8,53	-0,I	Грузовая кабина шп. № I9-56
		-	-	-	-	2I4	I0,32	-0,4	Передняя часть багажника № I
Приспособление для натяжения ремней	2 шт	-	-	-	-	I	24,79	0	Грузовая кабина шп. № 5I-52
Швартовочные узлы	40 шт	2I	-	-	2I	2I	I8,53	0	Грузовая кабина шп. № 5I-52
Сумка для швартовочных узлов	2 шт	I	-	-	I	I	28,04	0	Грузовая кабина шп. № 58-59
Ящик для хранения цепей в походном положении	I шт	II,5	II,5	II,5	II,5	II,5	7,62	0	Грузовая кабина шп. № I4-I6
Сумка для швартовочных ремней	I шт	-	-	-	-	I	24,79	0	Грузовая кабина шп. № 5I-52
Швартовочная тяга	Ikомп	77	-	-	77	77	I8,53	0	Грузовая кабина шп. № I8-53
ИТОГО:		84I,5	46,5	46,5	84I,5	875,5			

Таблица 2

Наименование	Количество	Вес, кг					Х, м	$\bar{X}$ САХ	Место размещения
		Варианты применения							
		Перевозка полезной и гусеничной техники	Перевозка грузов в корсных контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант перебазирования			
Комплект заглушек	Iк-т	-	-	-	-	75,6	I0,32	-0,I	Передняя часть багажника № I
Запасочный инвентарь	Iк-т	-	-	-	-	II,7	I0,32	0	-"-
Упорные колодки	4 шт	I05,2	I05,2	I05,2	I05,2	I05,2	I0,32	0	-"-
Бортовая лестница	I шт	I4,8	I4,8	I4,8	I4,8	I4,8	9,97	0	Грузовая кабина шп. № I9-20
Приспособление для прокачки гидросистемы	I шт	I0,3	I0,3	I0,3	I0,3	I0,3	I0,32	0	Передняя часть багажника № I
Хомуты на цилиндры створок шасси	I к-т	-	-	-	-	I2,8	I0,32	0	-"-
Чехлы самолетные	I к-т	-	-	-	-	I04	I0,32	-0,2	-"-
Лестница-стремянка	I шт	I7	I7	I7	I7	I7	28,9	0	Рампа шп.№ 60-6I
Бортовой инструмент	I к-т	I0	I0	I0	I0	I0	7,2	0	Грузовая кабина шп. № I4
Чемодан с тех.документацией	I шт	24	24	24	24	24	7,2	0	-"-
Домкрат	5	-	-	5	-	-	I6,I	0	Грузовая кабина шп. № I9-56
Переносные	2 шт	-	-	-	-	5	I0,32	0	Передняя часть багажника № I
Кабель СПУ	2 шт	-	-	-	-	5	I0,32	0	-"-
Лебедка ЛП-47 с рамой	I шт	24	24	24	24	24	I0,32	0	-"-
ИТОГО:		2I0,3	205,3	205,3	2I0,3	4I9,4			

ВЫПОЛНЕНА СВЕРКА ОБСТРЕЛЯННЫХ СТРОЕК НА

Таблица 2

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ПЕРЕВОЗКИ ГРУЗОВ В КОНТЕЙНЕРАХ И НА ПОДДОНАХ

Наименование	Количество	Вес, кг					X, м	$\overline{X}$, % САХ	Место размещения
		Перевозка колесной и гусеничной техники	Варианты применения						
			Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант переоборудования			
Установка роликовых дорожек и панелей	1к-т	–	–	239	–	239	22,02	+0,1	Грузовая кабина
Балки поперечные и продольные	1к-т	–	–	529	–	529	18,2	–0,1	Грузовая кабина шп. № 18–56
Сумка для ремней	1к-т	–	13	13	–	13	10,32	0	Передняя часть багажника № 1
Закатный вал	1к-т	–	18	18	–	18	29,84	0	Рампа
Замки крепления морских контейнеров	1к-т	–	275	–	–	275	19,56	0	Грузовая кабина шп. № 24–55
Захват для погрузки морских контейнеров	4к-та	–	20	–	–	20	10,32	0	Передняя часть багажника № 1
Замки крепления гибких поддонов	1к-т	–	–	97	–	97	18,11	0	Грузовая кабина шп. № 17–87
ИТОГО :		–	326	896	–	1191			

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № I05

РЛЭ-76Т(ТД) на I2 листах

ПО ВОПРОСУ: Изменение количества баллонов УБШ-25/I50М

ОСНОВАНИЕ: ЛУЧ 05 2202I 78 076

Решение № 76-46-I355

Разместить в разделе "Приложение 3" лицевой стороной к стр.I9

На стр.I9 в таблице 2, в разделе "КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ" текст строк с 5 по 8 снизу огр. по I9632

и дать новый текст на I9639 и с 20673.

"Шаровые баллоны газообразного кислорода УБШ 25/I50 — 4 шт. - - - - 64 I0,769

в I-й строке снизу 202,9/I93,4 огр. по I9632

и дать новую I06,9/97,4 на I9639 и с 20673.

Таблица 2

Наименование	Количество	Вес, кг					X, м	$X_{\text{Сил}}$	Место размещения
		Варианты применения							
		Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант переадресования			
Оборудование для перевозки длинномерных и крупногабаритных грузов									
Приспособление упорное	2 шт	-	-	-	27,6	27,6	I8,47	0	Грузовая кабина шп. № 35
Приспособление швартовочное	2 шт	-	-	-	I0I,7	I0I,7	I8,47	0	-"-
Щит передний	I шт	-	-	-	4II	-	II,07	-0,6	Грузовая кабина шп. № I9-24
Щит задний	I шт	-	-	-	I88	-	25,83	+0,2	Грузовая кабина шп. № 5I-56
Ложемент	4 шт	-	-	-	432	432	I8,47	-0,I	Грузовая кабина шп. № 35
Прочие детали	I к-т	-	-	-	6I,6	6I,6	I6,47	0	-"-
ИТОГО:		-	-	-	I222,I	I222,I			
Кислородное оборудование									
Переносные кислородные баллоны с прибором КИ-2I	2 шт	-	-	-	-	7,5	I8,2	0	Грузовая кабина шп. № I6-56
Паровые баллоны газообразного кислорода УЗ25/I50	I0 шт	-	-	-	-	I60	23,97	+0,I	Багажник № 2
Кислородные маски	75/30шт	-	-	-	-	24/I4,5	II,I7	0	Шкаф для кислородных масок
Шланги, фитинги тройники	Iк-т	-	-	-	-	II,4	9,43	0	Грузовая кабина шп. № I8-I9
ИТОГО:		-	-	-	-	202,9/I93,4			

Таблица 2

Наименование	Количество	Вес, кг — Варианты применения: Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант перебазирования	X, м	$\overline{X}$ САХ	Место размещения
Плоты ПСН-6АМ	3шт	283	283	283	283	283	8,94	-0,5	Грузовая кабина шп. № I6-I9
Спасательные жилеты	30шт	29,I	29,I	29,I	29,I	29,I	8,94	0	-"-
Плоты ПСН-6АМ	2шт	I87	I87	I87	I87	I87	29,II	+0,3	Грузовая кабина шп. № 59-63
Канат спасательный	Iшт	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	8,I7	0	Грузовая кабина шп. № I6
Платформы для сброса плотов	2шт	48	48	48	48	48	28,3	0	Грузовая кабина шп. № 57-6I
ИТОГО:		549,3	549,3	549,3	549,3	549,3			
Плот ПСН-6АМ	IIшт	924	924	924	924	924	26,96	+I,6	Грузовая кабина шп. № 49-64
Платформа для сброса плотов	2шт	48	48	48	48	48	28,30	0	Грузовая кабина шп. № 57-6I
Спасательные жилеты	82шт	82	82	82	82	82	8,95	0	Грузовая кабина шп. № I6-I9
Канат спасательный	Iшт	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	8,I7	0	Грузовая кабина шп. № I6
ИТОГО:		I056,2	I056,2	I056,2	I056,2	I056,2			
Плот ПСН-25/30 с АБ-50	3шт	270	270	270	270	270	26,96	+0,3	Грузовая кабина шп. № 49-64
Платформа для сброса плотов	2шт	48	48	48	48	48	28,30	0	Грузовая кабина шп. № 57-6I
Спасательные жилеты	82шт	82	82	82	82	82	8,95	0	Грузовая кабина шп. № I6-I9
Канат спасательный	Iшт	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	8,I7	0	Грузовая кабина шп. № I6
ИТОГО:		402,2	402,2	402,2	402,2	402,2			

Таблица 2

Наименование	Количество	Вес, кг					X, м	$\frac{X}{\%\ CAX}$	Место размещения
		Варианты применения							
		Перевозка колесной и гусеничной техники	Перевозка грузов в морских контейнерах	Перевозка грузов в авиационных контейнерах и поддонах	Перевозка длинномерных и крупногабаритных грузов	Вариант перебазирования			
САНИТАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ									
Система И-II-76	2 к-та	I45	I45	I45	I45	I45	I2,2I	0	Грузовая кабина шп. № 23-24
Станция А-723	I к-т	30	30	30	30	30	7,28	0	Грузовая кабина шп. № I4-I6
Бак для питьевой воды с чехлом	I шт	-	-	-	-	5	7,I5	0	Грузовая кабина шп. № I4
Вода	40 л	-	-	-	-	40	7,I5	0	-"-
Бак для питьевой воды с чехлом	I шт	-	-	-	-	5	25,34	0	Грузовая кабина шп. № 52-53
Вода	40 л	-	-	-	-	40	25,34	0	-"-
Полка для поильников	I шт	-	-	-	-	0,5	7,I5	0	Грузовая кабина шп. № I4
Бачок для слива	2 шт	-	-	-	-	0,3	7,I5	0	-"-
Аптечка	I шт	-	-	-	-	I,I50	9,97	0	Грузовая кабина шп. № I9-20
Полка для поильников	I шт	-	-	-	-	0,5	25,34	0	Грузовая кабина шп. № 52-53
Бачок для слива	I шт	-	-	-	-	0,I50	25,34	0	Грузовая кабина шп. № 52-53
Шкаф электродуховой ШЭД-200М	I шт	-	-	-	-	I2,4	I0,49	0	Грузовая кабина шп. № 20-2I
Электрокипятильник КУ-200	2 шт	-	-	-	-	I3,0	I0,49	0	Грузовая кабина шп. № 20-2I
ИТОГО:		-	-	-	-	II8			
Лежаки экипажа	I к-т	20	20	20	20	20	5,96	0	Кабина экипажа

549/550

28 марта 1984

Приложение 3
5 стр.21/22

ЦЕНТРОВОЧНЫЙ ГРАФИК Ил-76Т(ТД)

Определение эксплуатационного веса и центровки

Наименование	Вес, кг	Центровка %САХ
Вес пустого с-та (из формуляра)	87230	33,9
⊕ Снаряжение	210	-0,3
⊕ Служебная нагрузка	3180	-2,1
⊕ Экипаж	560	-1,5
= ИТОГО: эксплуатационный вес	91180	30,0

Определение допустимого веса груза

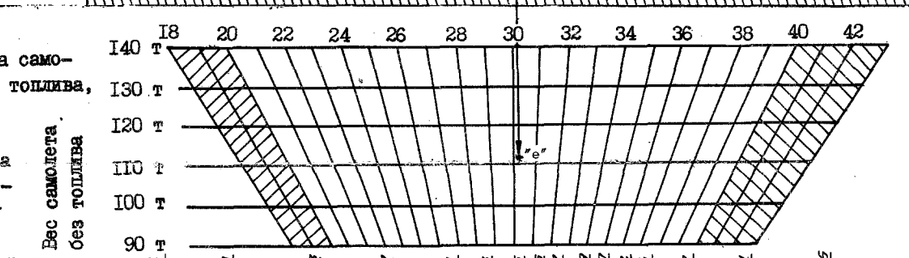
Наименование	Вес, кг
Максимальный допустимый вес самолёта без топлива	138000
− Эксплуатационный вес	91180
= Допустимый вес груза	46820

Определение фактического веса самолёта без топлива

	Фактическая загрузка, кг
Эксплуатационный вес самолёта →	91.180

№ грузов. отсеков и наименование др. грузовых помещен.		Цена делен. и направл. отсчёта	Эксплуатационная центровка самолёта, % САХ → 20 22 24 26 28 30 32 34 36 38 40	Эксплуатационный вес самолёта →	
Багажник № 1	Пер. часть	← 500 кг			
	Зад. часть	← 500 кг			
Грузовая кабина	Отсек №1	← 500 кг			
	№ 2	← 500 кг			
	№ 3	← 500 кг			
	№ 4	← 1000 кг			
	№ 5	← 2000 кг			
	№ 6	← 2000 кг			
	№ 7	← 2000 кг			
	№ 8	← 5000 кг	"в" "б"		10.000
	№ 9	← 10000кг			
	№ 10		на центровку не влияет		
	№ 11	← 10000кг			
	№ 12	← 5000кг	"г" "д"		10.000
	№ 13	← 2500 кг			
	№ 14	← 1000 кг			
	№ 15	← 1000 кг			
Рампа		← 500 кг			
Багажник № 2		← 1000 кг			

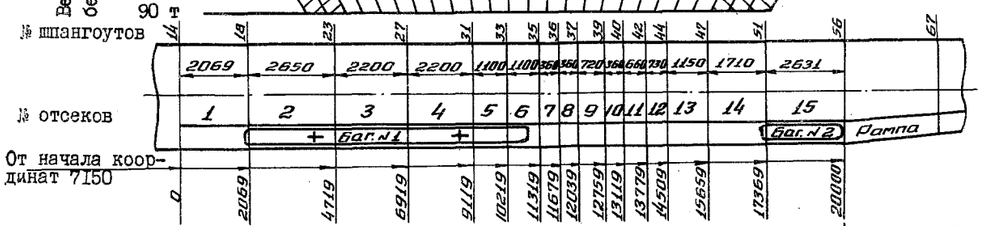
Фактическая загрузка	20.000
ИТОГО: вес самолета б/топлива	111.180



Центровка самолета без топлива, % САХ

Вес самолета без топлива

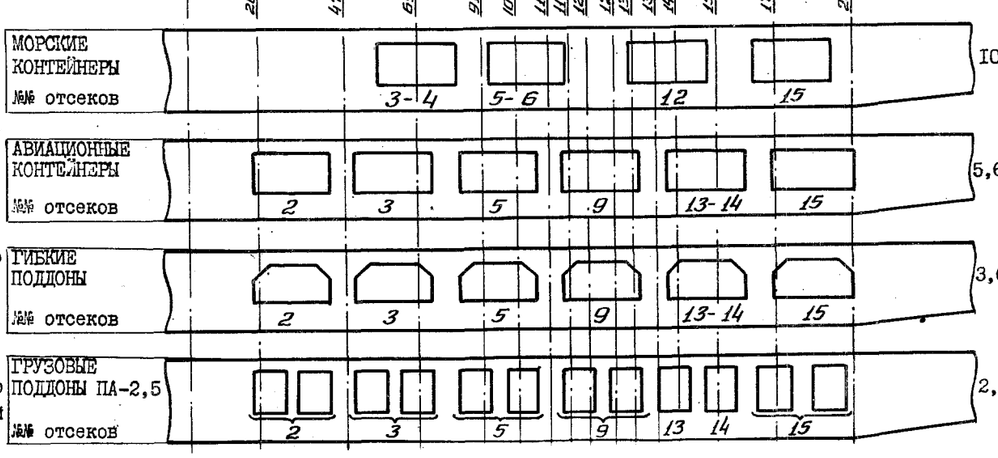
Центровка самолета с топливом определяется по графику 5.5.7.



Максимальный вес, т.

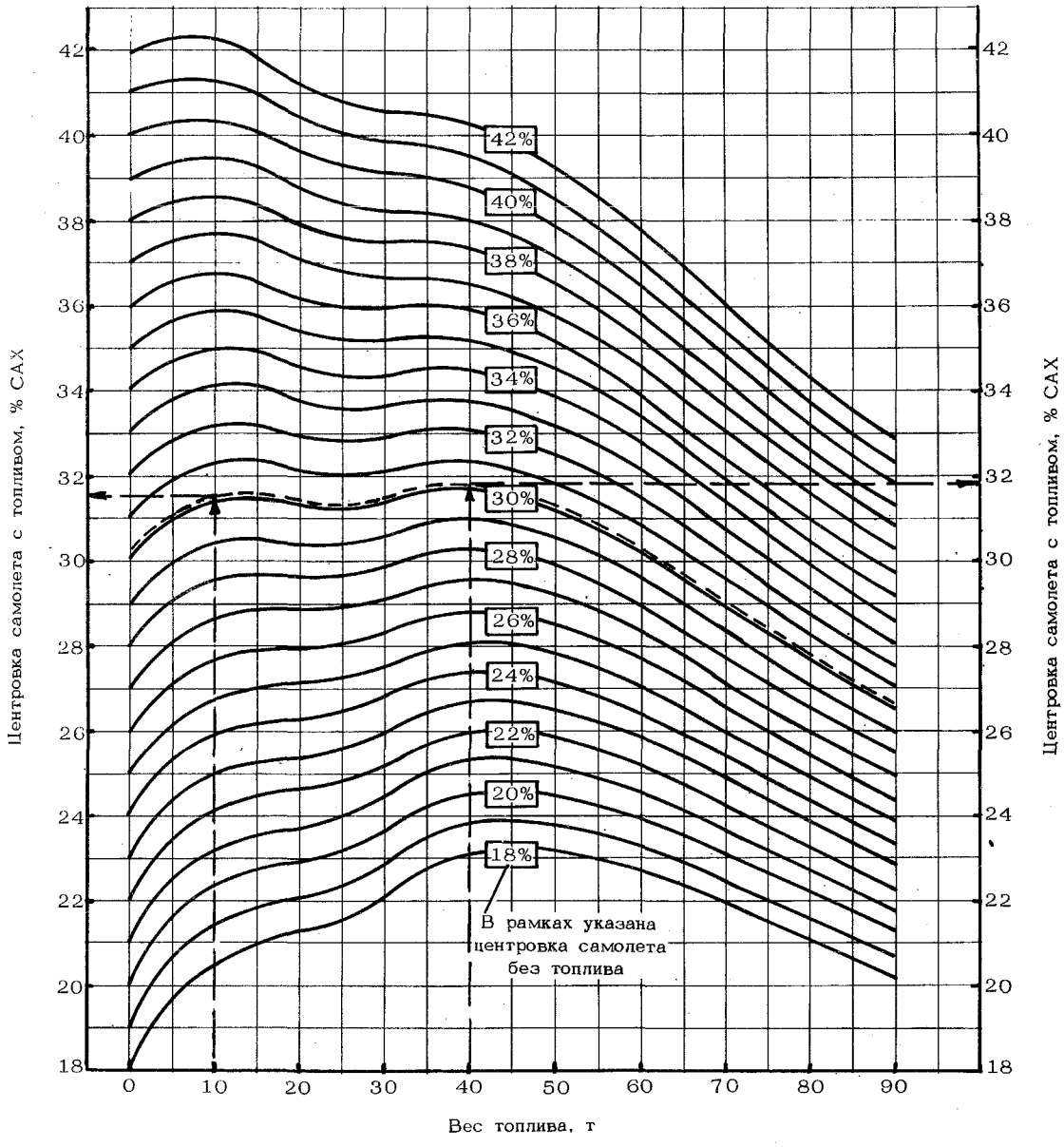
ВНИМАНИЕ!

В тех случаях, когда центр тяжести контейнера или поддона приходится примерно на границу двух отсеков (по схеме отс. 3-4, 5-6, 13-14), вес этого контейнера или поддона следует делить пополам, и каждую половину учитывать отдельно по соответствующей шкале.



5.5.7. Центровочный график с примером расчета полетных центровок

По центровочному графику определяются взлетные и посадочные центровки при различном запасе топлива в зависимости от центровки самолета без топлива.



	Топливо, т	Центровка с топливом, % САХ
Взлет		
Посадка		

Ил-76-ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ И ОТКАЗОВ, С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ЗАВЕРШЕНИЕ РЕЙСА ДО АЭРОПОРТА БАЗИРОВАНИЯ

/554

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 4.

ПЕРЕЧЕНЬ ДОПУСТИМЫХ НЕИСПРАВНОСТЕЙ И ОТКАЗОВ, С КОТОРЫМИ РАЗРЕШАЕТСЯ ЗАВЕРШЕНИЕ РЕЙСА ДО АЭРОПОРТА БАЗИРОВАНИЯ

Общие указания

Перечень допустимых неисправностей и отказов помогает экипажу и наземному инженерно-техническому составу определить возможность вылета самолета по расписанию из промежуточного или конечного аэропорта до аэропорта базирования, обеспечивая безопасность полета.

Вылет самолета с неисправностями или отказами, указанными в настоящем перечне, из аэропорта базирования КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

В случае обнаружения неисправности или отказа, не указанных в настоящем перечне, вылет разрешается только после устранения их в промежуточном (конечном) аэропорту.

Если для устранения неисправности или отказа, указанных в перечне, времени стоянки самолета по расписанию недостаточно или не обеспечены материально-технические условия, разрешается выполнять полет с данной неисправностью или отказом до аэропорта базирования самолета. В этом случае для отправки самолета инженерно-технический состав обязан:

четко определить характер и причину неисправности или отказа;

убедиться в том, что данная неисправность или отказ предусмотрены перечнем;

убедиться в том, что неисправность или отказ не окажут влияния на работу других систем, агрегатов или оборудования;

сообщить командиру корабля о неисправности (отказе) и принятых мерах для выполнения полета.

Экипаж самолета должен убедиться в том, что неисправная система, агрегат или оборудование надежно изолированы или отключены (механически или электрически), проверив соответствующие органы управления, приборы и другие средства.

Окончательное решение о вылете самолета с неисправностью, предусмотренной настоящим перечнем, или задержке рейса принимает командир корабля, руководствуясь анализом фактических или ожидаемых условий полета и других факторов.

Если командиром корабля принято решение о вылете, необходимо произвести записи в бортовом журнале и карте-наряде на техническое обслуживание (за подписями командира корабля и инженера смены) о четком наименовании неисправности или отказа, выполненных работах и принятом решении.

В перечне не приводятся рекомендации экипажу о действиях при обнаружении неисправности в полете. В этом случае необходимо руководствоваться указаниями соответствующих разделов РЛЭ для конкретной системы.

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
Фюзеляж	I. Повреждение обшивки герметичной части фюзеляжа:	
	(а) царапина глубиной до 0,I5 мм на обшивке толщиной I,2 мм	
	(б) царапина глубиной до 0,3 мм на обшивке толщиной I,5–2,4 мм	
	(в) вмятина глубиной до 8 мм и выпуклость высотой до 4 мм протяженностью каждая не менее I30 мм без повреждения элементов каркаса	
	(г) сквозная пробоина длиной не более 200 мм в кабине экипажа или в грузовой кабине в пределах клетки, ограниченной соседними стрингерами	Полет разрешается с включенным отбором воздуха без герметизации кабины, имеющей пробоину
	(д) забоины и задиры глубиной до 0,3 мм, площадью не более I0 мм^2	
	2. Повреждение элементов силового каркаса:	
	(а) стенки герметичных шпангоутов, гермоднищ и гермоперегородок	
	царапина глубиной до 0,I5 мм	
	сквозная пробоина с наибольшим размером не более 200 мм в пределах одной клетки	Полет разрешается с включенным отбором воздуха без герметизации кабины, имеющей пробоину
	(б) пол кабины штурмана	
	царапина глубиной до 0,3 мм	
	сквозная пробоина с наибольшим размером не более 200 мм в пределах одной клетки	Полет разрешается с включенным отбором воздуха без герметизации кабины, имеющей пробоину
	(в) герметичные участки пола грузовой кабины (шпангоуты № I4–I8 и 35–5I), герметичный участок пола рампы (до шпангоута № 67)	
	царапина глубиной до 0,4 мм	
	сквозная пробоина в пределах одной клетки	Полет разрешается с включенным отбором воздуха без герметизации кабины, имеющей пробоину

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	(г) негерметичные участки пола грузовой кабины (шпангоуты № I8-35 и 5I-56), негерметичный участок пола рампы (за шпангоутом № 67) сквозная пробоина в пределах одной клетки	
Двери и люки	Неисправна световая сигнализация незакрытого положения дверей и люков ПРИМЕЧАНИЕ. I. Повреждение внешней обшивки дверей и люков рассматривать как повреждение обшивки фюзеляжа 2. Вмятины глубиной до 8 мм протяженностью до I30 мм на верхнем аварийно-эксплуатационном люке и аварийных выходах не допускаются	Полет разрешается, если все замки на двери или люке с отказавшей сигнализаций закрыты
Остекление	I. Растрескивание внешнего слоя бокового стекла левого пилота. Искрение или отказ нагревательного элемента	Полет разрешается при исправном электрообогреве стекол правого пилота и отсутствии условий обледенения по маршруту, если трещины не мешают обзору. АЗС обогрева неисправного стекла необходимо отключить.
	2. Растрескивание внешнего слоя бокового стекла правого пилота. Искрение или отказ нагревательного элемента	Полет разрешается при исправном электрообогреве стекол левого пилота. АЗС обогрева неисправного стекла необходимо отключить.
	3. Растрескивание внешнего слоя одного или двух лобовых стекол пилотов. Искрение или отказ нагревательного элемента	Полет разрешается. АЗС обогрева неисправных стекол необходимо отключить.
	4. Растрескивание внутреннего слоя одной или двух форточек. Искрение или отказ нагревательного элемента	Полет разрешается. АЗС обогрева неисправных форточек необходимо отключить
	5. Растрескивание внешнего слоя одного или двух стекол штурмана. Искрение или отказ нагревательного элемента	Полет разрешается. АЗС обогрева неисправных стекол необходимо отключить.
	6. Частичное или полное разрушение стекла окна в грузовой кабине	Полет разрешается с включенным отбором воздуха без герметизации грузовой кабины

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	ПРИМЕЧАНИЕ. В полете возможно дальнейшее растрескивание внешнего слоя стекла или внутреннего слоя форточки, при этом общая прочность стекла или форточки не нарушаются	
Крыло	I. Негерметичность топливных баков-отсеков :	
	(а) запотевание-увлажнение площадью не более 5 $см^2$ нижней поверхности баков-отсеков, расположенных в СЧК и ОЧК, без каплеобразования, появляющееся в течение I часа на вытертой насухо поверхности	
	(б) подтек-увлажнение площадью свыше 5 $см^2$, но не более I5 $см^2$ поверхности баков-отсеков, расположенных в СЧК и ОЧК, без каплеобразования, появляющийся в течение I часа на вытертой насухо поверхности	Полет разрешается при отсутствии подтека по переднему лонжерону и нижней поверхности крыла между нервюрами № I0-II и I7-I8
	(в) сильный подтек-увлажнение площадью более I5 $см^2$ нижней поверхности баков-отсеков, расположенных в СЧК и ОЧК, без каплеобразования, появляющийся в течение I часа на вытертой насухо поверхности	Полет разрешается при отсутствии подтека по нижней поверхности крыла между нервюрами № I0-II и I7-I8, по переднему и заднему лонжеронам, нервюрам по оси разъема и внешней торцевой нервюре (№ 3,4,I9,20)
Управление	I. Не стопорятся рули и элероны	Ветер в аэропортах взлета и посадки не должен превышать I0 м/сек. На стоянке рули и элероны стопорите струбцинами
	2. Неисправен ограничитель угла отклонения элеронов	Полет разрешается с выключенным АЗС ограничителя. Действия экипажа см.6.7.II
	3. Неисправен ограничитель угла отклонения РН	Полет разрешается с выключенным АЗС ограничителя. Действия экипажа см.6.7.II.

