



А.М.Изаксон **СОВЕТСКОЕ**
ВЕРТОЛЕТО-
СТРОЕНИЕ

А. М. Изаксон

СОВЕТСКОЕ ВЕРТОЛЕТО- СТРОЕНИЕ

*Второе издание,
переработанное и дополненное*



МОСКВА • МАШИНОСТРОЕНИЕ • 1981

ББК 39.54

И32

УДК 629.735.45

Изаксон А. М.

И32 Советское вертолетостроение. 2-е изд., перераб. и
доп.—М.: Машиностроение, 1981. — 295 с., ил.
В пер.: 1 р. 30 к.

Книга посвящена истории советского вертолетостроения. Даётся краткий обзор зарубежного вертолетостроения на основных этапах развития.

Во втором издании (1-е изд. 1964 г.) внесены дополнения в соответствии с развитием советского вертолетостроения.

Книга предназначена для инженерно-технических и научных работников, связанных с вертолетной техникой. Она представляет интерес для широкого круга читателей.

И 31808-193
038(01)-81 193-81. 3606030000

ББК 39.54
6Т5.1

© Издательство «Машиностроение» 1981 г.

Предисловие

Советская авиация, как и все народное хозяйство нашей страны, успешно развивается. Ежегодно увеличиваются объемы работ, выполняемых вертолетами, — на сегодня единственным не требующим аэродромов видом авиационной техники. Вертолеты транспортируют грузы и пассажиров в труднодоступные районы, с вертолетов вносятся минеральные удобрения для подкормки посевов, ведется борьба с вредителями сельскохозяйственных культур, на вертолетах доставляются вахты на буровые и нефтедобывающие установки, вертолеты используются для геологической разведки, аэрофотосъемки, патрулирования и борьбы с лесными пожарами, а также для выполнения сложных монтажных работ.

Быстрое освоение нефтяных и газовых богатств Западной Сибири оказалось возможным только благодаря широкому применению вертолетов Ми-4, Ми-8 и Ми-6. Есть и другие примеры эффективного применения вертолетов в народном хозяйстве.

Анализ зарубежных материалов свидетельствует, что на Западе области применения вертолетов для военных целей постоянно расширяются. Это и использование вертолетов как транспортных средств с целью повышения мобильности сухопутных войск, и разведка, и оперативная связь, и, наконец, огневая поддержка с воздуха. В последнее время специально оборудованные вертолеты применяются в борьбе с танками. Созданы и эксплуатируются вертолеты для поиска подводных лодок и борьбы с ними.

Вертолет в наши дни стал настолько естественным, общепотребительным и широко распространенным транспортным средством, что многочисленные сообщения прессы, радио или телевидения о работах вертолетов уже не только не привлекают особого внимания, но зачастую воспринимаются как привычные. Между тем, несмотря на не менее длительную, чем у самолетов, историю развития, вертолеты, пригодные для широкого практического применения, появились и у нас в стране и за рубежом немногим более 30 лет назад.

За эти три десятилетия вертолетостроение превратилось из предмета увлечения нескольких сот энтузиастов в целую подотрасль авиационной промышленности, включающую в себя заводы, где строятся и собираются вертолеты, заводы, изготавливающие двигатели и редукторы, заводы, выпускающие вертолетные агрегаты: лопасти, втулки, автоматы перекоса, шасси, бустеры и т. д. Была создана и значительно окрепла сеть научно-исследовательских учреждений, где ведутся теоретические и экспериментальные исследования по вертолетостроению. В течение этих же лет сформировались эксплуатирующие и ремонтные организации, обеспечивающие использование построенных вертолетов.

Таким образом, проектированием, постройкой, эксплуатацией, изучением особенностей и разработкой методов применения вертолетов занимаются многие десятки тысяч людей. Естественно, что для них систематическое изложение истории развития вертолетной техники представляет несомненный интерес.

Автор предлагаемой читателю книги Александр Михайлович Изаксон является одним из пионеров отечественного вертолетостроения. Начав заниматься в 1925 г. под руководством Б. Н. Юрьева вместе с другими энтузиастами работой в области винтокрылых аппаратов, он посвятил им почти всю свою трудовую деятельность (только во время Великой Отечественной войны А. М. Изаксон занимался самолетами, будучи заместителем главного конструктора В. М. Петлякова, а затем работая в исследовательском институте). В 1931—1937 гг. он возглавлял отдел особых конструкций ЦАГИ, где было создано подавляющее большинство довоенных конструкций советских вертолетов и автожиров. После войны он работал в опытно-конструкторском бюро М. Л. Миля, где успешно занимался исследованиями в области аэродинамики. Таким образом, А. М. Изаксон являлся участником или свидетелем большинства событий, описанных в книге.