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	4. Неисправен один из каналов указателей положения закрылков (предкрылков, РВ или спойлеров)	Пользуйтесь показаниями второй стрелки. Перед полетом убедитесь в том, что закрылки (предкрылки, спойлеры в тормозном режиме или РВ) с обеих сторон отклоняются одинаково. Отклонение закрылков и предкрылков проверяйте также по табло "Отклонен лев.", "Отклонен прав."
	5. Неисправен один из каналов индикации положения стабилизатора	Установку стабилизатора на расчетный угол перед выруливанием контролируйте по показаниям стрелки исправного канала индикатора и по меткам на киле (по докладу наземного персонала).
	6. Неисправна одна АРМ в канале управления РВ	Полет разрешается. Переключатель неисправной АРМ необходимо установить в положение безбустерного управления
	7. Неисправна одна АРМ в канале управления РН	Полет разрешается. Переключатель неисправной АРМ необходимо установить в положение безбустерного управления, переключатель демпферов - установить в положение исправной АРМ
	8. Неисправна АРМ в канале управления элеронов	Полет разрешается. Переключатель неисправной АРМ необходимо установить в положение безбустерного управления, демпфер крена - отключить. Для снятия усилий со штурвала необходимо использовать триммеры элеронов
	9. Неисправен один механизм триммерного эффекта в канале управления РВ	Полет разрешается. АЗС неисправного механизма необходимо отключить При отказе механизма триммерного эффекта в промежуточном или крайнем положении необходимо установить колонку штурвала в нейтральное положение при помощи исправного механизма.

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
		Балансировку самолета в полете необходимо производить стабилизатором. При отказе механизма триммерного эффекта в положение на кабрирование необходимо иметь в виду, что в полете на скоростях более 530 км/ч усилия со штурвала при помощи исправного механизма могут не сняться.
	I0. Неисправен механизм триммерного эффекта по одному из каналов управления РН или элеронов	Полет разрешается. АЗС неисправного механизма необходимо отключить. Неисправный механизм триммерного эффекта должен находиться в положении, близком к нейтральному. В полете при ручном управлении балансировку самолета необходимо осуществлять с использованием исправного механизма (элеронов или РН) созданием соответствующих углов скольжения и крена.
	II. Неисправен один из триммеров (в каналах РВ, РН или элеронов)	Полет разрешается. АЗС неисправного триммера необходимо отключить. Неисправный триммер должен находиться в нейтральном положении
	I2. Неисправен один из АРУ в канале управления РВ	Полет разрешается. АЗС неисправного АРУ необходимо отключить. а) При отказе АРУ в положении, близком к минимальной загрузке, необходимо учитывать, что на больших скоростях полета потребные усилия на штурвале уменьшаются б) При отказе АРУ в положении промежуточной или максимальной загрузки необходимо исправный АРУ установить в положение, соответствующее скорости 500км/ч (после создания разрежения в камере статического давления, соответствующего указанной скорости, отключить АЗС исправного АРУ).

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
		Перед взлетом необходимо отключить загрузочное устройство неисправного АРУ. В полете на скорости более 400 км/ч загрузочное устройство неисправного АРУ необходимо включить, на скорости менее 400 км/ч – выключить.
	I3. Неисправен обогрев подъемника стабилизатора	Полет разрешается. Высота полета, по возможности, должна выбираться из условия обеспечения температуры наружного воздуха не ниже $-50^{\circ}C$.
Шасси	I. Наволакивание масла АМГ-I0 на штоки амортизаторов носовой и главных ног шасси	Подтекание АМГ-I0 не допускается
	2. Механические повреждения (проколы, порезы, частичный износ протектора) одной или двух шин колес каждой главной ноги шасси	Полет разрешается, если повреждения проникли не далее третьего слоя корда протектора шин
	3. Механические повреждения (проколы, порезы, частичный износ протектора) одной из шин колес носовой ноги шасси	Полет разрешается, если повреждения проникли не далее второго слоя корда протектора шин
	4. Аварийный выпуск шасси	Разрешается перегон самолета с выпущенным шасси
	5. Неисправен один из электрических указателей шасси	Полет разрешается при исправной световой сигнализации
	6. Выплавление двух термосвидетелей на одном колесе	Полет разрешается.

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
Высотное оборудование	I. Не работает заслонка из комплекта ограничителя расхода воздуха (ОРВ) одного двигателя	Полет разрешается, если есть отбор воздуха от остальных трех двигателей. Отбор воздуха от двигателя неисправной подсистемы отключите
	2. Неисправен регулятор избыточного давления (РИД) одного двигателя	Полет разрешается, если есть отбор воздуха от остальных трех двигателей. Отбор воздуха от двигателя неисправной подсистемы отключите заслонкой отбора
	3. Неисправен один или два регулятора температуры в магистралях горячего воздуха	Полет разрешается, если ручная регулировка температуры воздуха в системе работает нормально
	4. Неисправен один или два регулятора температуры в магистралях холодного воздуха	Полет разрешается, если ручная регулировка температуры воздуха в системе работает нормально
	5. Неисправен регулятор температуры воздуха в кабине экипажа или в грузовой кабине	Полет разрешается, если ручная регулировка температуры воздуха в кабинах работает нормально
	6. Неисправны указатели температуры воздуха в кабинах	Полет разрешается, если исправны соответствующие указатели температуры воздуха в коробах
	7. Неисправны указатели температуры воздуха в коробах	Полет разрешается, если исправны соответствующие указатели температуры воздуха в кабинах
	8. Неисправен электромагнитный клапан включения обогрева ВСУ	
	9. Подтекание (капельное) масла из маслосистемы турбохолодильников охлаждения воздуха в СКВ	Полет разрешается при количестве масла в бачке турбохолодильника не ниже средней риски по масломерному стеклу
	I0. Отказ одного турбохолодильника охлаждения воздуха в СКВ	Полет разрешается при исправных системах регулирования температуры

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	II. Неисправен один регулятор расхода воздуха (АРВП)	Полет разрешается, если ручная регулировка расхода воздуха исправна
	I2. Неисправны сигнализаторы опасной температуры воздуха	Полет разрешается, если ручное включение продува ВВР от второго контура двигателя работает нормально
	I3. Отказ в открытом положении одной или двух заслонок продува ВВР от второго контура двигателей	
	I4. Неисправен ОРВ, расход воздуха в системе ниже нормы, не включается табло "Макс.режим"	
	I5. Отказ одного командного прибора (основного или дублирующего) в системе САРД	Полет разрешается при исправном втором командном приборе
	I6. Отказ одного выпускного клапана в открытом положении в одной кабине	Полет разрешается на высоте, при которой "высота" в кабине не более 3000 м. Подачу воздуха производите от двух полусистем кондиционирования
	I7. Отказ одного предохранительного клапана в закрытом положении в одной кабине	Полет разрешается при нормальной работе выпускных клапанов и повышенном контроле перепада давления
	I8. Отказ одного предохранительного клапана в открытом положении в одной кабине	Полет разрешается на высоте, при которой "высота" в кабине не более 3000 м. Подачу воздуха в кабину производите от обеих полусистем кондиционирования
	I9. Отказ кабинного вариометра	Полет разрешается при повышенном контроле "высоты" в кабине
Противообледенительная система и стеклоочистители	I. Неисправны стеклоочистители правого пилота	Полет разрешается, если исправны стеклоочистители левого пилота
	2. Неисправен сигнализатор обледенения одного двигателя	Полет разрешается при исправном сигнализаторе обледенения самолета и исправных сигнализаторах обледенения не менее чем трех двигателей

ВРЕМЕННОЕ ИЗМЕНЕНИЕ № 115 (Пр.4)
РЛЭ-76Т(ТД)

Разместить лицевой стороной к Приложению 4. Стр. 7

По вопросу: Внесения в "Перечень допустимых неисправностей и отказов, с которыми разрешается завершение рейса до аэропорта базирования" раздела гидросистемы.

Основание: Служебные записки 7601-914-251 и 7601-746-163.

Проведение изменения: После п.4 (Топливная система) поместить текст соответственно графам:

Гидросистема	Разрушение гидронасоса НП89Д без потери внешней герметичности	Полет разрешается после снятия шлицевой втулки привода и установки отказавшего насоса на место, удаления стружки из фильтра 8Д2.966.018-2 в линии нагнетания и из дросселя НУ-5810-40М1 разрушившегося насоса, проверки герметичности монтажа и проверки исправности смежного насоса в этой же гидросистеме."

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	3. Неисправен указатель температуры воздуха в крыле	Полет разрешается при исправной световой сигнализации работы противообледенителей крыла
	4. Неисправен сигнализатор обледенения самолета ИСО-I6	Полет разрешается при исправных сигнализаторах обледенения двигателей
Противопожарная система	Не работает система сигнализации о появлении дыма в грузовой кабине	Полет разрешается при повышенном контроле за состоянием груза в грузовой кабине
Топливная система	I. Неисправен главный (или внутрибаковый)кран заправки	Полет разрешается при отсутствии подтекания топлива из крана. Заправку производите через заливные горловины
	2. Неисправен один насос подкачки	Неисправный насос отключите
	3. Неисправен один насос перекачки в одном из резервных или дополнительных баков	Неисправный насос отключите
	4. Завышение (занижение) показаний топливомера	Полет разрешается при исправном расходомере. Перед заправкой слейте остатки топлива от предыдущего полета. Заправку контролируйте по литромеру топливозаправщика с учетом его погрешностей
Электроснабжение	I. Неисправен один генератор двигателя	Полет разрешается с выключенным отказавшим генератором. При механической неисправности генератора и его привода их необходимо заменить
	2. Один генератор двигателя не включается на параллельную работу	Полет разрешается при раздельной работе генераторов соответствующего борта
	3. Неисправно выпрямительное устройство ВУ-6А	Полет разрешается. Неисправное ВУ-6А необходимо отключить.
Светотехническое оборудование	I. Неисправны габаритные огни	
	2. Неисправен один бортовой аэронавигационный огонь	Полет разрешается в дневное время
	3. Неисправен один светильник импульсного маяка	Полет разрешается в дневное время
	4. Неисправна одна посадочно-рулежная фара	Полет разрешается в дневное время

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	5. Не включается освещение грузовой кабины	Полет разрешается при исправном дежурном освещении
	6. Не включается плафон освещения кабины экипажа	
	7. Не включается освещение служебных и бытовых помещений	
Приборные панели и системы регистрации	I. Неисправны часы	
	2. Неисправно изделие ДП-3	
	3. Неисправен самописец КЗ-63	Полет разрешается при исправной МСРП
	4. Неисправен дополнительный лентопротяжный механизм самописца МСРП	Полет разрешается, если исправен основной лентопротяжный механизм (в контейнере)
Пилотажно-навигационное оборудование	I. Неисправен один из вариометров	
	2. Неисправен указатель температуры наружного воздуха	
	3. Неисправен один из указателей числа М	Полет разрешается, если исправен другой указатель числаМ
	4. Неисправен один из указателей скорости КУС-730/II000	Полет разрешается при исправных других указателях КУС-730/II000, включая указатель КВС
	5. Неисправен один из указателей системы СВС	Полет разрешается, если исправны остальные барометрические приборы и УВИД
	6. Неисправен высотомер ВМ-I5	Полет разрешается при исправных СВС, УВИД и радиовысотомере
	7. Неисправен высотомер УВО	Полет разрешается при исправных ВМ-I5, СВС, ответчике СОМ-64 и радиовысотомере
	8. Неисправен один комплект АУАСП	Полет разрешается
	9. Неисправен один указатель ЭУП-53	Полет разрешается
	I0. Неисправен один комплект системы И-II-76 (для самолетов, оборудованных системой "Омега" и двумя комплектами И-II-76)	Полет разрешается при исправных системах "Купол" и"Омега". Продолжительность полета в зоне MNPS должна быть не более 5 ч.
		При полетах в системе зональной навигации *BRNAV* в Европейском регионе должны быть исправны все установленные на самолете комплекты инерциальных систем И-II-76(И-2I)"
	II. Неисправна система "ОМЕГА"(для самолетов, оборудованных двумя комплектами И-II-76)	Полет разрешается при исправных системах "Купол" и двух комплектах И-II-76. Продолжительность полета в зоне MNPS должна быть не более 5 ч.
Система автоматического управления	I. Неисправна САУ	Полет разрешается, если неисправность САУ не влияет на работу указателей курса, крена и тангажа. Продолжительность полета не более 3 часов
	2. Неисправна аппаратура, обеспечивающая директорный режим захода на посадку	Полет разрешается,если неисправности аппаратуры не влияют на работу указателей курса, крена и тангажа. При этом посадочный минимум должен быть выше

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	3. Неисправен один указатель курса НПП	Полет разрешается, если исправен второй НПП
	4. Неисправен демпфер крена или один демпфер рыскания	Полет разрешается с отключенным демпфером рыскания (демпфером крена)
	5. Неисправна контрольная ЦГВ	Полет разрешается по правилам ПВП
Радиосвязное оборудование	I. Неисправна аппаратура громкоговорящего оповещения	
	2. Неисправно переговорное устройство для технического обслуживания на земле	Полет разрешается, если исправна одна из точек СПУ в районе носовой ноги или центроплана
	3. Неисправна одна УКВ радиостанция	Полет разрешается, если исправна другая УКВ радиостанция
	4. Неисправна одна КВ радиостанция	Полет разрешается, если исправна другая КВ радиостанция
	5. Неисправен один комплект самолетного магнитофона	Полет разрешается, если исправен один из аппаратов записи. Продолжительность полета определяется запасом звуконосителя, но не должна превышать 5 час при полностью заправленной звуконосителем ведомой кассете
	6. Неисправен один статический разрядник (только в местах установки нескольких разрядников)	
Радионавигационное оборудование	I. Неисправен один комплект радиовысотомера	Полет разрешается при исправных барометрических высотомерах и другом комплекте радиовысотомера
	2. Неисправен один комплект радиокомпаса	Полет разрешается при исправном другом комплекте радиокомпаса
	3. Неисправна система ближней навигации и посадки РСБН	Полет разрешается при исправном остальном радионавигационном оборудовании и при визуальном заходе на посадку в аэропортах, оборудованных радиомаяками ПРМГ-4, ПРМГ-4М

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
	4. Неисправен допплеровский измеритель угла сноса и скорости ДИСС	Полет разрешается по оборудованным трассам над сушей, при исправном остальном радиотехническом оборудовании
	5. Неисправен полукомплект системы Курс-МП	Полет разрешается при исправном другом полукомплекте Курс-МП и визуальном заходе на посадку в аэропортах, оборудованных радиомаяками СП-50М, ILS При полетах в системе зональной навигации BRNAV в Европейском регионе должны быть исправны каналы VOR обоих полукомплектов.
	6. Неисправен самолетный дальномер	Полет разрешается при исправной системе РСБН. При полетах в системе зональной навигации BRNAV в Европейском регионе должны быть исправны оба комплекта дальномера (ДМЕ).
	7. Не работает ответчик СОМ-64	Полет разрешается при согласовании вылета со службой движения
	8. Неисправен УНК КПИД-76	Полет разрешается при исправном пилотажно-навигационном и радионавигационном оборудовании
	9. Неисправна радиолокационная станция РЛС-П	Полет разрешается при исправных РЛС-Н и радионавигационном оборудовании при полете по трассам, оборудованным маяками РСБН
	10. Неисправна радиолокационная станция РЛС-Н	Полет разрешается при отсутствии прогнозированных очагов грозовой деятельности по маршруту полета при согласовании со службой движения
	11. Неисправно изделие "023М"	Полет разрешается при согласовании вылета со службой движения
	12. Неисправен ответчик СО-70	Полет разрешается при согласовании вылета со службой движения.

Система, оборудование, агрегат	Неисправность (отказ)	Дополнительные условия
Силовая установка	I. Неисправен расходомер одного двигателя	Полет разрешается. Расход топлива необходимо контролировать по топливомеру
	2. Неисправен масломер одного двигателя	Полет разрешается. Перед вылетом необходимо замерить количество масла в баке мерной линейкой, работу маслосистемы контролировать по давлению и температуре масла
	3. Неисправен регулятор ВПРТ одного двигателя	Полет разрешается, если при отключенном ВПРТ отсутствуют раскачка оборотов и колебание температуры газов за турбиной или самопроизвольное падение оборотов до НАР. Перед вылетом необходимо отключить неисправный ВПРТ, в полете усилить контроль за температурой газов за турбиной данного двигателя
В С У	I. Не работает ВСУ	Полет разрешается при отсутствии неисправностей системы электроснабжения
Бытовое оборудование	I. Течь воды из крана умывальника в туалетной комнате	Полет разрешается
	2. Не работает насос смыва унитаза	Полет разрешается
	3. Неисправен обогрев сливного насадка	Полет разрешается
	4. Неисправны электрокипятильники в грузовой или пилотской кабинах	Полет разрешается
	5. Неисправен духовой шкаф	Полет разрешается
	6. Неисправна электроплитка	Полет разрешается

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 5

ПЕРЕГОН САМОЛЕТА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

При перегоне самолета с одним неработающим двигателем ограничения, летные процедуры и летные характеристики, приведенные в настоящем Приложении, заменяют соответствующие указания, содержащиеся в РЛЭ. Не оговоренные в Приложении ограничения, летные процедуры и летные характеристики действительны и для этого полета.

2. ОГРАНИЧЕНИЯ

2.I. Ограничения по весу

Максимальный взлетный вес ограничивается:

градиентом скороподъемности из условий безопасного набора высоты при двух работающих двигателях;

располагаемой взлетной дистанцией;

располагаемой посадочной дистанцией аэродрома назначения.

2.2. Конфигурация самолета

Положение закрылков и предкрылков при взлете и на посадке:

Этап полета	Положение предкрылков, град	Положение закрылков, град
Взлет с бетонной ВПП Взлет с грунтовой ВПП при весе менее I20 т	I4	30
Посадка	25	30

2.3. Ограничения по силовой установке

Неисправный двигатель должен быть закрыт специальными заглушками. Отбор воздуха от работающих двигателей должен быть выключен до завершения конечного участка набора высоты при взлете (до высоты круга).

2.4. Прочие ограничения

На борту самолета разрешается находиться только экипажу в минимальном составе (см.РЛЭ, разд.2).

Взлет необходимо выполнять днем, в хороших погодных условиях на аэродромах взлета и посадки, с сухой ВПП и при боковой составляющей скорости ветра (со стороны неработающего двигателя) не более 5 м/сек.

Запрещается выполнять взлет, если первоначальный набор высоты происходит над густонаселенной местностью.

При полете по маршруту не входит в зону возможного обледенения.

Все основное оборудование и все самолетные системы (кроме тех, что связаны с неработающим двигателем) должны работать.

Скорость и высота полета при перегоне должны соответствовать характеристикам крейсирования с одним неработающим двигателем в пределах ограничений, установленных для самолета (см. РЛЭ, разд. 2, 3 и 5). До запасных аэродромов должно быть не более 2 час полета (на крейсерской скорости в штилевых условиях).

3. ОСОБЕННОСТИ ВЗЛЕТА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

3.1. Взлет с неработающим внешним двигателем

(а) Установите самолет по оси ВПП и удерживайте на месте затормаживанием колес шасси.

(б) Переведите внутренние двигатели на взлетный режим. Штурвальная колонка должна быть отклонена полностью от себя.

(в) Отклоните РН в сторону работающего внешнего двигателя и плавно отпустите тормоза. После страгивания самолета, в процессе разбега, плавно переместите РУД этого двигателя с малого газа во взлетное положение, координируя отклонение РН и режим работающего внешнего двигателя для выдерживания направления разбега во избежание заметного юза колес носовой ноги шасси.

(г) Произведите взлет.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ПРИ ВЗЛЕТЕ С ТРЕМЯ РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ СКОРОСТЬ $V_1 = V_R$ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ИЗ ТРЕХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА СКОРОСТИ МЕНЕЕ V_R ПРЕКРАТИТЕ ВЗЛЕТ.

3.2. Взлет с неработающим внутренним двигателем

Действия при взлете в этом случае аналогичны действиям, указанным в п.(I). Отличие состоит в том, что необходимо перевести на взлетный режим внешние двигатели, а затем работающий внутренний двигатель.

4. ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Посадку выполняйте в соответствии с указаниями, изложенными в РЛЭ, п.3.I.3, закрылки должны быть выпущены на 30^0, предкрылки на 25^0.

Скорость планирования по глиссаде указана в РЛЭ, п.3.6.2 для конфигурации 30/I4°.

Уход на второй круг с одним неработающим двигателем выполняйте, как указано в РЛЭ, п.3.I.4.

5. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.I. Скорости на взлете

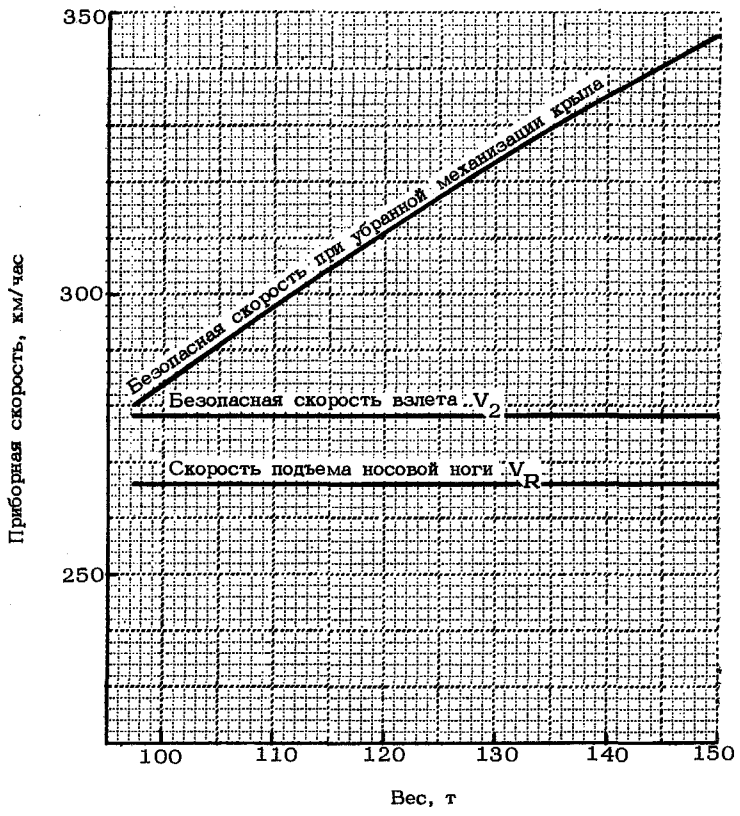
В основу приведенных ниже летных характеристик положено требование обеспечения надлежащего уровня безопасности при выполнении взлета с тремя работающими двигателями и в случае отказа одного из них при продолженном взлете.

Минимальные эволютивные скорости на земле V_{MCG} и при наборе высоты после взлета V_{MCA} с двумя неработающими двигателями, расположенными с одной стороны, при перегоне самолета равны 250 км/час.

На фиг.I приведены скорости подъема носовой ноги V_R и безопасная скорость взлета V_2 на высоте I0 м.

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ

Закрылки 30°
Предкрылки 14°



фиг.1

При взлете в спокойной атмосфере эти скорости составляют (не менее):

$v_R \geqslant 1{,}05 \quad v_{MCA}$ или $1{,}1 v_S$;

$v_2 \geqslant 1{,}1 \quad v_{MCA}$ или $1{,}2 v_S$.

При взлете в турбулентной атмосфере эти скорости должны быть увеличены на 10-15 км/час.

5.2. Взлетные характеристики

5.2.1. Максимальный взлетный вес

Максимальный взлетный вес самолета в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха ограничивается градиентом скороподъемности по требованиям к безопасному набору высоты при отказе одного из трех работающих двигателей (фиг.2 и 3).

ВНИМАНИЕ! МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС САМОЛЕТА, ОПРЕДЕЛЯЕМЫЙ ПО НОМОГРАММЕ, СЛЕДУЕТ ПРОВЕРИТЬ ПО РАСПОЛАГАЕМОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ.

Условия, принятые при построении номограмм:

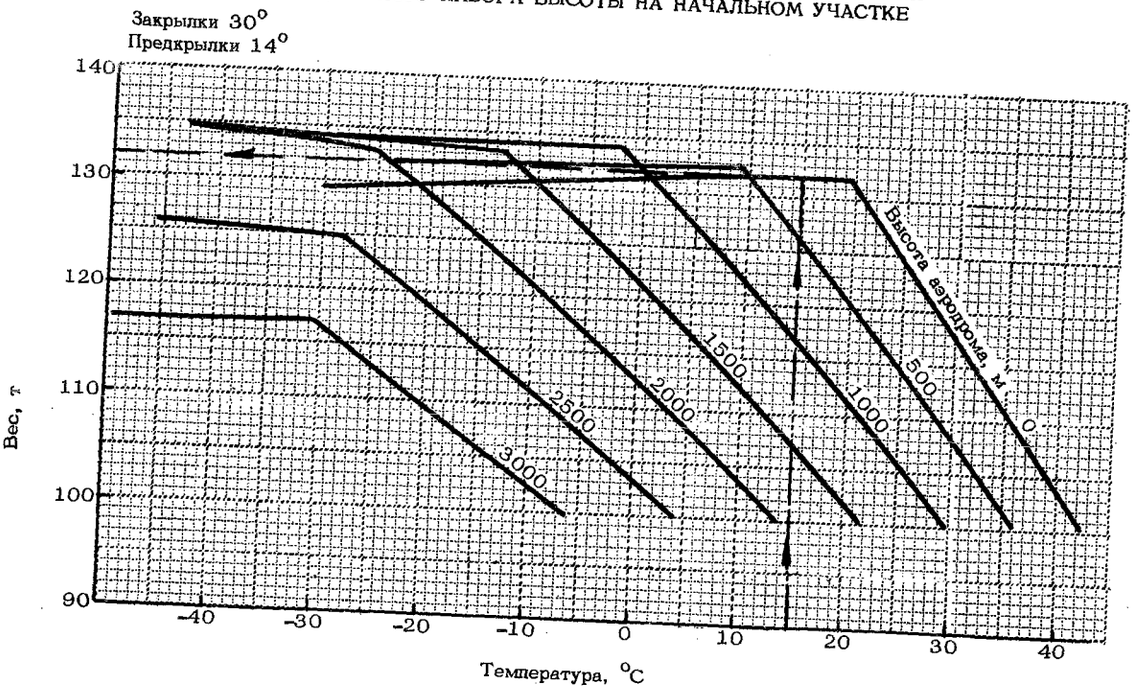
Потребный градиент скороподъемности, %:

механизация крыла во взлетном положении	2,7
механизация крыла убрана	1

Режим работы двигателей:

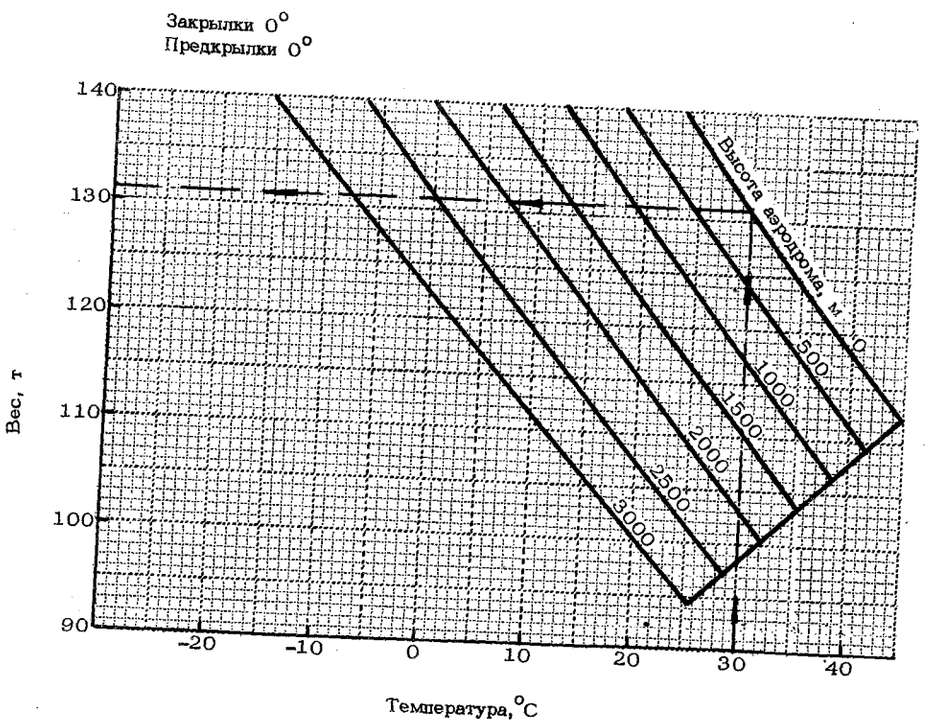
механизация крыла во взлетном положении	Два двигателя - на взлетном режиме
механизация крыла убрана	Два двигателя - на номинальном режиме
Отбор воздуха от двигателей	Выключен
Шасси	Убрано
Положение механизации крыла	См. номограммы
Скорость	Безопасная, соответствующая положению механизации крыла и весу самолета (см. фиг. 1)

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ



фиг.2

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ИЗ УСЛОВИЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ



фиг.3

5.2.2. Потребная дистанция прерванного взлета

На фиг.4 в зависимости от температуры воздуха, высоты аэродрома и взлетного веса самолета приведена потребная взлетная дистанция прерванного взлета.

Условия, принятые при построении номограммы:

Скорость принятия решения V_1	Равна скорости V_R
Режим работы двигателей	Взлетный, один (отказавший) двигатель выключен на разбеге
Отбор воздуха от двигателей	Выключен
ВПП	Сухой бетон
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении (см. номограмму)

5.2.3. Градиент набора высоты при взлете

Представленные номограммы (фиг.5 и 6) позволяют определить полные градиенты набора высоты в заданной конфигурации при продолженном взлете с двумя неработающими двигателями.

Условия, принятые при построении номограммы для определения полного градиента набора высоты при выпущенной механизации крыла:

Режим работы двигателей	Два двигателя - на взлетном режиме
Отбор воздуха от двигателей	Выключен
Шасси	Убрано
Закрылки, предкрылки	Во взлетном положении (см. номограмму)
Скорость	Безопасная, соответствующая положению механизации крыла и весу самолета (см. фиг.I)

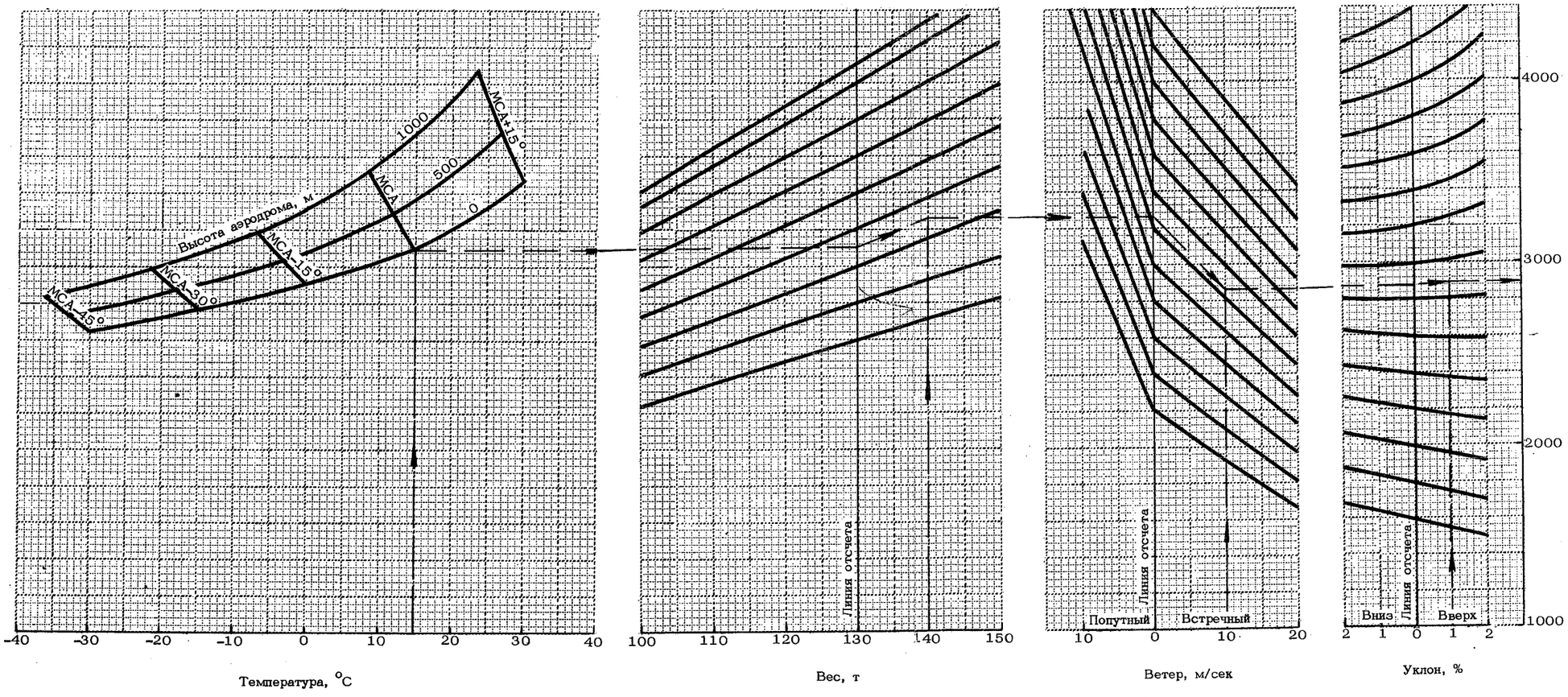
Условия, принятые при построении номограммы для определения полного градиента набора высоты при убранной механизации крыла:

Режим работы двигателей	Два двигателя - на номинальном режиме
Отбор воздуха от двигателей	Выключен
Шасси	Убрано
Скорость	Безопасная при убранной механизации крыла, соответствующая весу самолета (см. фиг.I)

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

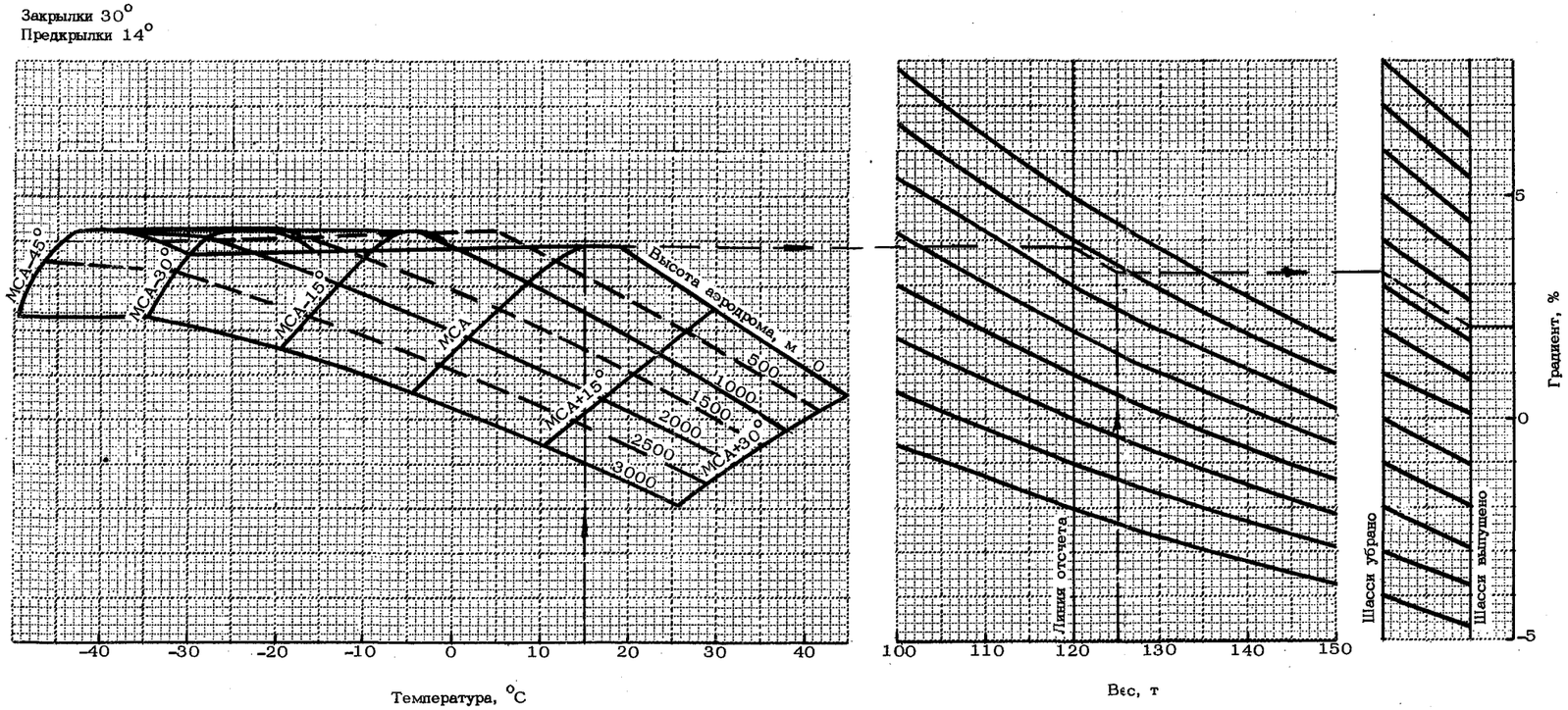
ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Все три двигателя работают
ВПП – сухой бетон



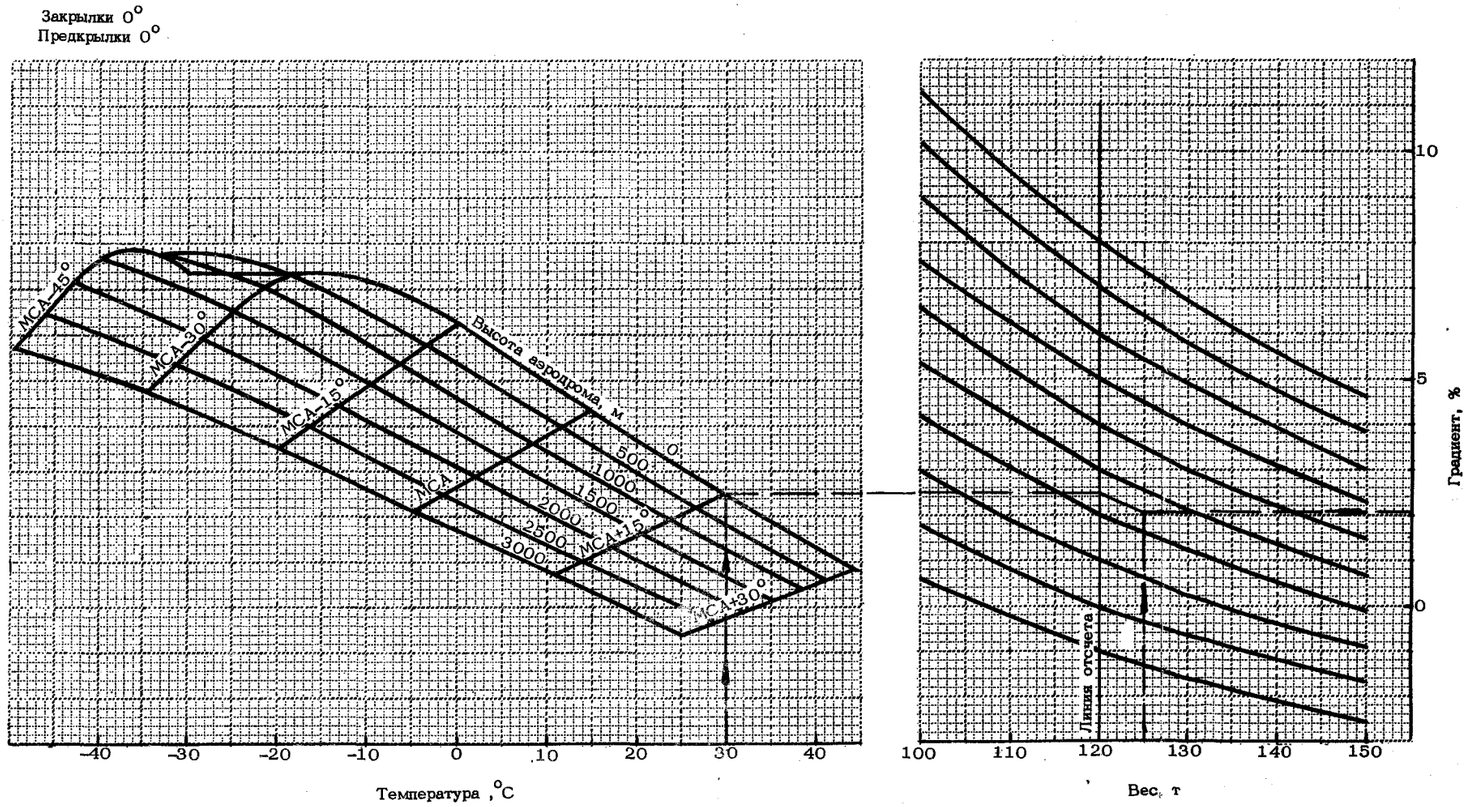
фиг.4

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ



фиг.5

ПОЛНЫЙ ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ



фиг.6

5.2.4. Взлетная дистанция

Представленные номограммы (фиг.7 и 8) позволяют определить потребную длину разбега и потребную дистанцию взлета при трех работающих двигателях.

Принимается, что:

$L_{потр.разб.} = 1{,}15 (L_{разб.} + 0{,}5 L_{н.в.})$;

$L_{потр.дист.} = 1{,}15 L_{дист.норм}$,

где $L_{потр.разб.}$ - потребная длина разбега;

$L_{разб.}$ - длина разбега;

$L_{н.в.}$ - дистанция набора высоты 10,5;

$L_{потр.дист.}$ - потребная дистанция взлета;

$L_{дист.норм.}$ - дистанция нормального взлета.

Условия, принятые при построении номограмм потребной длины разбега (фиг.7) и потребной дистанции взлета (фиг.8):

Режим работы двигателей	Три двигателя - на взлетном режиме
Отбор воздуха от двигателей	Выключен
Закрылки, предкрылки	Во взлетном положении (см. номограммы)
Шасси	Выпущено
ВПП	Сухой бетон

5.2.5. Потребная дистанция прерванного взлета и потребная длина разбега самолета с грунтовых ВПП

Для определения потребной дистанции прерванного взлета самолета с грунтовых ВПП необходимо предварительно найти потребную дистанцию прерванного взлета с сухой бетонной ВПП (см.фиг.4) и затем в найденную величину ввести поправку для грунтовых ВПП в зависимости от прочности грунта ВПП (см.фиг.9).

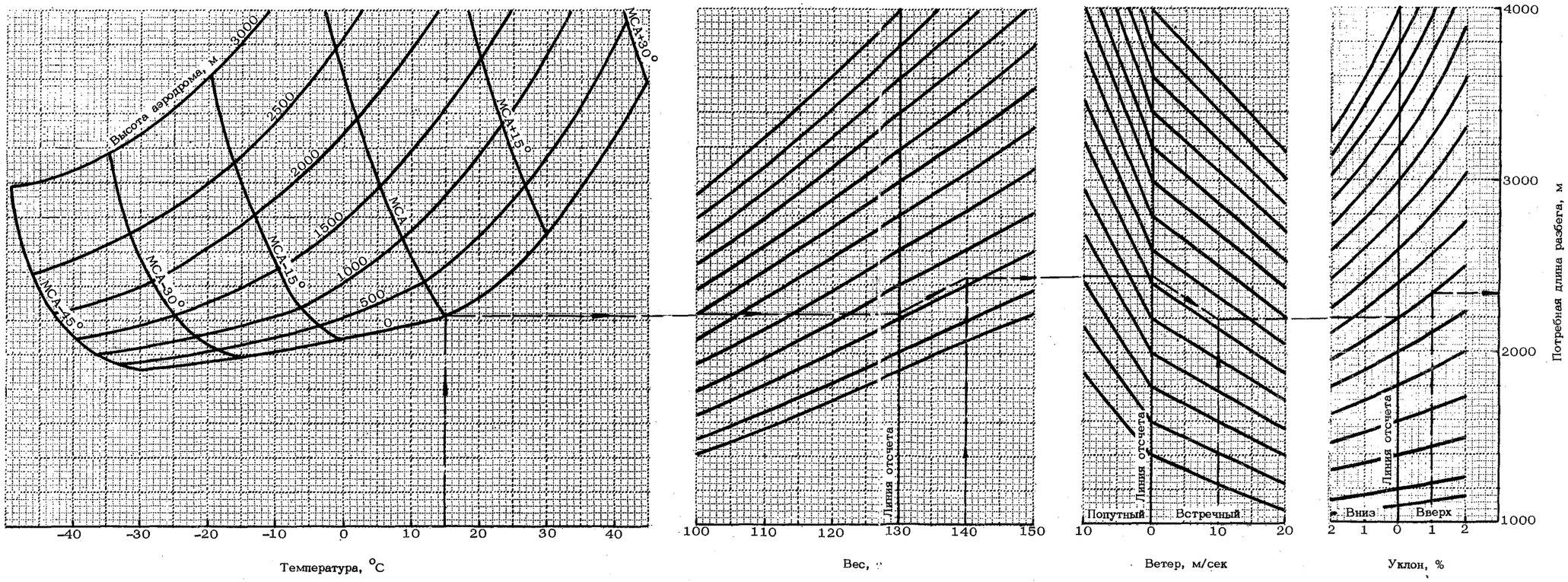
Потребная длина разбега с грунтовых ВПП определяется аналогично: предварительно находится потребная длина разбега на сухой бетонной ВПП (см.фиг.7) и затем в найденную величину вводится поправка для грунтовых ВПП (см.фиг.10).

5.3. Крейсерские характеристики

Характеристики при наборе высоты, максимальная высота полета и расход топлива на крейсерских режимах при полете с одним неработающим двигателем указаны в РЛЭ, пп.5.5.2 и 5.5.4.

ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА

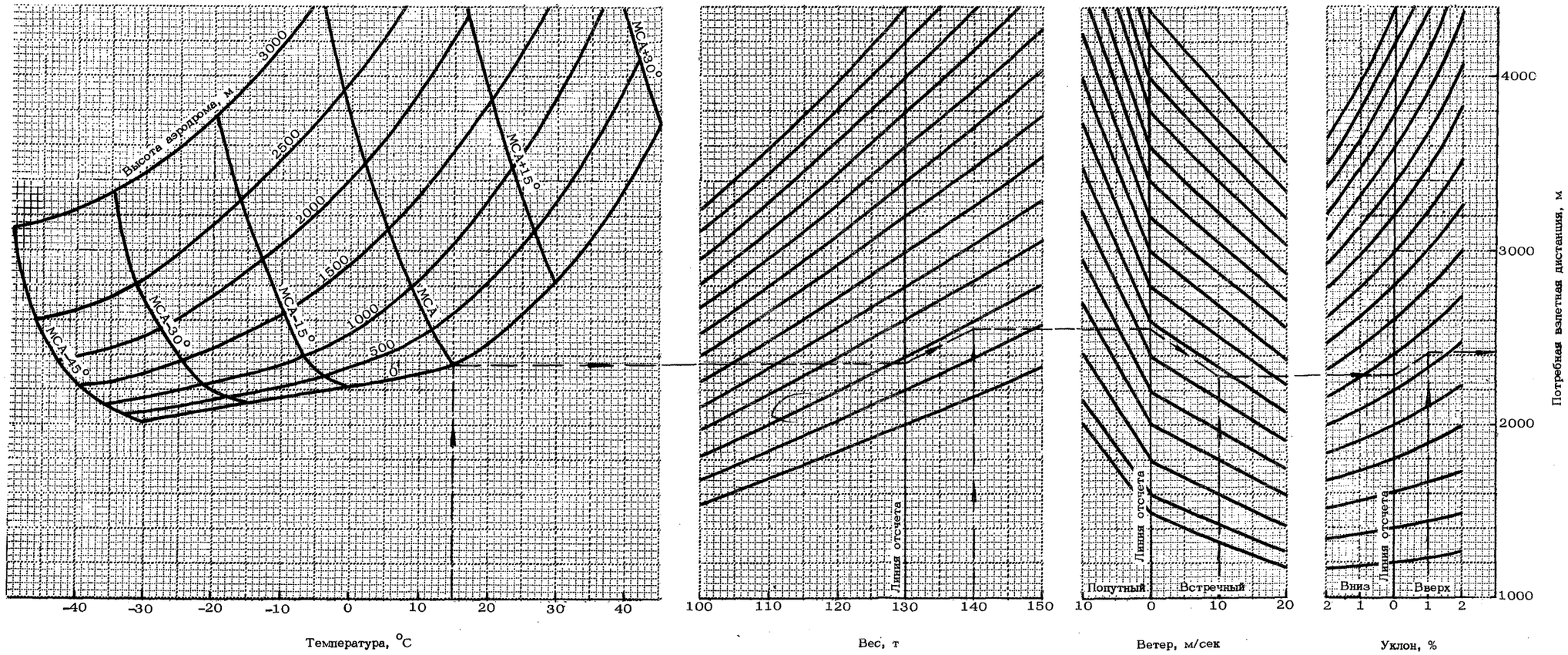
Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Работают три двигателя на взлетном режиме
ВПП – сухой бетон



фиг.7

ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

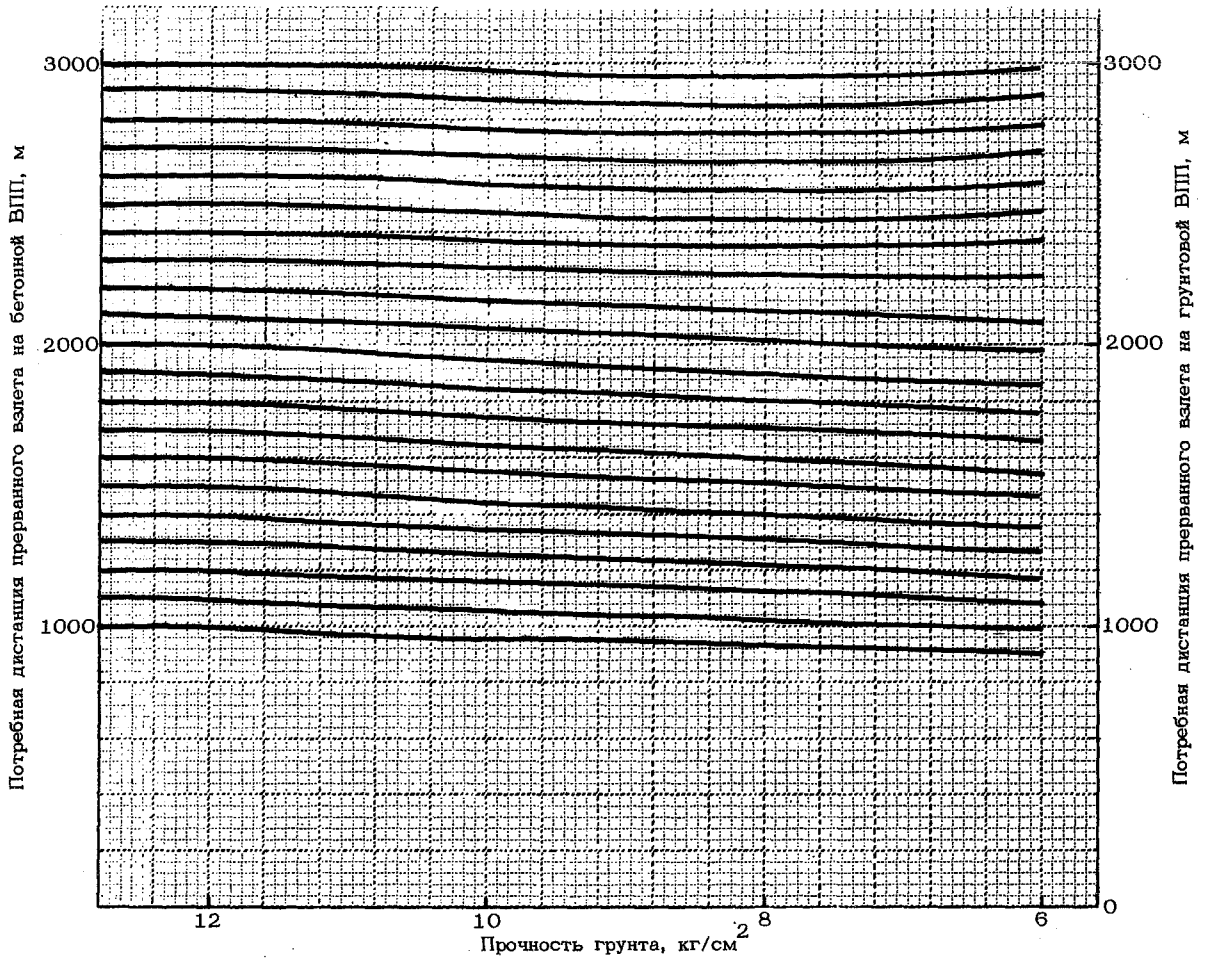
Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Работают три двигателя на взлетном режиме
ВПП – сухой бетон