Требовательное и придирчивое отношение автора к излагаемым фактам и событиям позволяет считать их ценным историческим материалом.

Книга будет полезной для всех, интересующихся историей вертолетостроения и, будем надеяться, привлечет в эту интереснейшую и сложную область авиационной техники новых приверженцев и энтузиастов.

Доктор технических наук М. Н. ТИЩЕНКО

Предисловие автора

Книга «Советское вертолетостроение», изданная в 1964 г., ныне не отражает современный уровень советского и зарубежного вертолетостроения.

За истекшее время значительно возросло количество выпускемых вертолетов разных типов, резко повысились их летно-тактические характеристики, расширились области и масштаб их применения.

За эти годы в сферу советского вертолетостроения оказались вовлечеными тысячи новых, в основном молодых, работников, для которых книга подобного профиля будет, несомненно, интересна и весьма полезна.

Эти обстоятельства объясняют выход в свет 2-го издания книги. При подготовке нового издания весь материал книги был самым тщательным образом пересмотрен и дополнен.

Были заново написаны разделы, посвященные новым вертолетам опытно-конструкторского бюро М. Л. Миля (Ми-6, Ми-10, Ми-2, Ми-8, Ми-12) и Н. И. Камова (Ka-22, Ka-26, Ka-25K), а также освещавшие зарубежное вертолетостроение за последние годы.

Была целиком переделана глава 10 «Некоторые итоги» на основе анализа развития советского и зарубежного вертолетостроения за последние годы. Кроме того, были учтены замечания и пожелания читателей 1-го издания книги.

В книге указываются фамилии авторов наиболее ценных предложений и изобретений, руководителей отдельных работ и основных их участников.

Все замечания и пожелания читателей, направленные на улучшение книги, автор примет с благодарностью.

А. М. ИЗ АКСОН

Существующие схемы вертолетов и их особенности. Примерная классификация

За последние 30—35 лет техника вертолетостроения претерпела столь значительные изменения, что примерная классификация вертолетов, предлагавшаяся ранее *, устарела и нуждается в коррективах.

Представляется рациональным в основу новой классификации положить, как и ранее, схему несущей системы вертолета и количество несущих винтов.

По этим признакам все существующие вертолеты можно разбить на следующие группы:

вертолеты одновинтовой схемы,
вертолеты двухвинтовой схемы,
вертолеты многовинтовой схемы,
вертолеты комбинированной схемы и
реактивные вертолеты.

Каждая из этих групп может быть подразделена на подгруппы в зависимости от применяемой на вертолете схемы силовой установки, типа и количества установленных двигателей.

До 50-х годов наибольшее распространение имели вертолеты с механическим приводом несущего винта, оснащенные поршневыми двигателями (ПД).

С середины пятидесятых годов в вертолетостроении произошел переход к турбовинтовым двигателям (ТВД), что было вызвано стремлением увеличить весовую отдачу вертолета и упростить его конструкцию.

В последние годы все выпускаемые вертолеты, за редким исключением, снабжены только ТВД.

Применение ТВД оказало значительное влияние на конструктивную схему вертолетов и их общую компоновку.

* А. М. Изаксон, Геликоптеры. М.: Оборонгиз, 1947.

Вертолеты одновинтовой схемы

Одновинтовая схема вертолета, разработанная и обоснованная Б. Н. Юрьевым в 1911 г., стала теперь классической, сохранив заложенные при ее создании основные конструктивные элементы и принципиальные особенности:

несущий винт для создания подъемной силы;

рулевой винт для парирования реактивного крутящего момента от несущего винта и путевого управления;

систему управления вертолетом с помощью автомата перекоса;

принципиальную схему перевода несущего винта на режим авторотации при отказе двигателя.