фиг.8

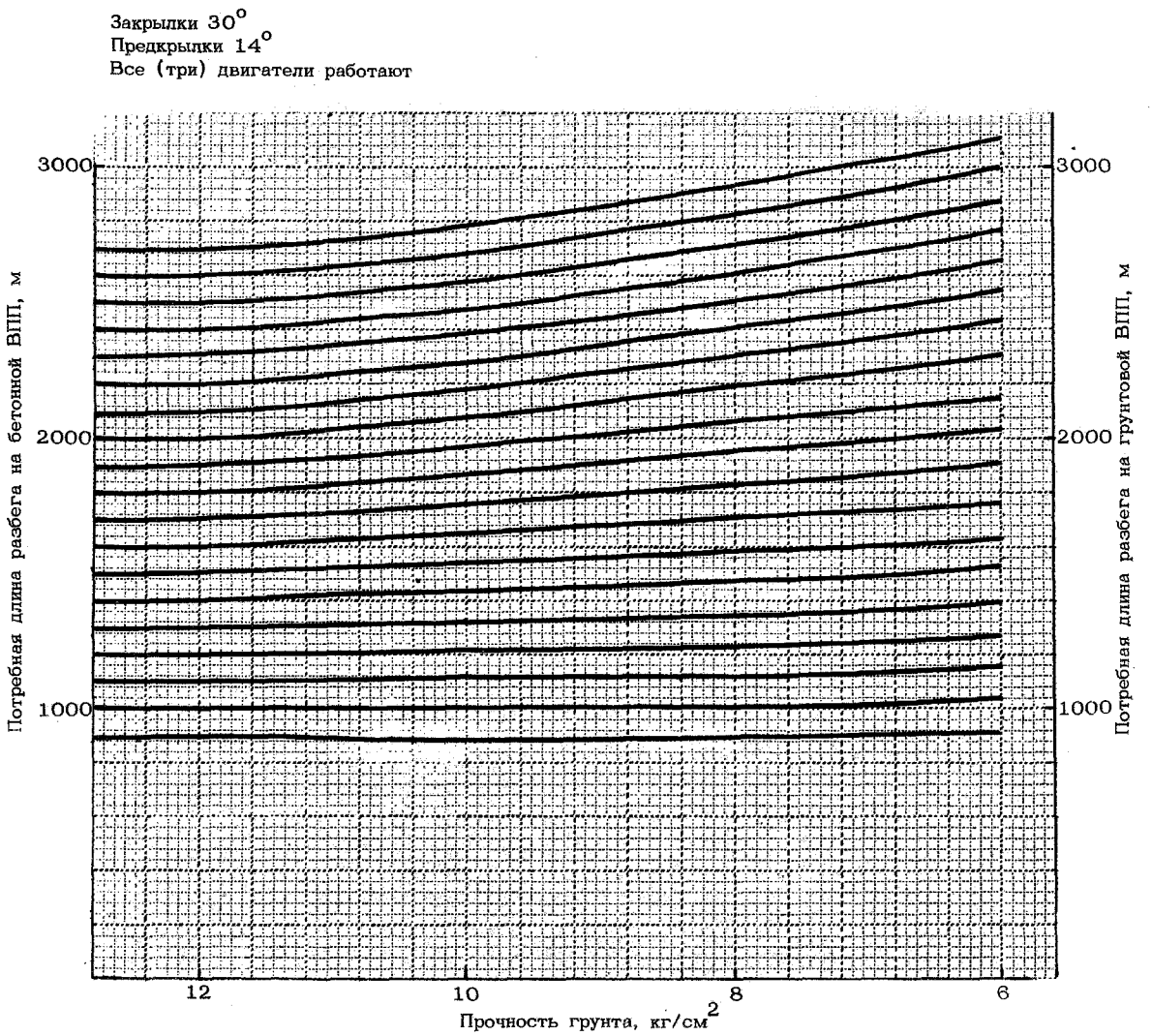
ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА С ГРУНТОВОЙ ВПП

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Все (три) двигатели работают на взлетном режиме,
один отказал на скорости $V_1=V_R$



фиг.9

ПОПРАВКА К ПОТРЕБНОЙ ДЛИНЕ РАЗБЕГА ПРИ ВЗЛЕТЕ С ГРУНТОВОЙ ВПП



фиг.10

ПРИЛОЖЕНИЕ 6

ПЕРЕГОН САМОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Перегон самолета из небазового или зарубежного аэропорта с выпущенным шасси разрешается в случае крайней необходимости, когда невозможно восстановить работоспособность системы уборки и выпуска или повреждений шасси в аэропорту вылета.

При подготовке и выполнении полета с выпущенным шасси экипаж должен руководствоваться указаниями раздела 4 Руководства с учетом особенностей, изложенных в настоящем Приложении.

Летные процедуры и летные характеристики, приведенные в Приложении, заменяют соответствующие указания, содержащиеся в Руководстве. Неоговоренные летные процедуры и летные характеристики действительны и для полета с выпущенным шасси.

При перегоне самолета с выпущенным шасси взлет и посадку выполняйте как в обычном полете (см. подразд.4.2.4 и 4.2.8).

Выполняя набор высоты, горизонтальный полет и снижение с выпущенным шасси руководствуйтесь указаниями подразд.4.2.I9.

2. ОГРАНИЧЕНИЯ

При перегоне самолета с выпущенным шасси все двигатели должны быть исправными.

Максимальный взлетный вес при перегоне самолета не должен превышать I60 т.

На борту самолета разрешается находиться только экипажу в минимальном составе (см.РЛЭ, разд.2).

Полет в условиях возможного обледенения запрещается.

3. ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальный взлетный вес определяется в соответствии с указаниями подразд.5.3 Руководства.

Взлетный вес, определяемый по номограммам 5.3-I, 5.3-2, 5.3-5 следует уменьшать на I0 т.

3.I. Характеристики при наборе высоты

Дальность, расход топлива и время набора высоты в зависимости от веса самолета и температуры воздуха определяются по номограммам (фиг.I-3).

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей	Номинальный
Отбор воздуха от двигателей	Включен

Шасси	Выпущено
Закрылки, предкрылки	Убраны
Скорость	См. номограммы

3.2. Характеристики при снижении

Дальность, расход топлива и время снижения в зависимости от веса самолета определяются по фиг.4.

Условия, принятые при построении номограммы:

Режим работы двигателей	Малый газ
Отбор воздуха от двигателей	Включен
Шасси	Выпущено
Спойлеры	Убраны

3.3. Крейсерские характеристики

Набор, горизонтальный полет и снижение выполняются в соответствии с указаниями подразд.4.2.I9 Руководства.

Значения удельных дальностей при всех работающих двигателях, определенные по номограммам 5.5-6 – 5.5-I7 следует умножить на коэффициент 0,52

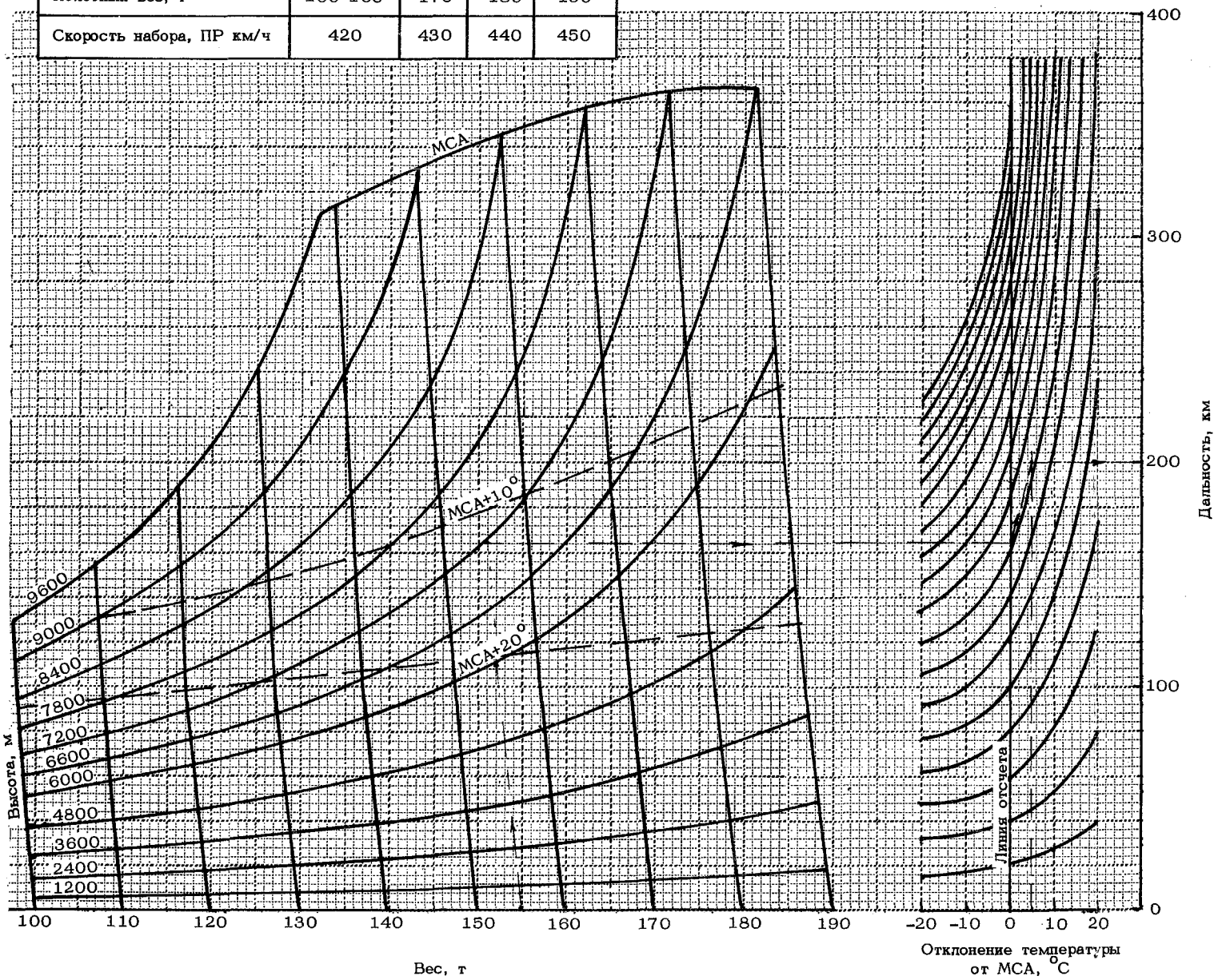
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ДАЛЬНОСТЬ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Все двигатели на номинальном режиме

Шасси выпущено

Полетный вес, т	100-160	170	180	190
Скорость набора, ПР км/ч	420	430	440	450



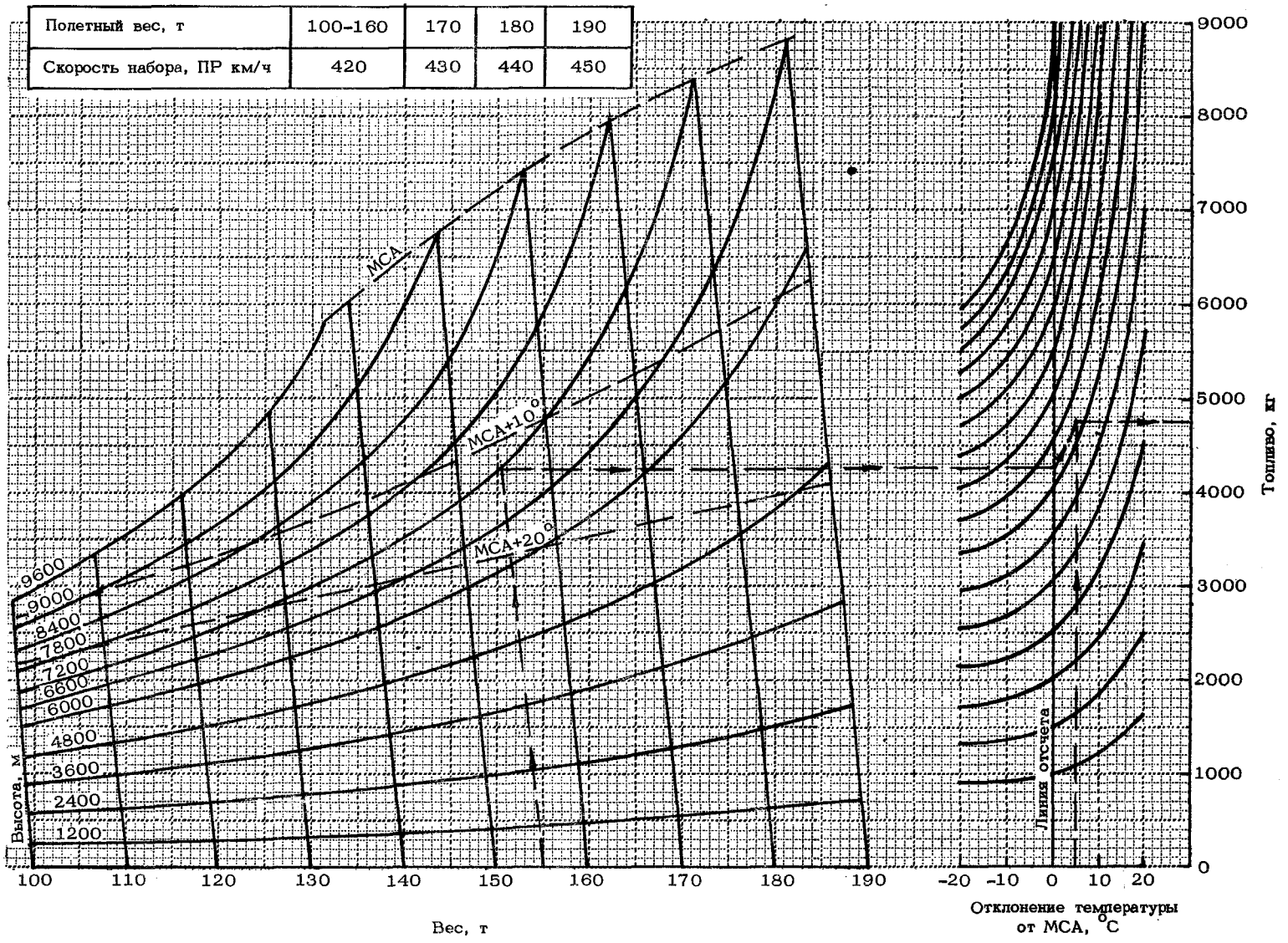
фиг.1.

РАСХОД ТОПЛИВА ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Все двигатели на номинальном режиме

Шасси выпущено

Полетный вес, т	100-160	170	180	190
Скорость набора, ПР км/ч	420	430	440	450



фиг.2

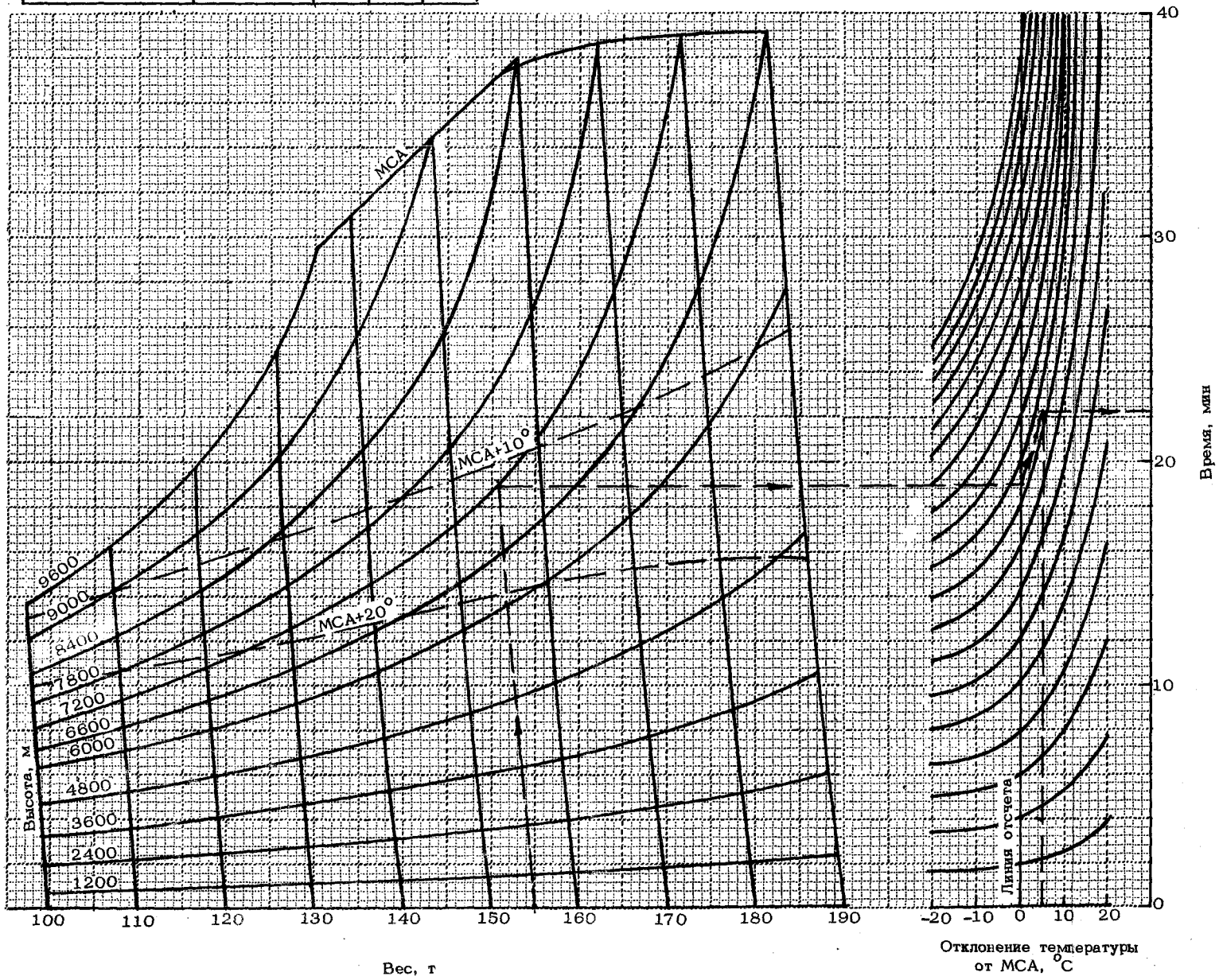
Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ВРЕМЯ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Все двигатели на номинальном режиме
Шасси выпущено

Полетный вес, т	100 - 160	170	180	190
Скорость набора, Пр км/ч	420	430	440	450



фиг.3

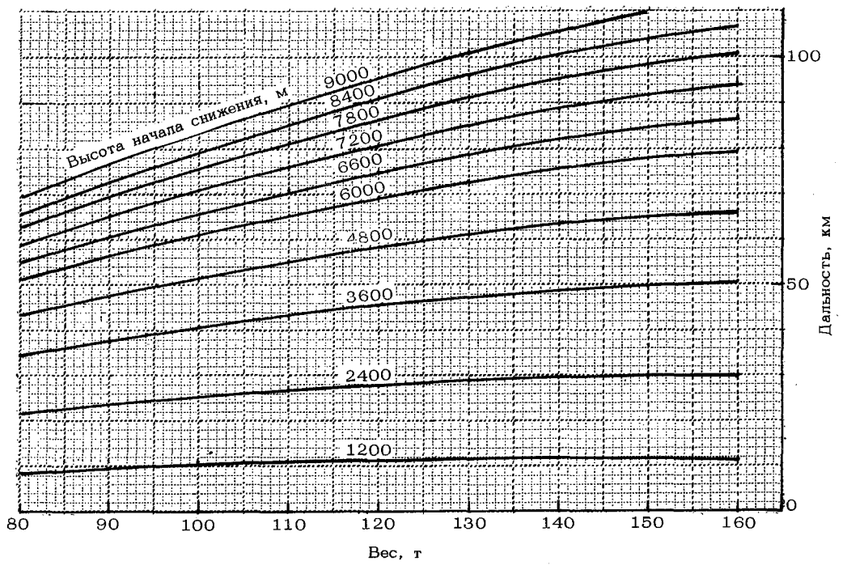
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ДАЛЬНОСТЬ, РАСХОД ТОПЛИВА И ВРЕМЯ ПРИ СНИЖЕНИИ

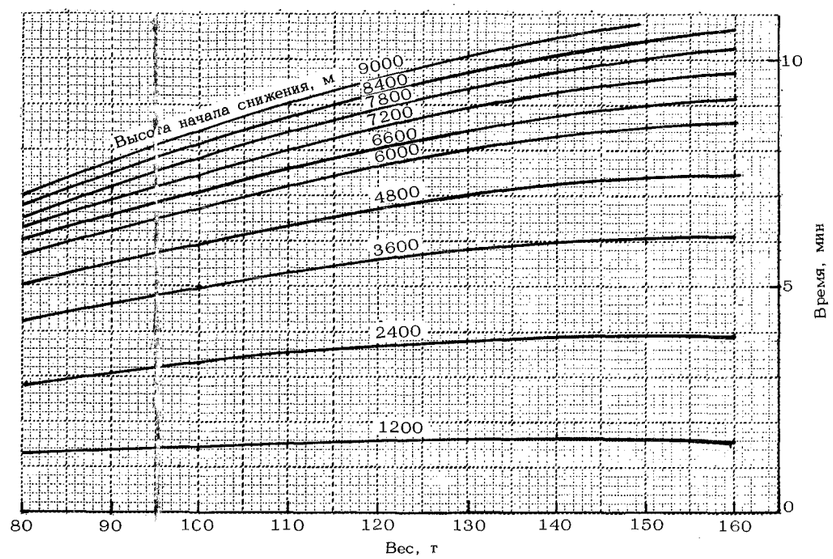
Режим работы двигателей - малый газ

Шасси выпущено

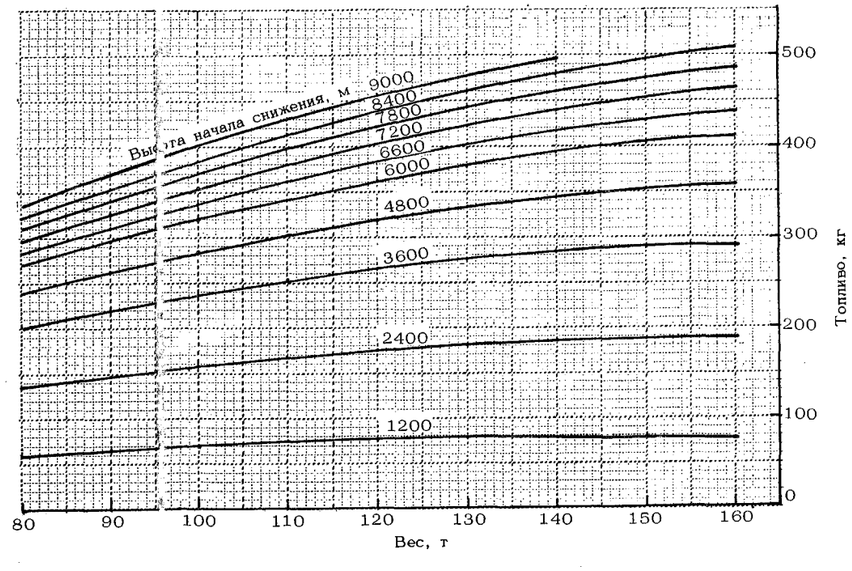
Дальность



Время



Расход топлива



фиг.4

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ 7

ВЗЛЕТ САМОЛЕТА НА НОМИНАЛЬНОМ РЕЖИМЕ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

СОДЕРЖАНИЕ

I.I. Общие указания.

I.2. Скорости на взлете.

I.3. Максимальный взлетный вес в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха.

I.4. Потребная дистанция прерванного взлета.

I.5. Взлетная дистанция.

I.6. Взлет на номинальном режиме работы двигателей.

I.I. Общие указания

Взлет на номинальном режиме работы двигателей разрешается с весом не более I60 тонн. Взлет выполняйте в соответствии с рекомендациями, изложенными в п. I.6 настоящего приложения.

Взлетная конфигурация: закрылки 30^{o}, предкрылки 14^{o}.

При выполнении взлета на номинальном режиме работы двигателей разрешается увеличивать режим их работы до взлетного на любом этапе взлета.

Приведенные ниже номограммы позволяют определить:

скорости на взлете;

максимальный взлетный вес в зависимости от высоты аэродрома и температуры воздуха, ограниченный градиентом скороподъемности 3%;

потребную дистанцию прерванного взлета при отказе одного двигателя на скорости $v_1 = v_R$

потребную взлетную дистанцию и потребную длину разбега при всех работающих двигателях.

ПРИМЕЧАНИЕ. Примеры пользования номограммами показаны пунктирными линиями со стрелками.

I.2. Скорости на взлете

Значения скорости подъема носовой ноги шасси v_R и безопасной скорости взлета v_2 в зависимости от взлетного веса самолета приведены на фиг.I.

Безопасная скорость взлета принимается равной:

$v_2 = I,2\,v_s$ (взлетная конфигурация);

$v_2 = I,25\,v_s$ (полетная конфигурация).

I.3. Максимальный взлетный вес в зависимости от высоты аэродрома и температуры наружного воздуха

Максимальный взлетный вес самолета из условия обеспечения безопасного полета с одним неработающим двигателем определяется по фиг.2.

Условия, принятые при построении номограммы:

Потребный градиент скороподъемности	3%
Режим работы двигателей	Три двигателя работают на номинальном режиме

Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Отбор воздуха для ПОС	Выключен
Шасси	Убрано
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении
Спойлеры	Убраны
Скорость	Безопасная скорость взлета V_2, соответствующая положению механизации крыла и весу самолета (см.фиг.I)

I.4. Потребная дистанция прерванного взлета

Потребная дистанция прерванного взлета при отказе одного двигателя на скорости $V_1 - V_R$ определяется по фиг. 3.

Условия, принятые при построении номограммы:

Режим работы двигателей	Номинальный. Один (отказавший) двигатель выключается на разбеге
Скорость V_1	$V_1 - V_R$
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Отбор воздуха для ПОС	Выключен
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении

Пользуясь фиг.3, можно решить и обратную задачу, т.е. , зная располагаемую дистанцию прерванного взлета и атмосферные условия на аэродроме, определить максимальный взлетный вес для этих условий.

I.5. Взлетная дистанция

Потребная взлетная дистанция и потребная длина разбега при всех работающих двигателях определяются по номограммам (фиг.4 и 5).

Принимается, что:

L потр.дист. = I,I5 L дист.норм,

L потр.разб. = I,I5 (L разб.+ 0,5 $L_{НВ}$),

где L потр.дист. - потребная взлетная дистанция,

L дист.норм. - дистанция нормального взлета,

$L_{потр.разб.}$ - потребная длина разбега,

$L_{разб.}$ - длина разбега,

$L_{нв}$ - дистанция набора высоты 10,5 м.

Условия, принятые при построении номограмм:

Режим работы двигателей	Номинальный
Отбор воздуха на наддув кабины	Включен
Отбор воздуха для ПОС	Выключен
Закрылки и предкрылки	Во взлетном положении
Шасси	Выпущено

I.6. Взлет на номинальном режиме работы двигателей

(I) Получив разрешение на взлет, подайте команду: "Режим номинальный"

(2) Бортинженер плавно переводит рычаги управления внешних, а затем внутренних двигателей на номинальный режим и докладывает командиру корабля о выходе в двигателей на номинальный режим.

ВНИМАНИЕ: При установке РУД в положение номинального режима убедитесь в том, что число оборотов роторов двигателей соответствуют номинальному режиму работы двигателей (см. табл. I, подр. 6.I).

(3) Подайте команду "ЭКИПАЖ. ВЗЛЕТАЕМ!" после чего плавно отпустите тормоза и начните разбег.

Если самолет нельзя удержать тормозами до выхода двигателей на номинальный режим - отпустите тормоза с последующим переводом РУД на номинальный режим в начале разбега.

(4) Разбег выполняйте с отклоненным от себя штурвалом.

Направление выдерживайте соответствующим отклонением педалей, при необходимости отклоняя их на полный ход.

(5) Внимательно следите за достижным расчетных значений скоростей V_1 V_R и V_2.

До получения доклада штурмана "РУБЕЖ" (по достижении скорости V_1) быть готовым к прекращению взлета, после - к продолжению взлета.

(6) В случае отказа двигателя на взлете на скорости меньшей или равной V_1 прекратите взлет, действуя в соответствии с указаниями подраздела 3.I.I (см. п.А прекращение взлета).

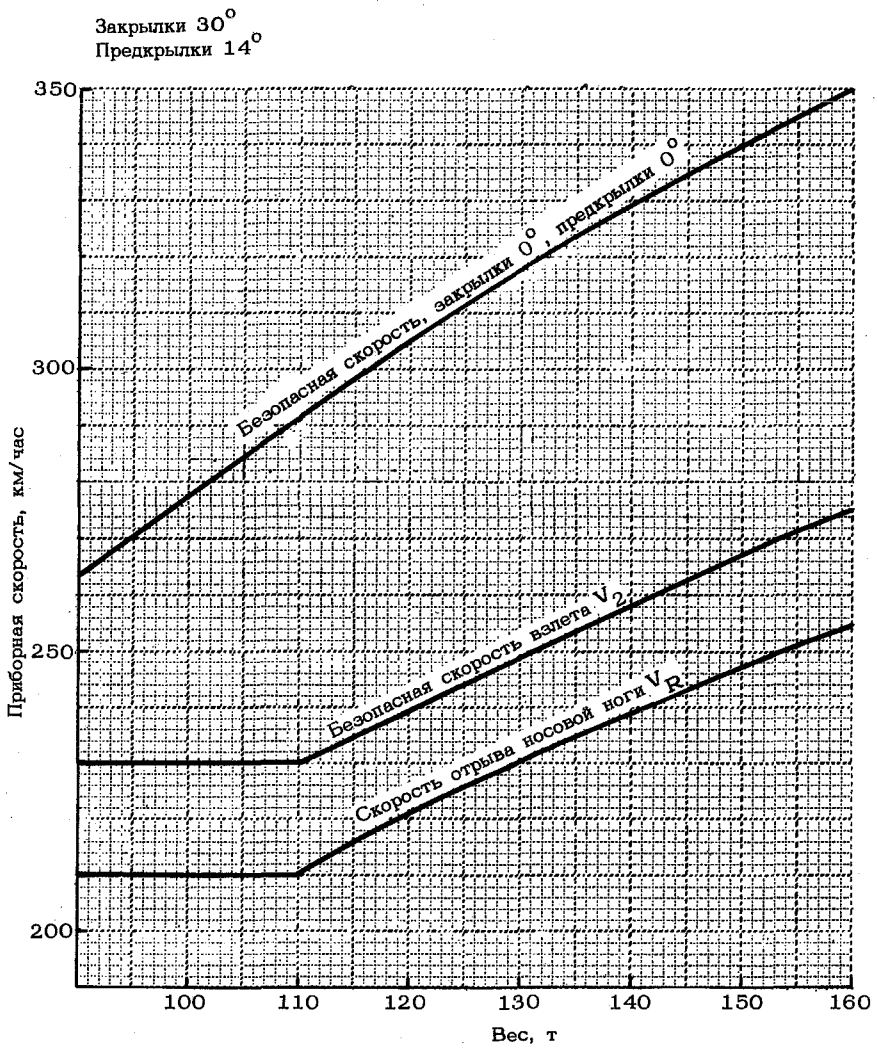
(7) При продолжении взлета с одним отказавшим двигателем немедленно увеличьте режим работающих двигателей до взлетного и действуйте в соответствии с указаниями подраздела 3.I.I (см.п.Б "ПРОДОЛЖЕНИЕ ВЗЛЕТА".).

(8) После доклада штурмана "ПОДЪЕМ" выключите управление поворотом колес носовой ноги и плавным отклонением штурвала "НА СЕБЯ" начинайте отрыв колес носовой ноги шасси. Отрыв самолета происходит при скорости превышающей v_R на 10-15 км/ч.

(9) После отрыва и уверенного отхода от ВПП (положительная вертикальная скорость по варпометру) подайте команду об уборке шасси.

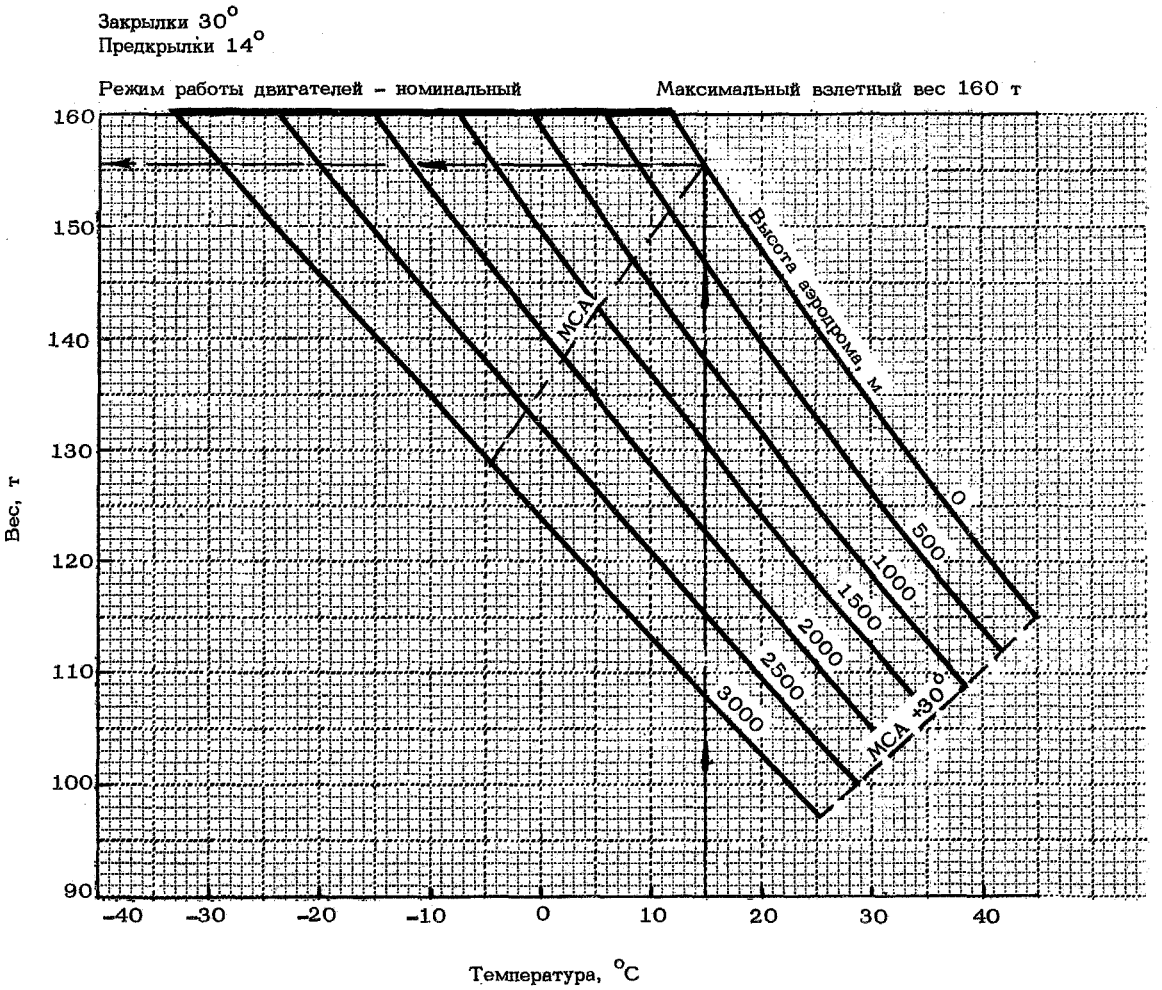
(10) Разгон самолета на участке начального набора высоты и дальнейший набор высоты выполняйте как указано в п.4.2.3.

СКОРОСТИ НА ВЗЛЕТЕ



фиг.1

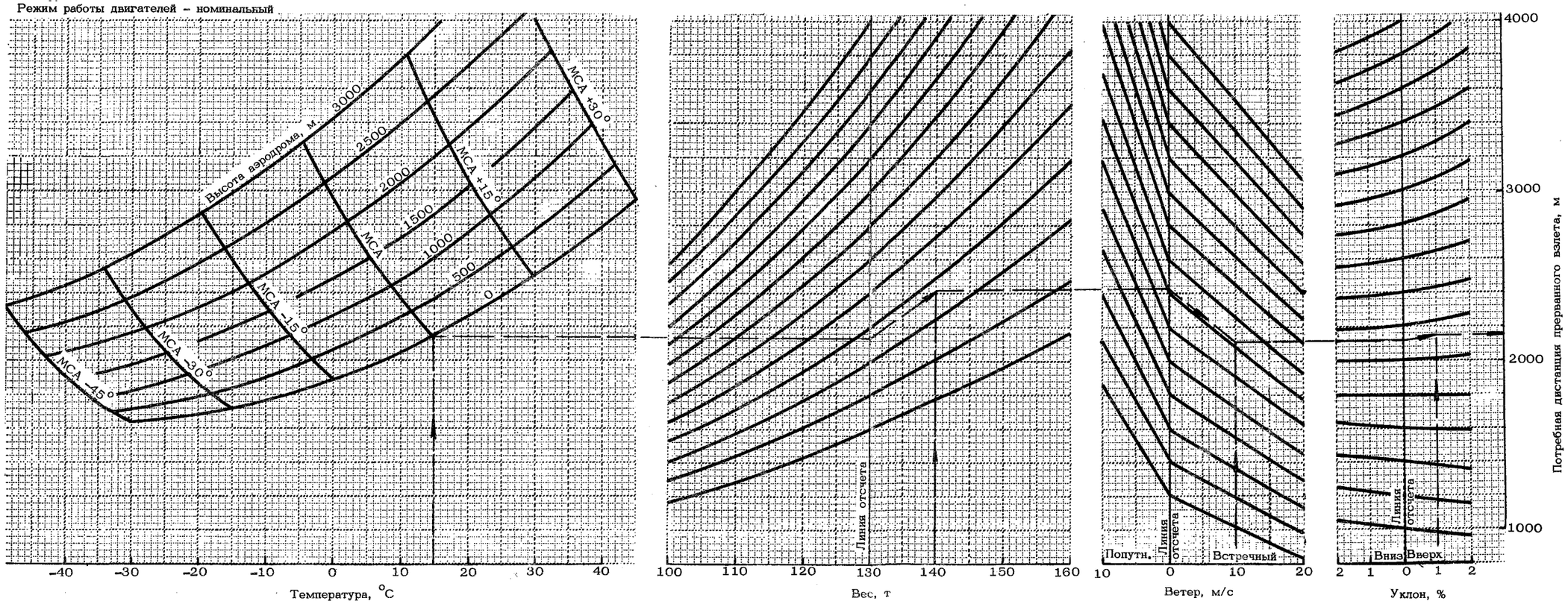
МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЫСОТЫ АЭРОДРОМА И ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУХА



фиг.2

ПОТРЕБНАЯ ДИСТАНЦИЯ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Один двигатель не работает
Режим работы двигателей – номинальный

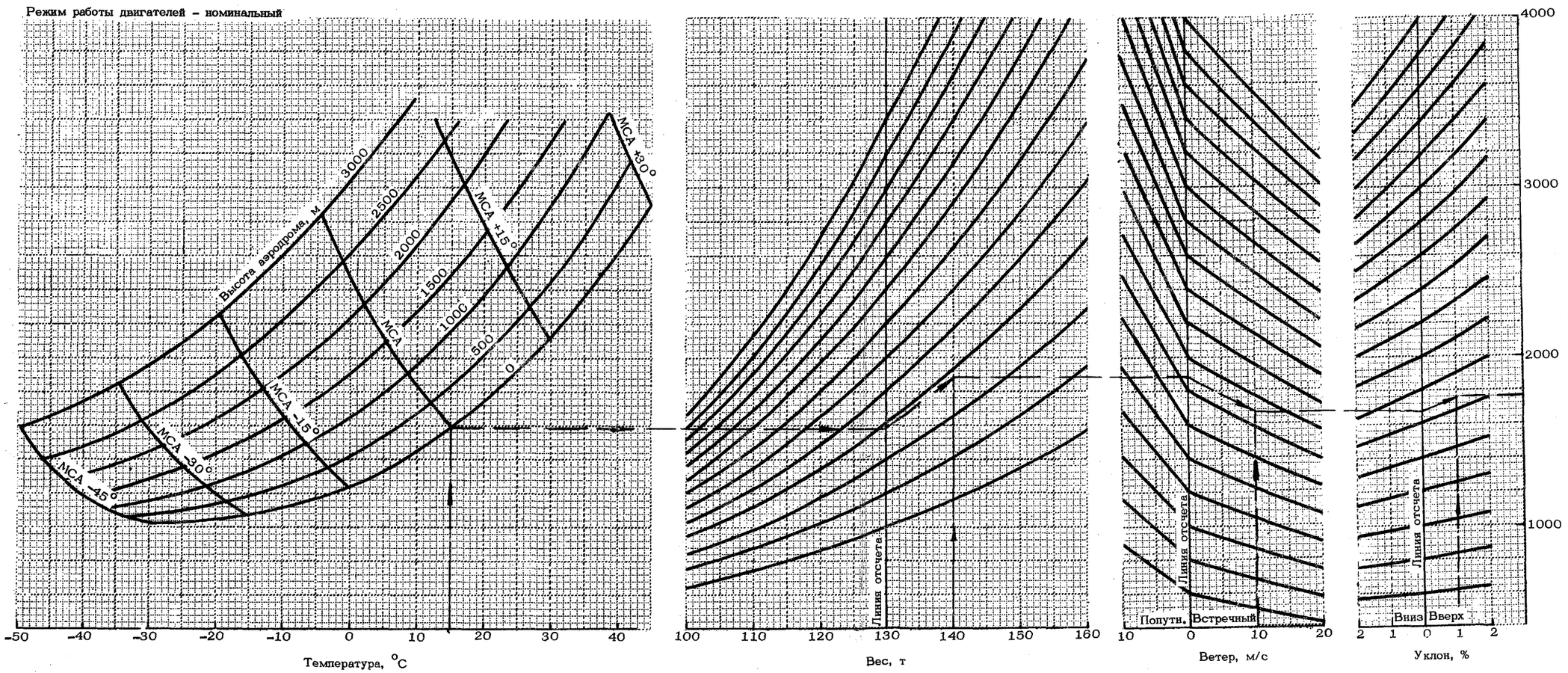


фиг.3

ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Все двигатели работают

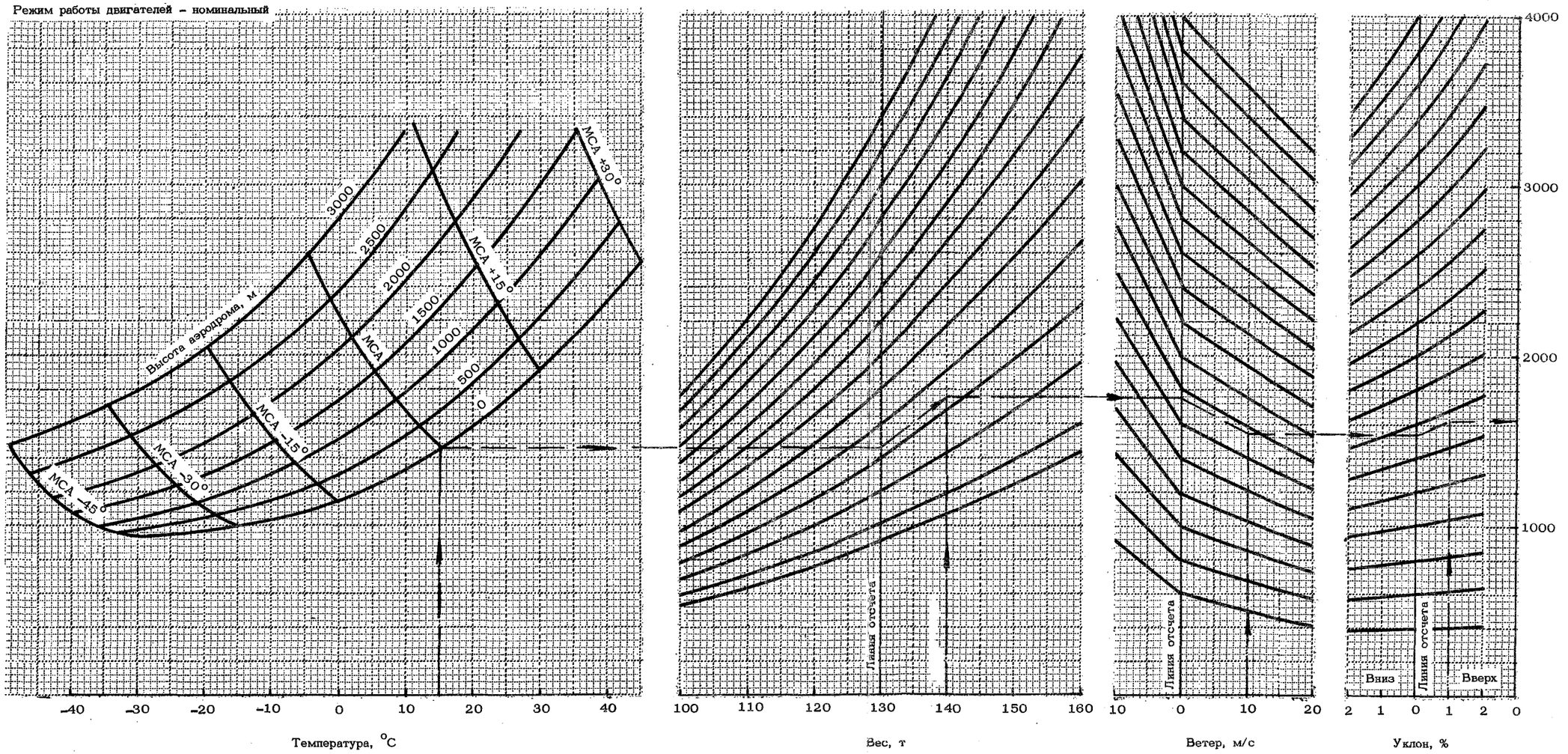
Режим работы двигателей – номинальный



фиг.4

ПОТРЕБНАЯ ДЛИНА РАЗБЕГА

Закрылки 30°
Предкрылки 14°
Все двигатели работают
Режим работы двигателей – номинальный



фиг.5

П Р И Л О Ж Е Н И Е 8

ПЕРЕЧНИ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА САМОЛЕТА ЭКИПАЖЕМ

СОДЕРЖАНИЕ

I.I. Общие указания

I.2. Перечень предполетных проверок самолета командиром корабля

I.3. Перечень предполетных проверок самолета вторым пилотом

I.4. Перечень предполетных проверок самолета штурманом

I.5. Перечень предполетных проверок самолета бортинженером

I.6. Перечень предполетных проверок самолета бортрадистом

I.7. Перечень предполетных проверок самолета старшим бортоператором

I.I. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Предполетная подготовка самолета, его систем и оборудования проводится в соответствии с настоящим Руководством, определяющим круг обязанностей каждого члена экипажа при подготовке самолета к полету

Перечни предполетных проверок включают контрольные операции, которые должны быть выполнены экипажем перед вылетом

I.2. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА КОМАНДИРОМ КОРАБЛЯ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания

Осмотр самолета снаружи	Выполните согласно маршруту
Полетная документация	Проверьте
Кресло и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Остекление кабины и приборы	Проверьте отсутствие повреждений, чистоту стекол
Форточка	Проверьте
Таблица и график поправок к приборам	Проверьте
Все органы управления системами на рабочем месте	Проверьте исходное положение

Б. При включенном источнике электропитания

Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте
Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте
Стрелки приборов	Проверьте исходное положение
Магнитофон	Включите, проверьте и выполните контрольную запись
МСРП	Проверьте, установите данные и фактическое время

Ответчики	Включите, проверьте. Установите код опознавания
Радиовысотомер	Включите, проверьте
КПП, АГБ, ЦГВ контр.	Согласуйте, проверьте показания
БСГ	Обнулите
НПП	Проверьте, выставьте курс взлета
АУАСП и СВС	Включите, проверьте работу
Стрелки высотомеров	На "0"
СГУ (СПУ)	Включите, проверьте (совместно с другими членами экипажа)
Сигнализация триммеров и МТЭ	Проверьте
Автомат тормозов и стояночный тормоз	Убедитесь в том, что включены
Бустер элеронов, сдин бустер Р.В. и оба бустера Р.Н.	Включите
Управление самолетом (при ветре не более 10 м/с)	Расстопорите рули и элероны, соедините проводки управления элеронами и спойлерами
Доклад о выключении АЗС стопорения	Получите
Два бустера Р.В. и два демпфера	Включите
Отклонение рулей, элеронов и спойлеров	Проверьте (совместно с наземным персоналом).
Отклонение стабилизатора	Проверьте
САУ (включение и выключение обоих каналов, "пересиливание" Р.М.)	Проверьте

Габаритные огни и АНО (ночью)	Включите
Предполетную информацию	Проведите
Доклад об уборке колодок из-под колес шасси	Получите
Доклады о готовности экипажа к запуску двигателей	Получите
Разрешение на запуск двигателей	Получите

B. <u>После запуска двигателей</u>

Двигатели и системы	Убедитесь в том, что работают нормально
Отклонение предкрылков, закрылков, спойлеров и тормозных щитков	Проверьте совместно с бортинженером и наземным персоналом в начале летнего дня
Стабилизатор	Отклоните на расчетный угол
Доклад об отсоединении наземного источника электропитания	Получите
Стеклоочистители	Проверьте
КУРС-МП, РСБН, РЛС-Н	Включите
Доклады о готовности членов экипажа к выруливанию	Получите

I.3. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА ВТОРЫМ ПИЛОТОМ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания

Размещение груза согласно центровочному графику	Проверьте
Наличие полетной документации, вес нагрузки, взлетный вес, центровка, расчетный угол отклонения стабилизатора	Доложите
Часы	Заведите, установите точное время
Кресло и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Остекление кабины и приборы	Проверьте, отсутствие повреждений, чистоту стекол
Форточка	Проверьте
Таблица и график поправок к приборам	Проверьте
Все органы управления системами на рабочем месте	Проверьте исходное положение
Давление начала герметизации кабин	Установите
Перепад давления и скорость изменения давления в кабинах	Проверьте

Б. <u>При включенном источнике электропитания</u>

Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте
Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте
Стрелки приборов	Проверьте исходное положение
Стрелка высотомера	На "0"
Радиовысотомер	Включите, проверьте
КПП	Согласуйте, проверьте показания
БКК	Включите, проверьте
СНП	Проверьте (совместно с б/р)
НПП, АУАСП	Проверьте
Отклонение стабилизатора	Проверьте, управление установите на командира корабля
Исправность электроцепей ПОС крыла, двигателей и защиты от КЗ ПОС оперения	Проверьте
Обогрев ППД и стекол	Проверьте
Количество топлива согласно заданию	Проверьте
Готовность к запуску двигателей	Доложите

В. <u>После запуска двигателей.</u>

Стеклоочистители	Проверьте
Обогрев стекол	Включите (режим "Слабо")
Готовность к выруливанию	Доложите

624

I.4. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА ШТУРМАНОМ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания.