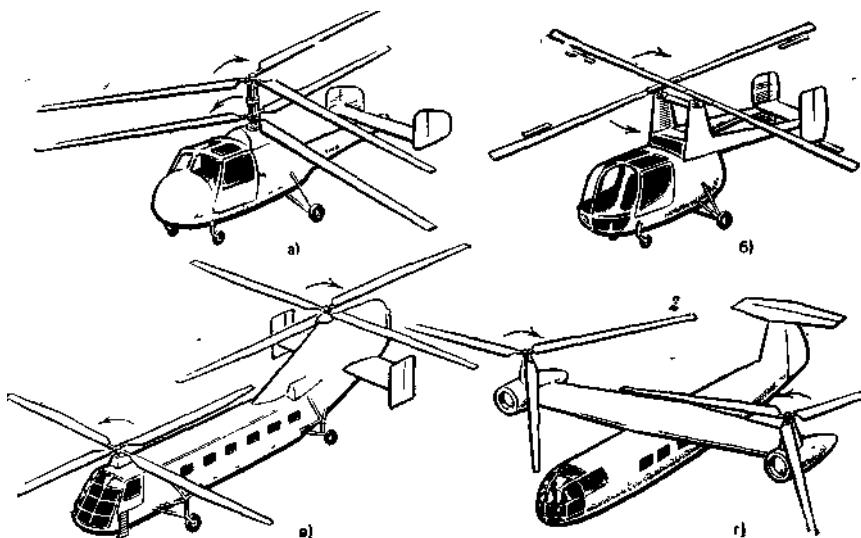
Вертолеты одновинтовой схемы — самые распространенные во всем мире. Объясняется это наибольшей простотой их конструкции, несложной системой управления.

Вертолет одновинтовой схемы



Вертолеты двухвинтовой схемы:

a — соосная схема; *b* — с перекрещивающимися винтами; *v* — продольная схема; *g* — поперечная схема



По одновинтовой схеме построены десятки тысяч вертолетов разного назначения — от одноместных со взлетной массой 500 кг до тяжелых мощных аппаратов со взлетной массой в несколько десятков тонн.

Вертолеты двухвинтовой схемы

Еще на заре вертолетостроения конструкторы изыскивали наиболее рациональные схемы вертолетов, где реактивный крутящий момент от несущего винта погашался бы наиболее просто. Так возникла схема двухвинтовых вертолетов, несущие винты которых, вращаясь в противоположных направлениях, тем самым взаимно уравновешивают появляющиеся реактивные крутящие моменты. В настоящее время существует несколько типов двухвинтовых вертолетов, в той или иной степени нашедших практическое применение:

с расположением несущих винтов по продольной оси вертолета (продольная схема);

с расположением несущих винтов по поперечной оси вертолета (поперечная схема);

с расположением несущих винтов на одной оси (соосная схема);

с перекрещивающимися осями несущих винтов.

На всех двухвинтовых вертолетах несущие винты связаны общей трансмиссией.

Наибольшее распространение получила продольная схема. За рубежом по этой схеме построено около 5% общего количества выпущенных вертолетов. Вертолеты такой схемы строились также в СССР.

У вертолетов продольной схемы два несущих винта расположены один за другим (тандем) по продольной оси фюзеляжа. Для уменьшения взаимного влияния винтов при горизонтальном полете вертолета плоскость вращения заднего винта расположена не сколько выше плоскости вращения переднего винта.

Для уменьшения габаритов несущие винты иногда размещают с некоторым перекрытием.

Силовая установка вертолетов продольной схемы может иметь один или два двигателя.

Ранее эти вертолеты снабжались ПД, последние годы только ТВД.

У двухвинтовых вертолетов поперечной схемы два несущих винта расположены по поперечной оси аппарата с обеих сторон фюзеляжа. Для уменьшения габаритов вертолета в поперечном направлении несущие винты иногда устанавливаются с некоторым перекрытием. У вертолетов такой схемы опоры несущих винтов размещаются на специальных пространственных фермах, прикрепляемых симметрично с обеих сторон фюзеляжа. На некоторых вер-

толетах вместо фермы применено крыло, что повышает аэродинамическое качество вертолета в целом.

Двухвинтовые вертолеты поперечной схемы не нашли применения за рубежом. Некоторое развитие эта схема получила там в последнее время при конструировании вертолетов-самолетов.

В Советском Союзе по такой схеме был создан ряд вертолетов конструкторским коллективом И. П. Братухина (в период 1941—1951 гг.).