Осмотр самолета снаружи	Осмотрите антенны и обтекатели антенн РТО и РЛС Проверьте снятие заглушек с ДУА, ППД и статических отверстий, наличие сигнальных ракет
Наличие полетной документации	Доложите
Часы	Заведите, установите точное время
Сиденье и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Остекление кабины и приборы	Проверьте отсутствие повреждений, чистоту стекол
Таблица и графики поправок к приборам, графики девиации компасов	Проверьте
Все органы управления системами на рабочем месте	Проверьте исходное положение

Б. При включенном источнике электропитания

Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте
Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте
Стрелки приборов	Проверьте исходное положение

Обдув УВК, РЛС-Н и РЛС-П	Обеспечьте
НПП, радиовысотомер, РСБН, ДИСС, АРК, ТКС-П, РЛС-Н, РЛС-П и СПУ	Проверьте
УВК	Включите, введите исходные данные
Готовность к запуску двигателей.	Доложите

В. <u>После запуска двигателей</u>

Показания всех курсовых приборов	Проверьте
Готовность к выруливанию	Доложите

626

I.5. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА БОРТИНЖЕНЕРОМ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания

Полетная документация и бортовое имущество (согласно бортжурналу)	Проверьте
Заправка топливом и маслом (по документам), зарядка кислородом	Проверьте
Осмотр планера и двигателей снаружи	Выполните согласно маршруту

Проверьте:

- отсутствие повреждений, льда, снега, инея, течи ГСМ и жидкости гидросистем;
- закрытие крышек люков, замков крышек, створок шасси и гондол двигателей;
- колеса шасси, термосвидетели тормозов, токосъемники, контровку и пломбу указателя грубой посадки;
- целость сигнальных дисков контроля саморазрядки огнетушителей;
- снятие чехлов, заглушек, штыря и троса заземления;
- наличие наземных противопожарных средств;
- кондиционность отстоя топлива.

Остекление грузовой кабины и кабины экипажа	Проверьте

Контровки и пломбы на крышках аварийных люков в кабинах	Проверьте
Аварийно-спасательное оборудование	Проверьте
Давление в баллонах противопожарной системы	Проверьте
Переносные кислородные приборы и огнетушители	Проверьте
Контровки и пломбы на крышках органов аварийного управления системами на рабочем месте	Проверьте
Пробки слива воды с рельсов форточек	Установите
Кнопка "Уборка шасси"	Убедитесь в том, что не нажата
Включение стояночного тормоза и автомата тормозов	Проверьте
Все органы управления системами на рабочем месте	Проверьте
Сиденье и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Все автоматы защиты в кабине экипажа (за исключением АЗС "Автомат. перекачка баков")	Убедитесь в том, что включены

Б. <u>При включенном источнике электропитания</u>

Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте
Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте
Стрелки приборов	Проверьте исходное положение

Количество топлива и масла согласно заданию	Проверьте
Запас топлива по расходомерам	Установите
Количество и температура жидкости в баках гидросистем	Проверьте
Управление топливной, противопожарной и гидросистемами, управление двигателями	Проверьте работоспособность
Габаритные огни, АНО (ночью)	Включите
ВСУ	Запустите
Питание систем кондиционирования	Включите
Готовность к запуску двигателей	Доложите
Импульсный маяк	Включите
Двигатели	Запустите по команде командира корабля

В. <u>После запуска двигателей</u>

Отбор воздуха от двигателей	Включите
ВСУ	Выключите, проверьте закрытие створки и заслонки
АЗС "Автомат.перекачка баков"	Включите
Системы самолета и двигателей	Проверьте нормальную работу
Фары (ночью) при необходимости	Включите
Готовность к выруливанию	Доложите

I.6. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА БОРТРАДИСТОМ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания

Антенные устройства радиосвязного оборудования	Осмотрите
Аварийная КВ-радиостанция	Проверьте наличие
Комплект запасных ламп и предохранителей	Проверьте наличие
Полетная документация	Проверьте
Сиденье и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Все органы управления на панелях энергетики и радиосвязного оборудования	Проверьте исходное положение
Наличие и состояние всех авиагарнитур	Проверьте

Б. При включенном источнике электропитания

Напряжение бортовых аккумуляторов и подключение их к бортсети	Проверьте
Подключение аэродромного источника постоянного и переменного тока к бортсети и напряжение	Проверьте
Все автоматы защиты сети	Убедитесь в том, что включены
Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте
Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте

630

Стрелки приборов	Проверьте исходное положение
Питание АГБ	Включите
СНП	Проверьте (совместно с 2/П)
АПП, ПО-750А и речевая информация	Проверьте
СПУ-СГУ, УКВ, КВ-радиостанции	Включите, проверьте
Генераторы ВСУ	Включите после запуска ВСУ, проверьте параметры
Аэродромный источник электропитания	Отключите
АЗС стопорения рулей	Выключите по команде командира корабля
Готовность к запуску двигателей	Доложите

В. <u>После запуска двигателей</u>

Генераторы и ВУ	Включите, проверьте параметры
Генераторы ВСУ	Отключите
Обогрев аккумуляторов	Проверьте и включите, если полет будет проходить в условиях отрицательных температур
Аккумуляторы	Включите
Параллельная работа генераторов	Включите и проверьте
Аэродромный источник электропитания	Проверьте отсоединение
Готовность к выруливанию	Доложите

I.7. ПЕРЕЧЕНЬ ПРЕДПОЛЕТНЫХ ПРОВЕРОК САМОЛЕТА СТАРШИМ БОРТОПЕРАТОРОМ

А. Осмотр и проверка самолета перед включением источника электропитания

Полетная документация	Проверьте
Отсутствие посторонних предметов в грузовой кабине и багажниках, остекление окон, аварийные выходы, пол грузовой кабины, элементы грузолюка	Проверьте
Аптечка	Проверьте
Вода в баках умывальника	Проверьте
Все АЗС на РУ	Убедитесь в том, что включены
Комплектность погрузочного, швартовочного оборудования и приспособлений для швартовки	Проверьте
Заслонки патрубков продува застойных зон грузовой кабины	Откройте (при необходимости)
Сиденье и привязные ремни	Проверьте
Кислородное оборудование и маска	Проверьте
Все органы управления системами на рабочем месте	Проверьте исходное положение

Б. При включенном источнике электропитания

Лампы сигнализаторов и табло	Проверьте

Подсвет приборов и пультов	Отрегулируйте
Стрелки приборов	Проверьте исходное положение
Зарядка лентой самописца КЗ-63 и его работоспособность	Проверьте
Грузовой люк	Откройте
Хвостовая опора	Выпустите
Подтрапники	Установите в рабочее положение (при необходимости)
Подъезд аэродромных транспортных средств, погрузка и швартовка техники и грузов, отъезд транспортных средств	Контролируйте
Посторонние предметы из грузовой кабины	Удалите
Крепление контейнера с бортпайком, заглушек, бортовых стремянок-лестниц и проч.	Проверьте
Фиксация в походном положении бортового погрузочного оборудования	Проверьте
Грузовой люк	Закройте, убедитесь в том, что замки рамы и створок надежно закрыты
Хвостовая опора	Уберите
Готовность к полету	Доложите

Ил-76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

П Р И Л О Ж Е Н И Е 9

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

СОДЕРЖАНИЕ

I.0. Общие указания

2.0. Эксплуатационные условия выполнения взлета и посадки с уменьшением шума на местности

2.I. Ограничения по весу

2.2. Ограничения по силовой установке

2.3. Взлетная конфигурация самолета

2.4. Скорость на взлете

2.5. Посадочная конфигурация самолета

2.6. Скорость касания ВПП

2.7. Скороподъемность в зоне ограничения шума

3.0. Определение ожидаемого уровня шума и условий, обеспечивающих взлет самолета с уменьшением шума на местности

3.I. Условия, принятые при построении номограмм

3.2. Условные обозначения, приведенные в номограммах

3.3. Определение ожидаемого уровня шума

3.4. Определение высоты начала дросселирования двигателей при взлете

3.5. Определение взлетного веса самолета, удовлетворяющего ограничению по уровню шума

3.6. Определение скоростей на посадке

4.0. Особенности выполнения взлета и посадки с уменьшением шума

4.I. Особенности выполнения взлета

4.2. Выполнение посадки

4.3. Уход на второг круг

I.0. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Требования международных стандартов к уровням шума на местности при взлете и посадке самолета в аэропортах обязывают летные экипажи выполнять взлет и посадку с минимальным шумом.

При подготовке и выполнении полета, а также в случае возникновения особой ситуации в полете экипаж должен действовать в соответствии с указаниями разделов 3 и 4 Руководства по летной эксплуатации.

При полетах в аэропортах, где введены ограничения по шуму для взлетающих и приземляющихся самолетов, экипажу следует руководствоваться рекомендациями настоящего Приложения.

В Приложении приведены эксплуатационные условия, необходимые для выполнения взлета и посадки с уменьшением шума на местности, особенности пилотирования и номограммы, с помощью которых экипаж при подготовке к полету для выполнения требований ограничений по шуму должен определить профиль взлета, высоту начала дросселирования двигателей или произвести корректировку взлетного веса самолета.

2.0. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ УСЛОВИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

2.I. Ограничения по весу

Максимальный взлетный вес ограничивается располагаемой взлетной или посадочной дистанцией, градиентом скороподъемности по условиям безопасного набора высоты и определяется согласно указаниям разделов 2 и 5 Руководства по летной эксплуатации.

При превышении допустимого уровня шума при взлете с максимальным взлетным весом, вес самолета должен быть уменьшен до значения, удовлетворяющего требованиям установленного ограничения по шуму (см. номограммы фиг.I, 2, 3).

2.2. Ограничения по силовой установке

Режим работы двигателей при взлете до высоты начала дросселирования, определяемой по графику фиг.4	Взлетный
Режим работы двигателей при наборе с высоты начала дросселирования, определяемой по графику фиг.4 до выхода из зоны ограничения шума или достижения высоты I000 м	0,9 номинального

2.3. Взлетная конфигурация самолета

Взлет и набор высоты до выхода из зоны ограничения шума или достижения высоты I000 м следует выполнять при отклоненных закрылках на угол 30^{0}, предкрылках на $I4^{0}$.

2.4. Скорость на взлете

Скорость на первоначальном участке набора высоты после разгона самолета до скорости v_2 +20 км/час необходимо выдерживать постоянной до выхода из зоны ограничения шума или достижения высоты I000 м.

2.5. Посадочная конфигурация самолета

Снижение по посадочной глиссаде и посадка выполняются при отклоненных закрылках на угол 30^{0}, предкрылках на 25^{0}.

2.6. Скорость касания ВПП при посадке

Не должна превышать 260 км/час.

2.7. Скороподъемность в зоне ограничения шума

Скороподъемность при изменении режима работы двигателей в зоне ограничения шума или до высоты I000 м должна быть не менее 3,5 м/сек.

3.0. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОЖИДАЕМОГО УРОВНЯ ШУМА И УСЛОВИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ ВЗЛЕТ САМОЛЕТА С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

В основу характеристик, определяющих взлет самолета с минимальным шумом, положено требование к обеспечению допустимого уровня шума, установленного для аэропорта вылета и обеспечение надлежащего уровня безопасности полетов в этих условиях.

Приведенные в Приложении номограммы позволяют определить:

ожидаемый уровень шума, создаваемый на местности при взлете в зависимости от взлетного веса, режима работы двигателей и положения самолета на траектории взлета;

высоту начала дросселирования и режим работы двигателей для обеспечения допустимого уровня шума при взлете;

взлетный вес самолета, удовлетворяющий установленным ограничениям по шуму;

скорости на посадке.

3.I. Условия, принятые при построении номограмм (фиг.I-3)

Режим работы двигателей . . . . . Указан на номограммах

Отбор воздуха для наддува кабин . . . . . Включен

Отбор воздуха для противообледени-
тельной системы . . . . . Выключен

Положение закрылков и предкрылков
при взлете

закрылки, град 30

предкрылки, град I4

Скорости при взлете . . . . . см. п.2.4.

3.2. Условные обозначения, приведенные в номограммах

PNL – уровень воспринимаемого шума, субъективный критерий, учитывающий частотный состав шума в единицах PN дБ.

EPNL – эффективный уровень воспринимаемого шума, субъективный критерий, учитывающий частотный состав, наличие дискретных составляющих и продолжительность воздействия, в единицах $EPN_{дБ}$.

L_A, $L_Д$ – измеренный уровень звукового давления, скорректированный по шкале "А" или "Д", в единицах дБА или дБД.

$$L_A = PNL - 13 \ (дБА)$$

$$L_Д = PNL - 7 \ (дБД)$$

3.3. Определение ожидаемого уровня шума при взлете

Ожидаемый уровень шума при взлете определяется по номограммам фиг.2 и 3 в зависимости от приведенного взлетного веса самолета, режима работы двигателей и положения самолета на траектории взлета.

Приведенный взлетный вес определяется по номограмме, фиг. I, исходя из фактических значений взлетного веса, температуры воздуха, ветра, барометрической высоты расположения аэродрома.

Пример пользования номограммами показан пунктирной линией со стрелками для следующих условий:

Взлетный вес, т. I70

Температура воздуха, C^0 25

Обороты ротора второго каскада
компрессора двигателей, % 90–92

Высота аэродрома 0

Скорость ветра (встречный), м/сек 5

Удаление точки замера шума от начала разбега, м 6000

Определенный по номограмме фиг.I приведенный взлетный вес при указанных условиях равен I76 т, ожидаемый уровень шума, рассчитанный по номограмме фиг.3 для приведенного взлетного веса I76 т составляет I04,4 PN дБ.

3.4. Определение высоты начала дросселирования двигателей при взлете

Определение высоты снижения режима работы двигателей рассчитывается при вылете из аэропорта, в котором установлены ограничения по уровню шума.

Высота начала дросселирования двигателей при выполнении взлета (уменьшение режима работы двигателей до 0,9 номинального) рассчитывается для приведенного взлетного веса самолета по графику фиг.4.

Если дросселирование двигателей не обеспечивает уменьшение уровня шума до значения, требуемого установленным ограничением по шуму, взлетный вес подлежит корректировке (см.3.5).

3.5. Определение взлетного веса самолета, удовлетворяющего ограничению по уровню шума

Взлетный вес самолета, удовлетворяющий установленному ограничению по шуму, рассчитывается по номограммам фиг.3 и фиг.I.

По номограмме фиг.3. исходя из заданного значения уровня шума и удаления точки замера шума от начала разбега, определяется приведенный взлетный вес.

По полученному значению приведенного взлетного веса, фактическим значениям температуры воздуха, ветра, барометрической высоте аэродрома по номограмме фиг.I определяется фактический взлетный вес, удовлетворяющий установленным ограничениям по шуму.

Пример пользования номограммами показан сплошной линией со стрелками для следующих условий.

Ограничение по уровню шума, PN дБ I02

Обороты роторов второго каскада компрессора двигателей, % 90-92

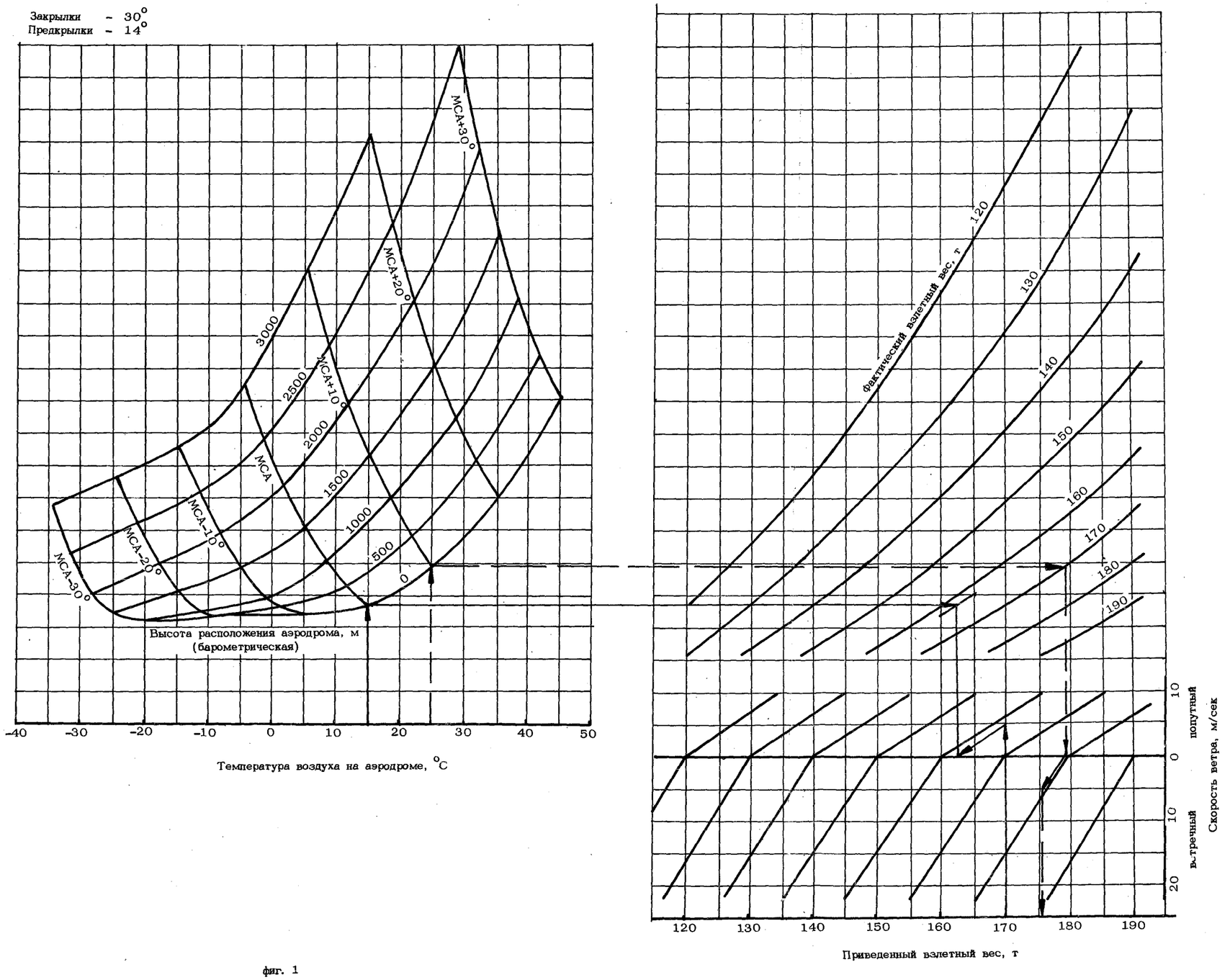
Удаление точки замера шума от начала разбега, м 6500

Температура воздуха, °С . . . . . +I5

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИВЕДЕННОГО ВЕСА САМОЛЕТА Ил-76Т С ДВИГАТЕЛЯМИ Д-30КП

(Взлет без уборки механизации)

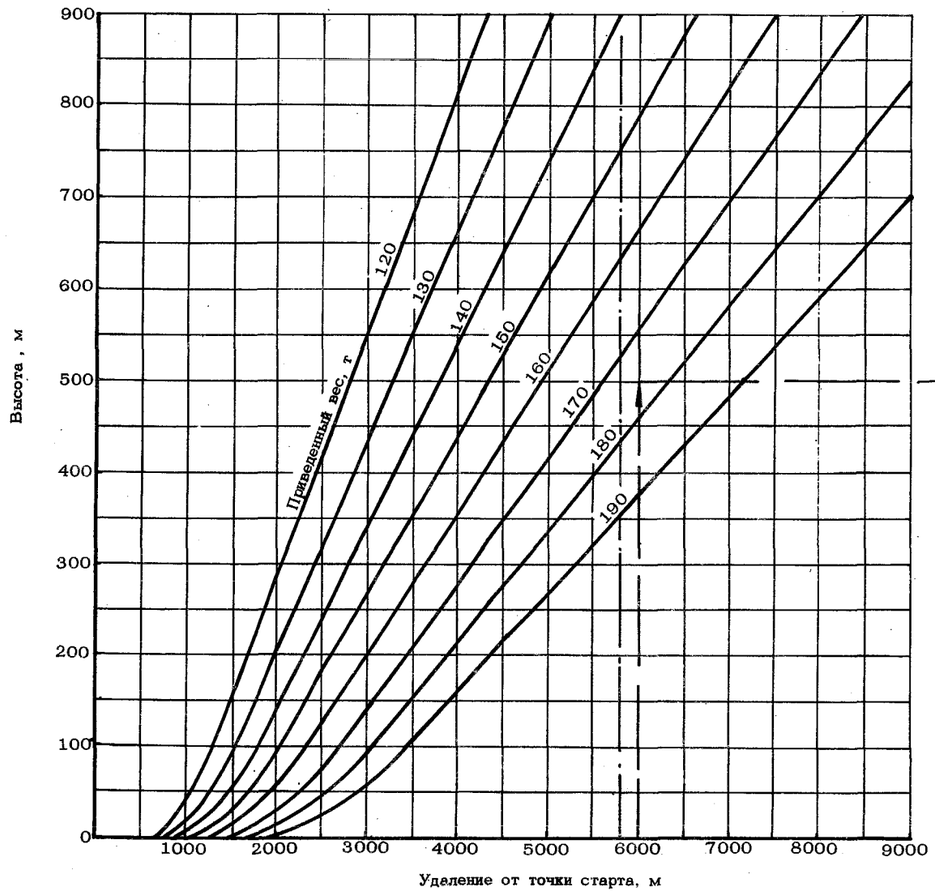


фиг. 1

ТРАЕКТОРИИ НАБОРА ВЫСОТЫ САМОЛЕТА Ил-76Т С ДВИГАТЕЛЯМИ Д-30КП

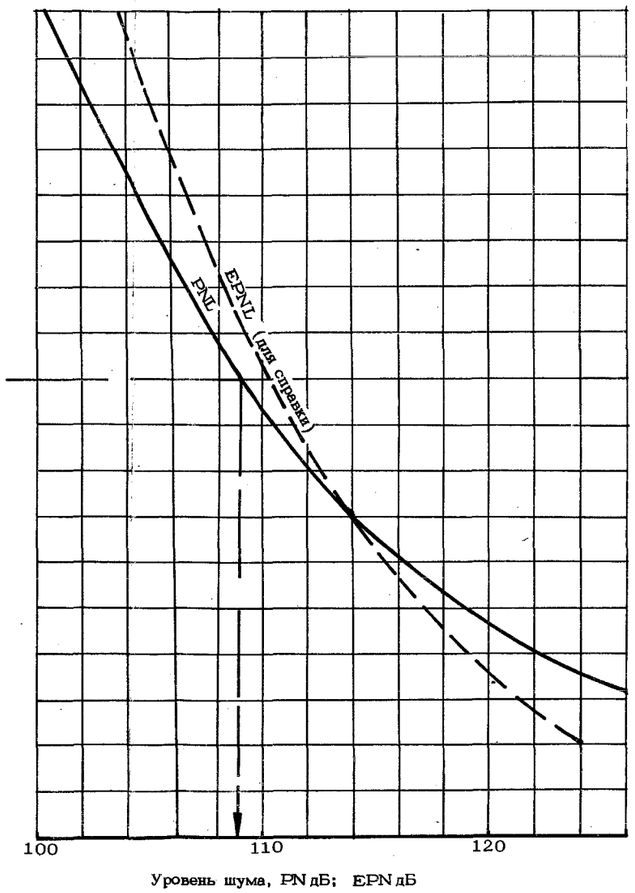
(Взлет без уборки механизации)

Закрылки - 30°
Предкрылки - 14°
Взлетный режим
МСА



Уровень шума, создаваемый самолетом на местности

L_A = PNL - 13 (дБ А)
$L_Д$ = PNL - 7 (дБ Д)



фиг.2

Ил-76Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ТРАЕКТОРИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ САМОЛЕТА Ил-76Т С ДВИГАТЕЛЯМИ Д-30КП

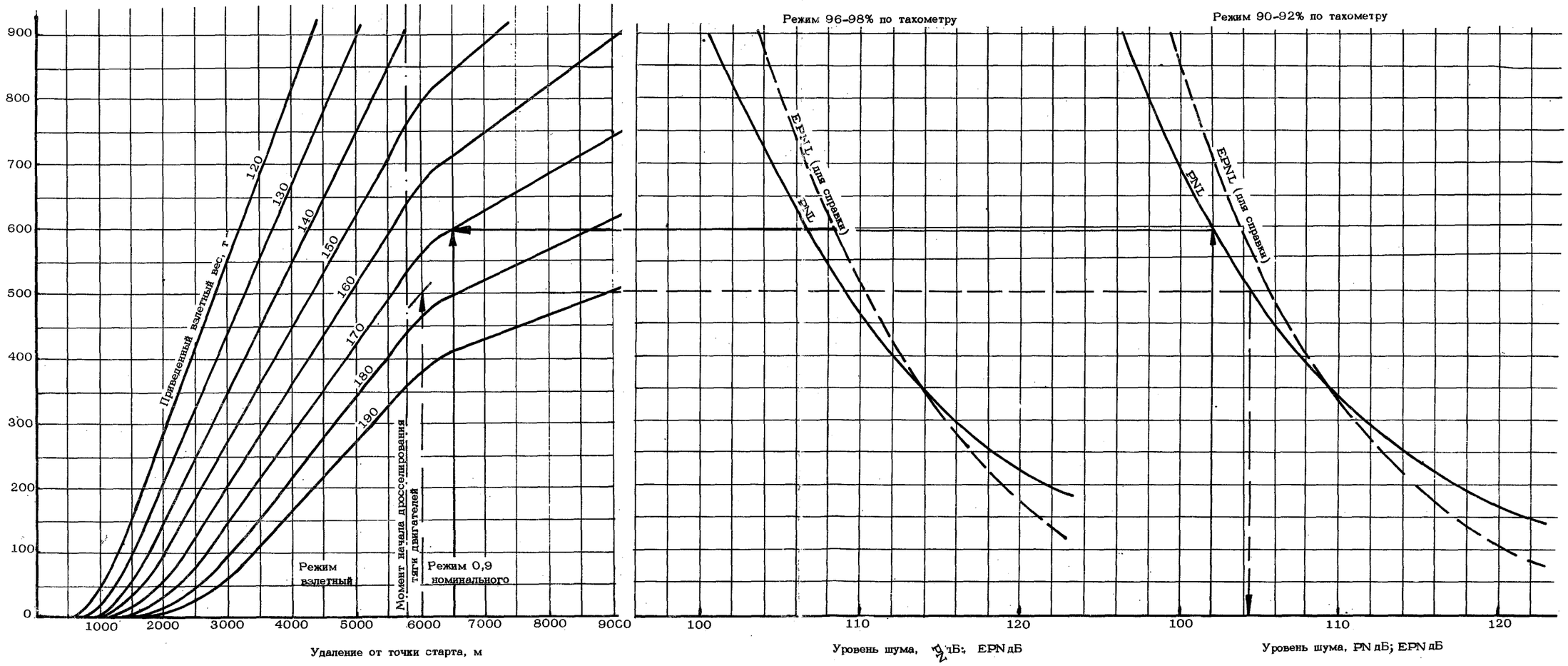
(Взлет без уборки механизации)

Закрылки - 30^{o}
Предкрылки - 14^{o}

Все двигатели работают на взлетном режиме с дросселированием до 0,9 ном. (90-92% оборотов ротора второго каскада по тахометру)

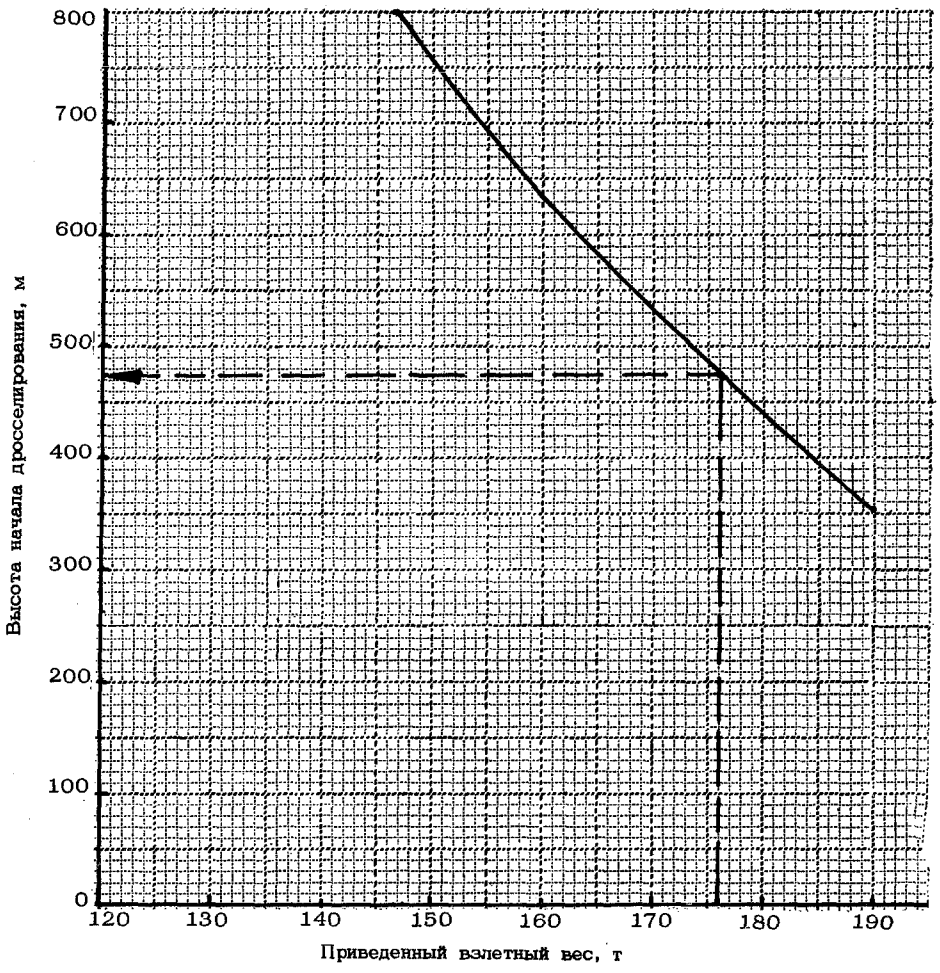
Уровень шума на местности в зависимости от режима работы двигателей

$L_{A}=P\,NL - 13$(дБ А)
$L_{Д}=P\,NL - 7$(дБ Д)



фиг.3

ВЫСОТА НАЧАЛА ДРОССЕЛИРОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ



фиг. 4

Ветер попутный, м/сек 5

Высота аэродрома, м 0

В результате расчета фактический взлетный вес, удовлетворяющий ограничениям по шуму, составляет 163 тонны.

3.6. Определение скоростей на посадке

Скорость полета по глиссаде в зависимости от посадочного веса самолета определяется по номограмме 5.2-5.1.

4.0. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА

4.1. Особенности выполнения взлета

Разбег, отрыв и набор высоты 120 м выполняйте в соответствии с указаниями пп.4.2.3 и 4.2.5 Руководства по летной эксплуатации с учетом следующих особенностей:

(1) После отрыва на участке начального набора высоты разгоните самолет до скорости v_2 +20 км/час и выдерживайте ее постоянной до выхода из зоны ограничения шума или до 1000 м.

(2) При достижении высоты, которая определяется по графику фиг.4, уменьшите режим работы двигателя до 0,9 номинального и продолжайте набор высоты с механизацией отклоненной во взлетное положение, выдерживая скорость v_2+20 км/час постоянной.

ВНИМАНИЕ. ПРИ ПЕРЕВОДЕ ДВИГАТЕЛЕЙ НА РЕЖИМ 0,9 НОМИНАЛЬНОГО СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ НЕ ДОЛЖНА БЫТЬ МЕНЬШЕ 3,5 М/СЕК.

(3) На высоте 1000 м (или при выходе из зоны ограничения шума) увеличьте скорость до v_2 + 50 км/час, начните уборку закрылков и, продолжая разгон, на скорости 350-370 км/час уберите предкрылки.

(4) Дальнейший полет выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.5 РЛЭ.

4.2. Выполнение посадки

Заход на посадку и посадку выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.8 Б Руководства по летной эксплуатации.

4.3. Уход на второй круг

Уход на второй круг выполняйте в соответствии с указаниями п.4.2.10 Б Руководства по летной эксплуатации.

Ил 76-Т

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИЛОЖЕНИЕ № 10

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА НА ВПП, ПОКРЫТЫЕ АТМОСФЕРНЫМИ ОСАДКАМИ

Ил-76-ТД

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № I

С О Д Е Р Ж А Н И Е

I.0. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

I.I. ПРИНЯТЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

2.0. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.I. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СОСТОЯНИЮ ПОВЕРХНОСТИ В П П

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ БОКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

3.0. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА

4.0. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНЫХ И ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТОВ НА ВПП, ПОКРЫТЫХ АТМОСФЕРНЫМИ ОСАДКАМИ.

I.0. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

В ПРИЛОЖЕНИИ приведены эксплуатационные ограничения и рекомендации по обеспечению безопасности взлета и посадки на ВПП, покрытые атмосферными осадками, с учетом влияния состояния поверхности ВПП на технику пилотирования и взлетно-посадочные характеристики самолета.

При малых значениях толщины слоя атмосферных осадков (3мм и менее) состояние ВПП оценивается коэффициентом сцепления.

Коэффициент сцепления, являющийся количественной характеристикой эффективности торможения, определяется в соответствии с НАС ГА-7I.

Применение замеренного коэффициента сцепления в качестве эксплуатационного критерия допускается только в случае наличия на ВПП слоя атмосферных осадков менее 3 мм.

При полетах в зарубежные аэропорты, где коэффициенты сцепления измеряются средствами, отличающимися от принятых в СССР, необходимо использовать ориентировочные значения коэффициента сцепления для каждого вида состояния ВПП, приведенные в таблице, согласно международному коду "СНОУТАМ"

Международный код "СНОУТАМ":	Состояние поверхности ВПП	Ориентировочный коэффициент сцепления
№ I	Чисто и сухо	более 0,6
I	Влажно	0,55
2	Мокро или отдельные участки стоячей воды	0,45
3	Иней или изморозь (толщина слоя менее I мм)	0,35
4	Сухой снег	0,35
5	Мокрый снег	0,3
6	Слякоть	0,3
7	Лед	менее 0,3
8	Уплотненный или укатанный снег	0,4
9	Мокрый снег с неровной поверхностью	0,4

При толщине слоя атмосферных осадков более 3 мм изменяется не только сцепление авиашин с поверхностью ВПП, но и возникают дополнительные гидродинамические силы сопротивления. В этом случае состояние ВПП характеризуется толщиной, плотностью или видом слоя осадков.

1.1. ПРИНЯТЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Располагаемая длина разбега при взлете с ВПП, покрытой атмосферными осадками - длина ВПП, скорректированная в зависимости от вида осадков и уменьшенная на длину участка выруливания.

Располагаемая дистанция взлета на ВПП, покрытой атмосферными осадками - расстояние равное сумме длины ВПП, КПБ и свободной зоны полосы воздушных подходов, скорректированное в зависимости от вида осадков и уменьшенное на длину участка выруливания.

Располагаемая дистанция прерванного взлета при взлете с ВПП, покрытой атмосферными осадками - расстояние, равное сумме длин ВПП и КПБ, если таковая имеется, скорректированное в зависимости от вида осадков и уменьшенное на длину участка выруливания.

2.0. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

При выполнении взлета и посадки на ВПП, покрытую атмосферными осадками, необходимо руководствоваться ограничениями, указанными в разделе 2 Руководства и в настоящем ПРИЛОЖЕНИИ.

2.1. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СОСТОЯНИЮ ПОВЕРХНОСТИ ВПП

Взлет и посадка самолета ЗАПРЕЩАЕТСЯ, если :

- коэффициент сцепления ВПП менее 0,3
- ВПП покрыта слоем сухого и мокрого снега толщиной более 12 мм
- ВПП покрыта слоем воды более 10 мм
- ВПП покрыта слоем льда

2.2. ОГРАНИЧЕНИЯ БОКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

а. По коэффициенту сцепления

Коэффициент сцепления	$\mu \geq 0,55$	$0,5 \leq \mu < 0,55$	$0,4 \leq \mu < 0,5$	$0,3 < \mu < 0,4$
Величина боковой составляющей ветра, м/с	15*	12	10	7

* При отсутствии попутной составляющей.

б. По толщине слоя атмосферных осадков независимо от значения замеренного коэффициента сцепления

Состояние поверхности ВПП	Сухой снег	Мокрый снег	Вода (сильный дождь)
Толщина слоя атмосферных осадков на ВПП, мм	до I2	до I2	до I0
Максимально-допустимая боковая составляющая скорости ветра, м/с	7	4	4

ПРИМЕЧАНИЕ. Толщина слоя атмосферных осадков – осредненная по всей площади ВПП толщина слоя осадков в мм, определенная в соответствии с НАС ГА-7I.

3.0. ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ПОЛЕТА

Руление, взлет и посадку на ВПП, покрытые атмосферными осадками, выполняйте в соответствии с указаниями раздела 4 Руководства с учетом следующих особенностей :

На рулении

На покрытых атмосферными осадками РД и ВПП рулите на малой скорости с повышенным вниманием. Для уменьшения скорости руления и остановки самолета применяйте плавное и постоянное обжатие тормозных педалей.

При рулении не прибегайте к использованию повышенных режимов работы двигателей, развороты выполняйте плавно, при необходимости разрешается использовать асимметричную тягу двигателей, не допуская резкого изменения режима их работы.

К остановке самолета приступайте на расстоянии 50-60 м до намеченного места.

На взлете

При выводе двигателей на взлетный режим, в случае страгивания самолета с места, отпустите тормоза колес и в процессе разбега плавно выведите двигатели на взлетный режим. В начале разбега до достижения скорости $V_{n.cr.}$ удер-

живайте штурвал в положении "от себя" для обеспечения контакта колес носовой ноги с поверхностью полосы.

В случае прекращения взлета для остановки самолета используйте тормоза колес, спойлеры, тормозные щитки и реверс симметрично работающих двигателей.

Если выдержать направления движения самолета отключением педалей не удается, уменьшите режим реверса (вплоть до малого газа) того двигателя, в сторону которого разворачивается самолет (если вправо - правого двигателя, если влево - левого двигателя). По мере парирования тенденции самолета к отклонению от оси ВПП, увеличивайте режим реверса этого двигателя.

На посадке

При заходе на посадку строго выдерживайте рекомендованные высоту и скорость пересечения входной кромки ВПП, т.к. превышение их величины ведет к существенному увеличению посадочной дистанции.

Сразу после касания поверхности полосы колесами главных ног шасси включите реверс тяги внешних двигателей, выпустите спойлеры и тормозные щитки. Тормоза колес используйте после опускания колес носовой стойки шасси.

Направление на пробеге выдерживайте отклонением педалей. Если направление движения самолета вдоль оси ВПП не удается, уменьшите режим реверса (вплоть до малого газа) того двигателя, в сторону которого разворачивается самолет (если вправо - правого двигателя, если влево - левого двигателя). По мере парирования тенденции самолета к отклонению, увеличивайте режим реверса этого двигателя.

Руление после посадки выполняйте с выпущенной механизацией крыла. Перед уборкой механизации крыла на стоянке осмотрите ее и убедитесь в отсутствии льда и снега.

4.0. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНЫХ И ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПОЛЕТОВ НА ВПП, ПОКРЫТЫХ АТМОСФЕРНЫМИ ОСАДКАМИ

Взлетные и посадочные характеристики самолета определяйте в соответствии с указаниями раздела 5 Руководства с последующей их корректировкой, рекомендованной в настоящем ПРИЛОЖЕНИИ.

4.I. ПРИ ВЗЛЕТЕ С ВПП, ПОКРЫТЫХ СЛОЕМ ОСАДКОВ ДО 3 ММ ИЛИ СУХОГО СНЕГА ТОЛЩИНОЙ ДО I2 ММ.

Располагаемая длина разбега и располагаемая дистанция взлета определяются как указано в разделе 5.

Располагаемая дистанция прерванного взлета определяется как сумма длин ВПП и КПБ, если таковая имеется, откорректированная по графику фиг.I в зависимости от коэффициента сцепления или наличия слоя сухого снега (свыше 3мм).

Полученную по графику величину нужно уменьшить на участок выруливания.

Максимально допустимый взлетный вес определяйте в соответствии с рекомендациями раздела 5 Руководства.

4.2. ПРИ ВЗЛЕТЕ С ВПП, ПОКРЫТЫХ СЛОЕМ ОСАДКОВ В ВИДЕ ВОДЫ ИЛИ МОКРОГО СНЕГА СВЫШЕ 3 мм.

Располагаемая длина разбега определяется следующим образом :

- длина ВПП уменьшается в I,2 раза и полученная величина уменьшается на участок выруливания.

Располагаемая дистанция взлета определяется следующим образом :

- сумма длин ВПП, КПБ и свободной зоны уменьшается в I,2 раза и полученная величина уменьшается на длину участка выруливания.

Располагаемая дистанция прерванного взлета определяется следующим образом :

- для ВПП, покрытой слоем воды, сумма длин ВПП и КПБ уменьшается в I,4 раза и полученная величина уменьшается на длину участка выруливания;
- для ВПП, покрытой слоем мокрого снега, сумма длин ВПП и КПБ уменьшается в I,6 раза и полученная величина уменьшается на длину участка выруливания.

Дальнейший расчет допустимого взлетного веса производится в соответствии с рекомендациями раздела 5 Руководства по летной эксплуатации.

4.3. ПРИ ПОСАДКЕ НА ВПП, ПОКРЫТЫЕ СЛОЕМ ОСАДКОВ ДО 3 мм ИЛИ СУХОГО СНЕГА ТОЛЩИНОЙ ДО I2 мм.

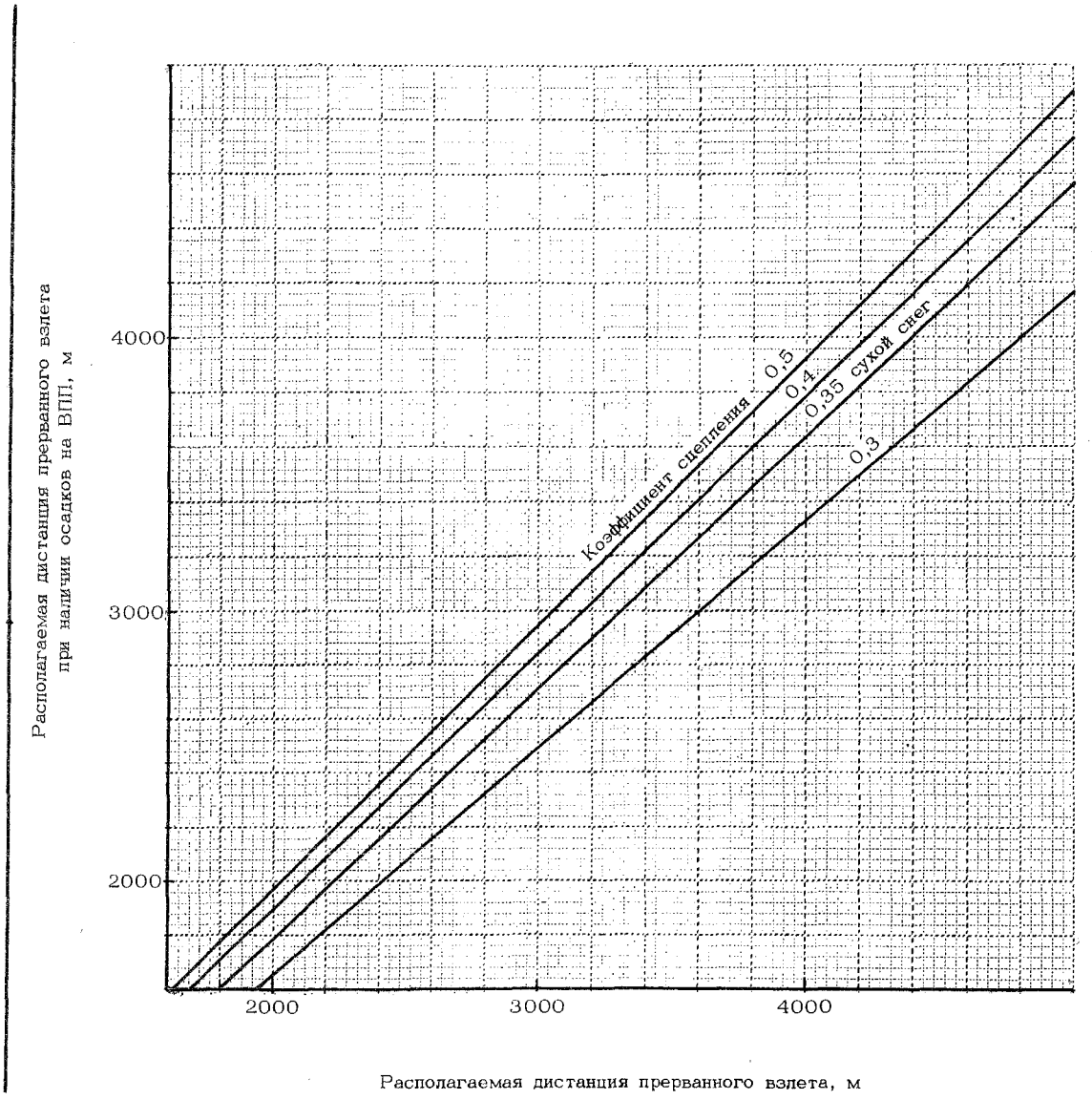
Потребная посадочная дистанция при посадке на ВПП, покрытую слоем осадков до 3 мм или сухого снега толщиной до I2 мм, определяется увеличением потребной посадочной дистанции на сухой ВПП в соответствии с графиком рис.2.

Дальнейший расчет производится в соответствии с рекомендациями раздела 5 Руководства по летной эксплуатации.

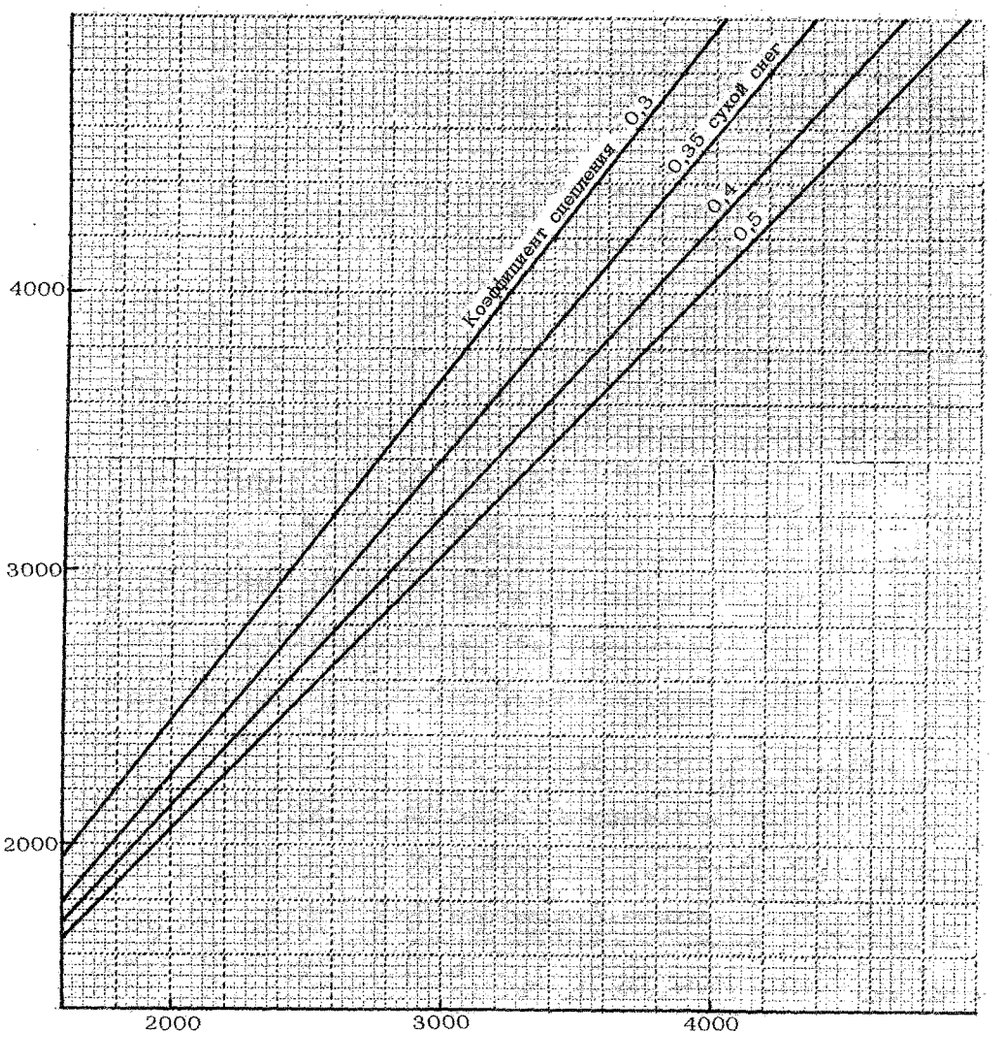
4.4. ПРИ ПОСАДКЕ НА ВПП, ПОКРЫТЫЕ СЛОЕМ ОСАДКОВ В ВИДЕ ВОДЫ И МОКРОГО СНЕГА СВЫШЕ 3 мм.

Для определения потребной посадочной дистанции на ВПП, покрытой слоем воды или мокрого снега свыше 3 мм, необходимо потребную посадочную дистанцию при посадке на сухую бетонную ВПП увеличить :

- при посадке на ВПП, покрытую слоем воды — в I, 55 раза,
- при посадке на ВПП, покрытую слоем мокрого снега — в 2 раза



ПЕРЕВОД РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА В ДИСТАНЦИЮ, УЧИТЫВАЮЩУЮ НАЛИЧИЕ АТМОСФЕРНЫХ ОСАДКОВ НА ВПП
фиг.1



ПЕРЕВОД ПОТРЕБНОЙ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ НА СУХОЙ ВПП В ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ, УЧИТЫВАЮЩУЮ НАЛИЧИЕ АТМОСФЕРНЫХ ОСАДКОВ НА ВПП

фиг. 2

П Р И Л О Ж Е Н И Е 12

Перегон самолета с неисправной системой уборки-выпуска предкрылков (предкрылки в убранном положении).

I.0. Общие сведения

При перегоне самолета с неисправной системой уборки-выпуска предкрылков предкрылки должны находиться в убранном положении и должна быть исключена возможность самопроизвольного или случайного их выпуска.

При планировании и выполнении полета ограничения, летные процедуры и летные характеристики, приведенные в настоящем Приложении, заменяют соответствующие указания, содержащиеся в РЛЭ. Не оговоренные в Приложении ограничения, летные процедуры и летные характеристики действительны и для этого полета.

Взлеты и посадки выполняются на сухую ИВПП.

2.0. Ограничения

2.I. Ограничения по весу

Максимальный взлетный вес, кг — не более I70000

2.2. Конфигурация самолета

Этап полета	Положение предкрылков, град.	Положение закрылков, град.
Взлет	0	30
Крейсерский полет	0	0
Посадка	0	30

3.0. Особенности подготовки и выполнения полета

Подготовка и выполнение полета производятся в соответствии с рекомендациями раздела 4 РЛЭ .

3.I. Взлет

Взлет выполняется с закрылками, отклоненными на угол 30°, при выдерживании следующих скоростей :

Скорости на взлете (приборные)
Закрылки 30°
Предкрылки 0°

Взлетный вес, т	I20	I30	I40	I50	I60	I70
Скорость подъема носовой ноги, км/ч	220	230	235	245	250	260
Безопасная скорость взлета, км/ч	240	250	260	265	275	285
Скорость начала уборки закрылков, км/ч	305	315	330	340	350	360
Безопасная скорость, км/ч (закрылки – 0° предкрылки – 0°)	305	315	330	340	350	360

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 9

3.2. Посадка

Посадка выполняется в конфигурации: закрылки - 30°, предкрылки - 0° в соответствии с рекомендациями подраздела 3.5.5 РЛЭ "Посадка с неполностью выпущенной и убранной механизацией крыла".

4.0. Летные характеристики

Допустимый взлетный вес самолета в ожидаемых условиях эксплуатации определяется в соответствии с указаниями подраздела 5.3 РЛЭ с учетом приведенных ниже взлетных дистанций.

Допустимая посадочная масса определяется в соответствии с указаниями подраздела 5.4 РЛЭ с учетом рекомендаций подраздела 3.5.5 РЛЭ .

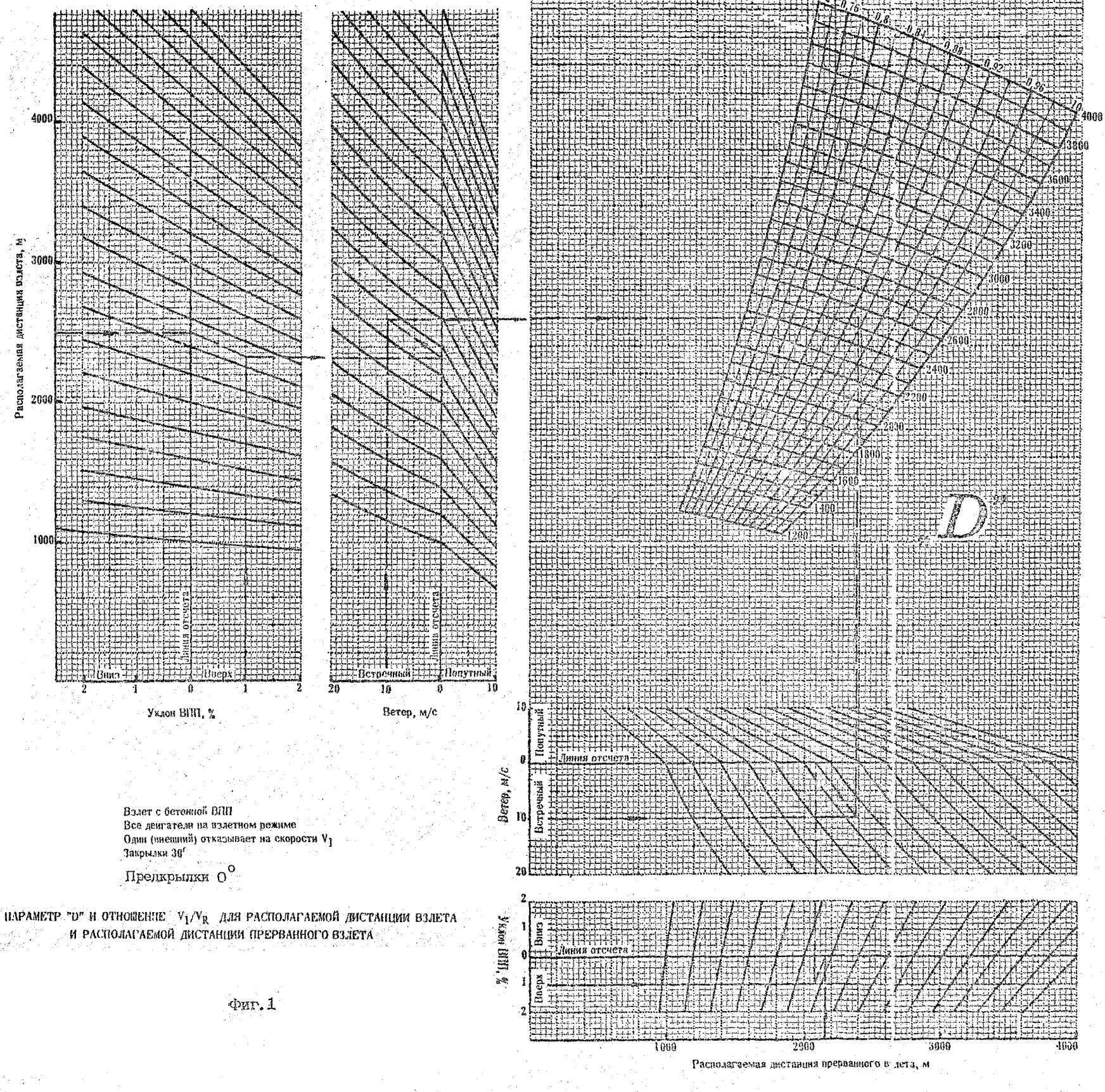
4.1. Скорость сваливания

Закрылки - 30°
Предкрылки- 0°

Взлетный вес, т	120	130	140	150	160	170
Скорость сваливания, км/ч ИН	198	206	214	222	230	236

4.2. Взлетные характеристики

Представленные номограммы (фиг.1-7) позволяют определить потребные дистанции как при всех работающих двигателях, так и с одним выключенным.



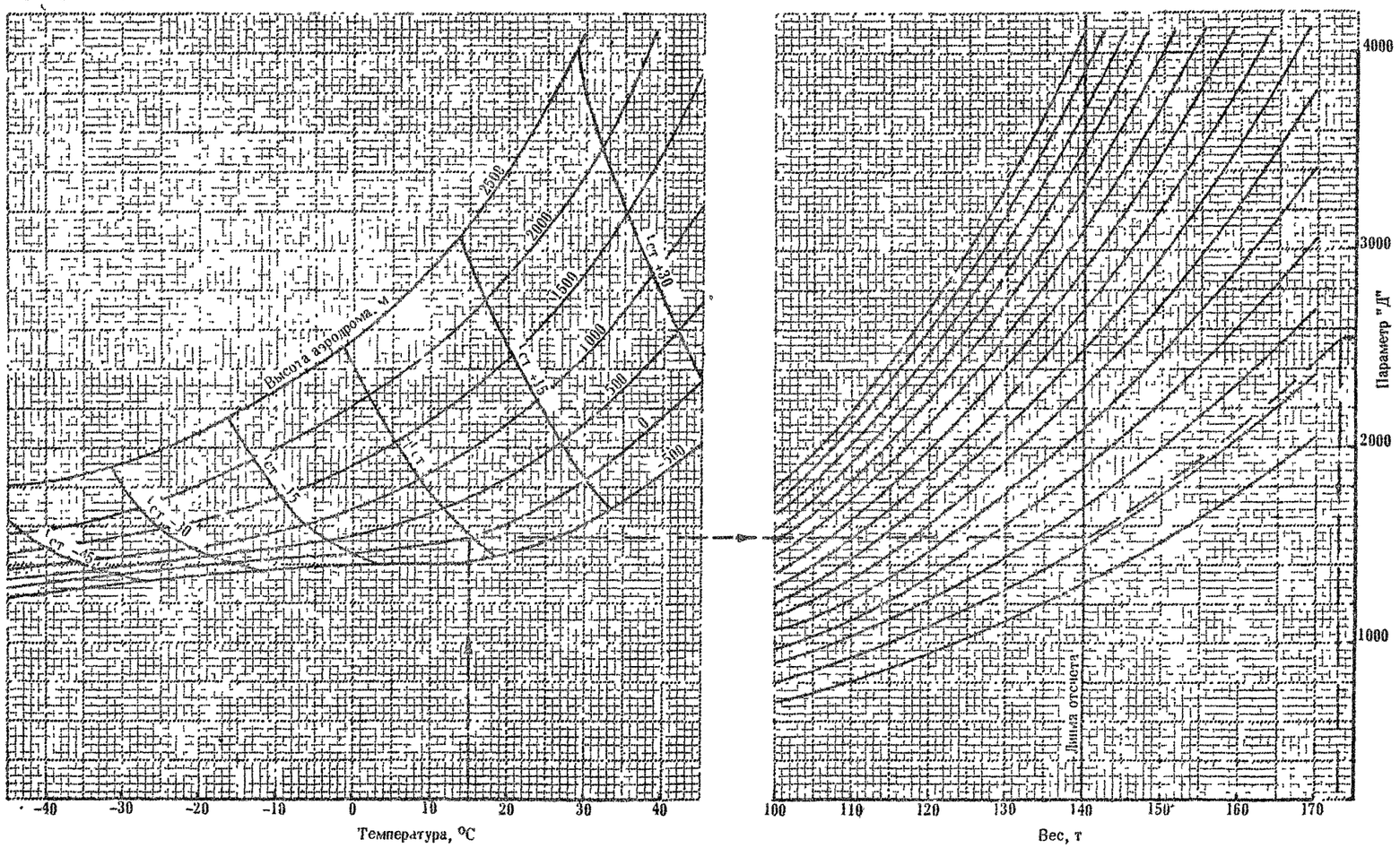
Взлет с бетонной ВПП
Все двигатели на взлетном режиме
Один (внешний) отказывает на скорости V_1
Закрылки 30°
Предкрылки 0°

ПАРАМЕТР "D" И ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

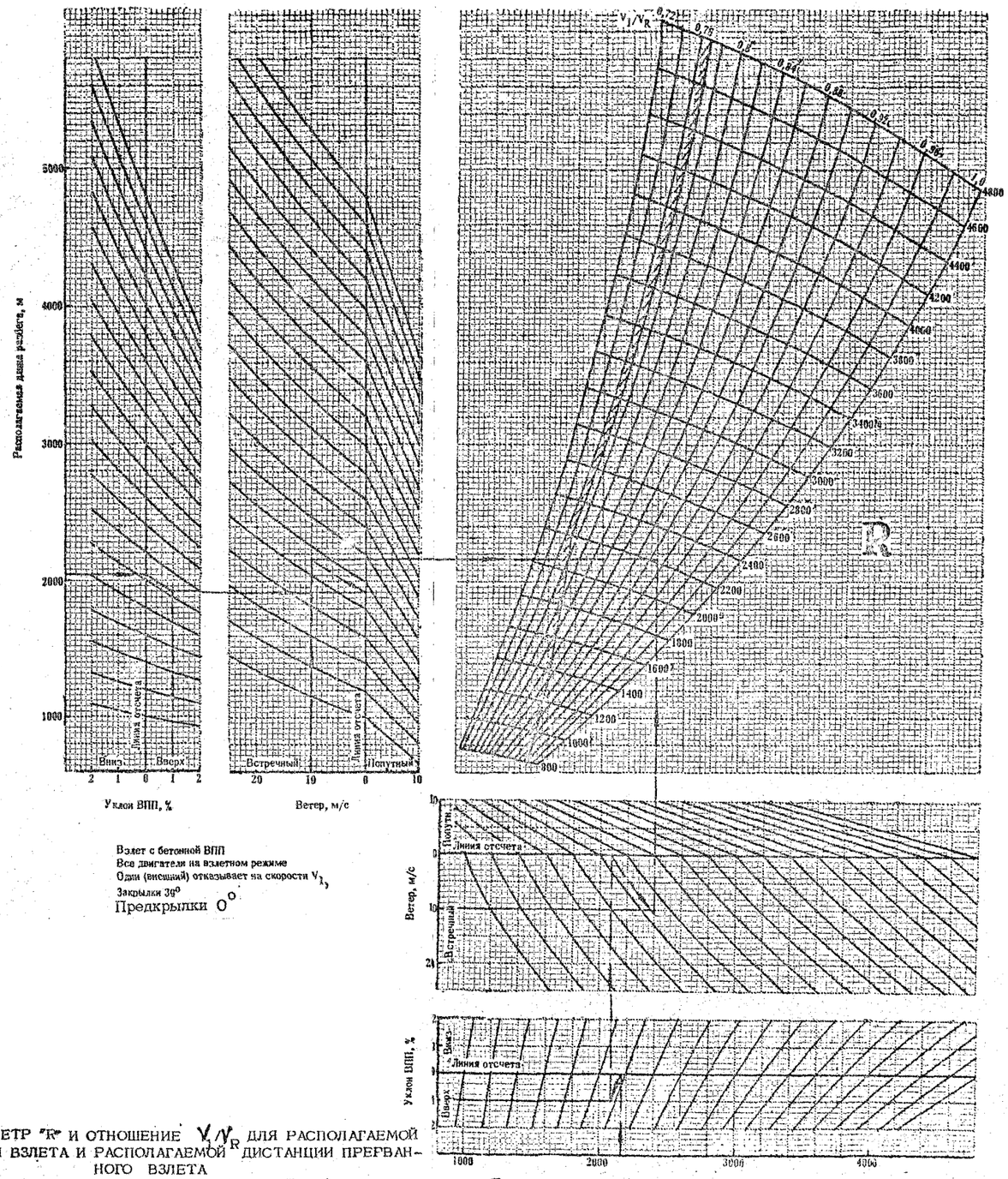
Фиг.1

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ
И ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Взлет с бетонной ВПП
Все двигатели на взлетном режиме
Один (внешний) отказывает на скорости V_1
Закрылки 30°
Предкрылки 0°



Фиг. 2



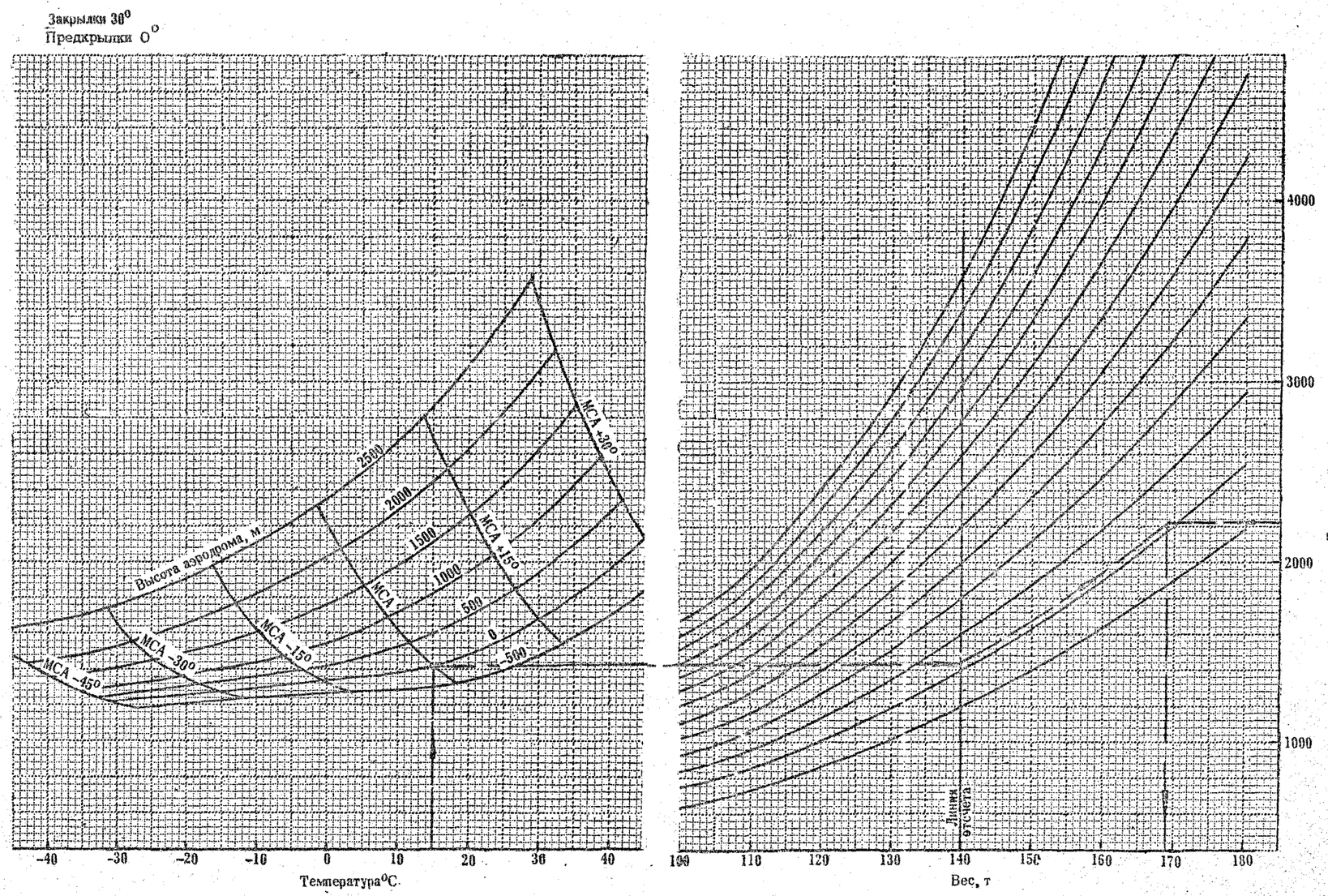
ПАРАМЕТР "R" И ОТНОШЕНИЕ V_1/V_R ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМОЙ ДЛИНЫ ВЗЛЕТА И РАСПОЛАГАЕМОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

Фиг.3

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Изменение № 9

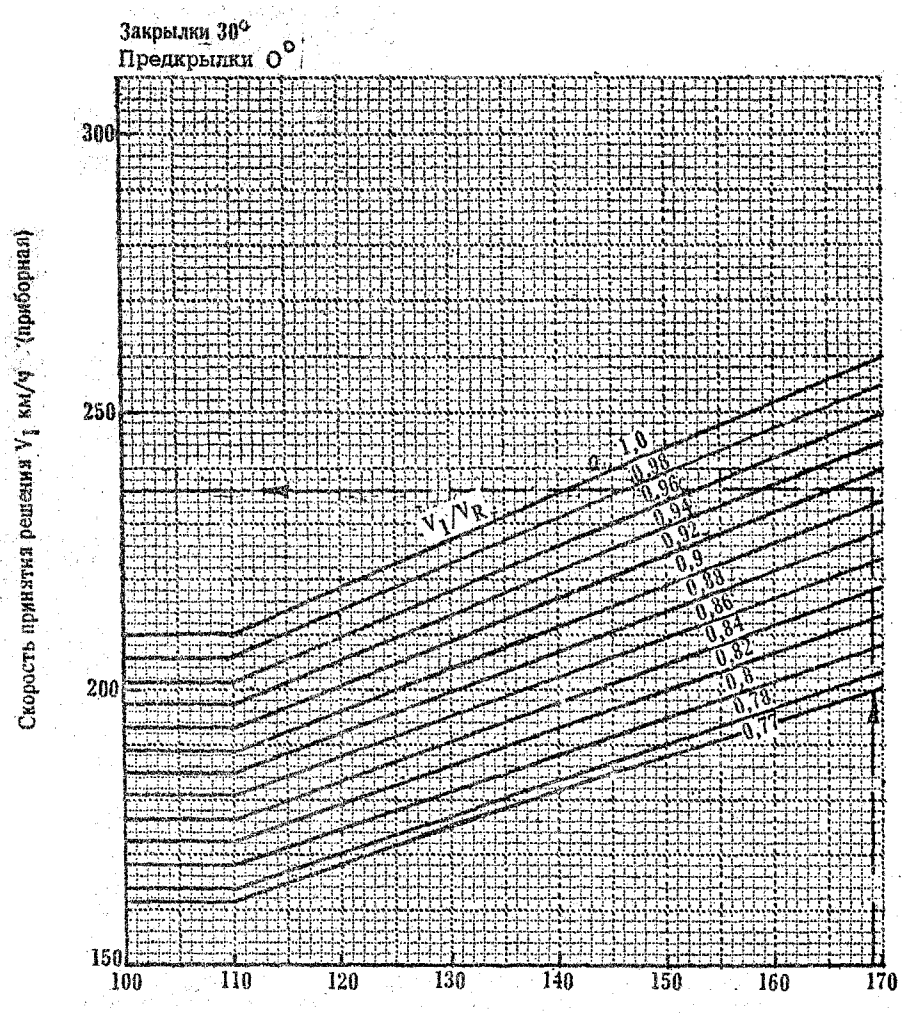
ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС ДЛЯ РАСПОЛАГАЕМЫХ ДИСТАНЦИИ РАЗБЕГА И ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА



Фиг.4

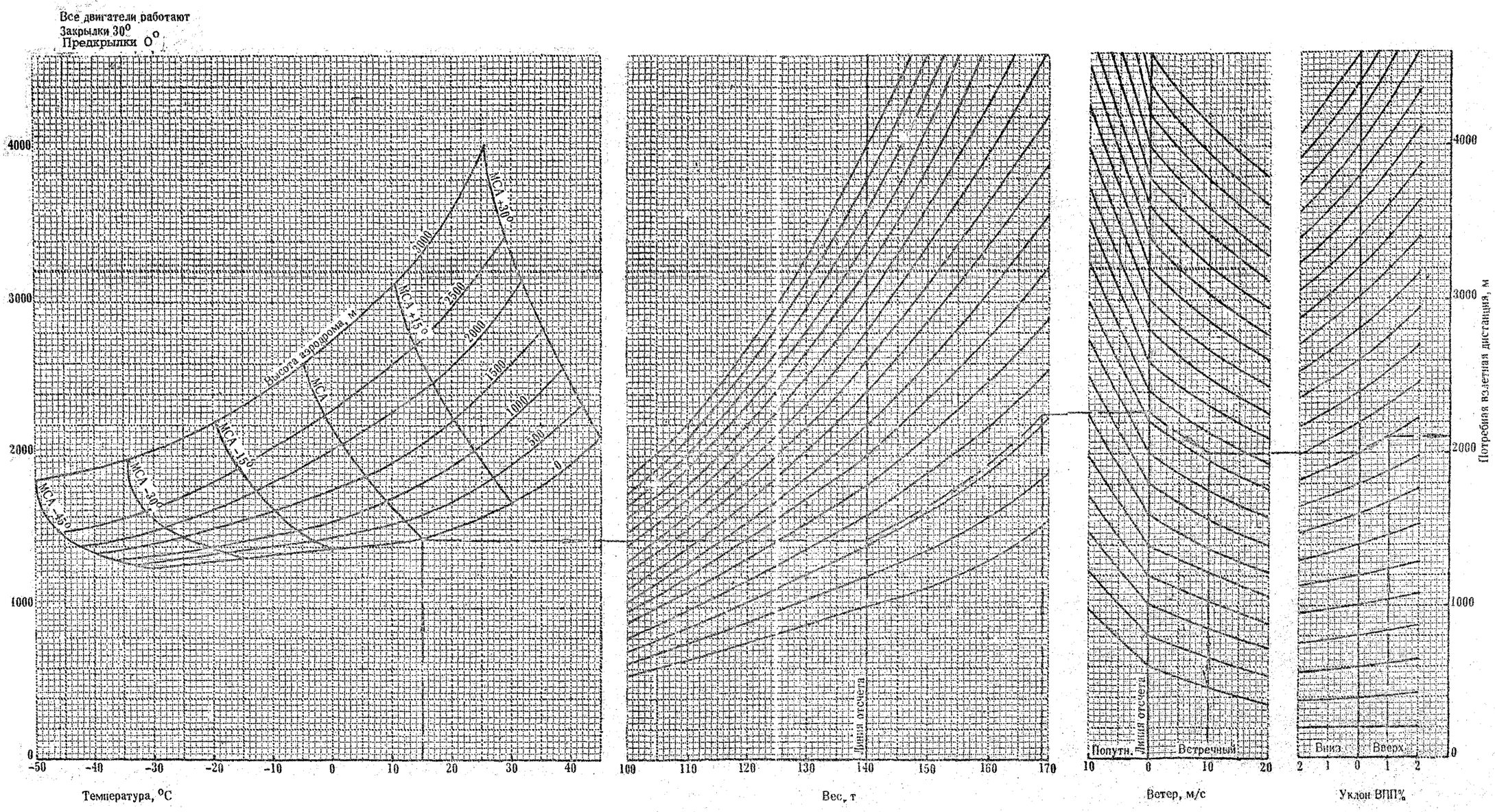
СКОРОСТЬ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ V_1

В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВЗЛЕТНОГО ВЕСА И ОТНОШЕНИЯ V_1/V_R



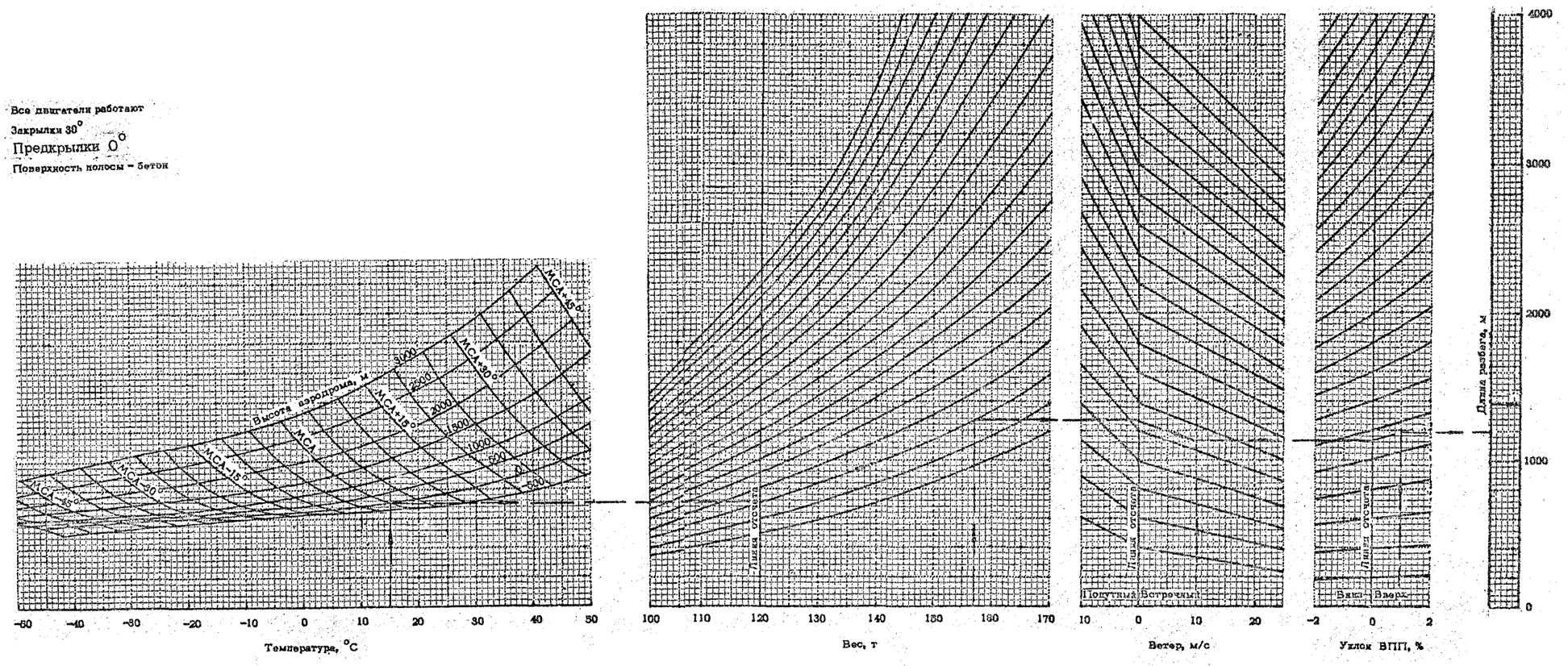
Фиг.5

ПОТРЕБНАЯ ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ



Фиг. 6

ДЛИНА РАЗБЕГА



Фиг.7

Тип. № 4679

Руководство
по летной эксплуатации