В дальнейшем в СССР по поперечной схеме были построены винтокрылы Ка-22 и самый большой в мире вертолет Ми-12.

Вертолеты соосной схемы имеют два винта, расположенных на одной оси и вращающихся в противоположных направлениях.

Плоскости вращения несущих винтов удалены друг от друга на значительное расстояние для предохранения лопастей верхнего и нижнего винтов от столкновения при любом режиме полета вертолета.

За рубежом эта схема не получила развития. Было построено несколько опытных вертолетов, которые не были доведены до эксплуатации.

В Советском Союзе удалось справиться с трудностями доводки опытных вертолетов такой схемы, они получили признание и выпускаются серийно.

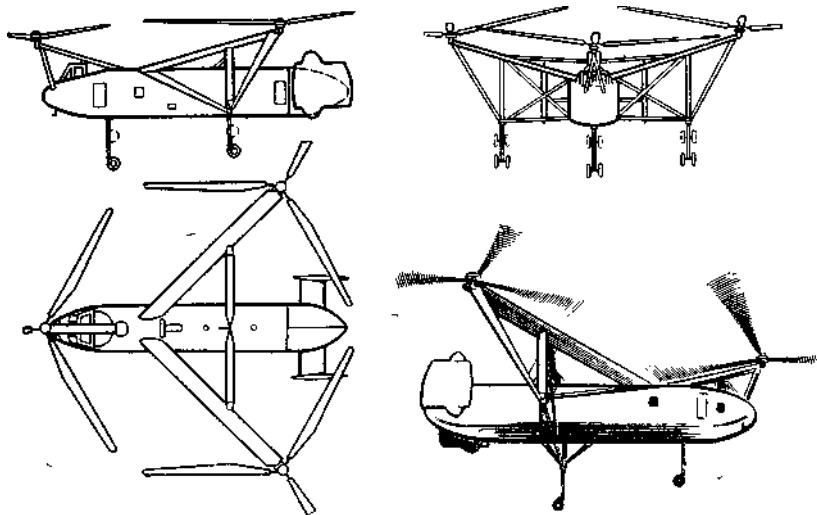
Двухвинтовая схема вертолета с перекрещивающимися винтами представляет собой случай предельного сближения осей несущих винтов вертолета поперечной схемы с перекрытием. У вертолетов этой схемы два несущих винта расположены по бокам фюзеляжа и вращаются в противоположные стороны. Оси несущих винтов наклонены наружу, вращение винтов синхронизировано.

Двухвинтовая схема с перекрещивающимися винтами нашла очень ограниченное применение в зарубежном вертолетостроении. В СССР вертолеты этой схемы не строятся.

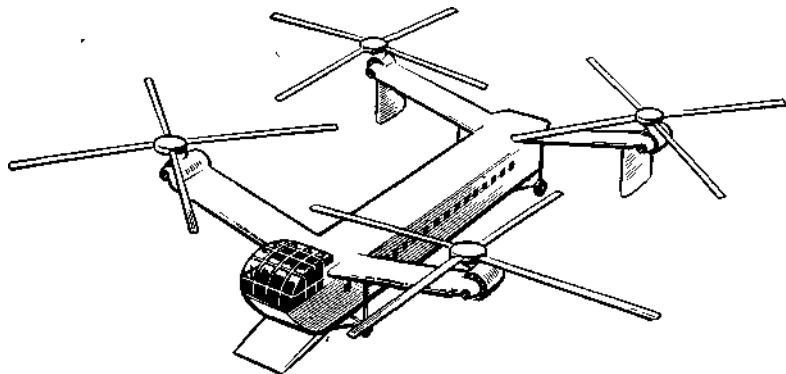
Вертолеты многовинтовой схемы

Многовинтовая схема вертолета издавна привлекала внимание многих ученых и конструкторов. В этой схеме они видели возможность создать вертолет большой грузоподъемности путем применения ряда однотипных конструктивных узлов. Кроме того, эта схема позволяет обеспечить большой диапазон допустимых центровок и создать несущие винты небольших диаметров с высоким КПД. Однако практически многовинтовая схема не получила распространения в связи со сложностью и громоздкостью конструкции в частности системы трансмиссии и управления, и большим вредным сопротивлением такого аппарата.

Несколько опытных вертолетов этой схемы, не получивших признания, и ряд проектов — вот все, что имеется в этой области.



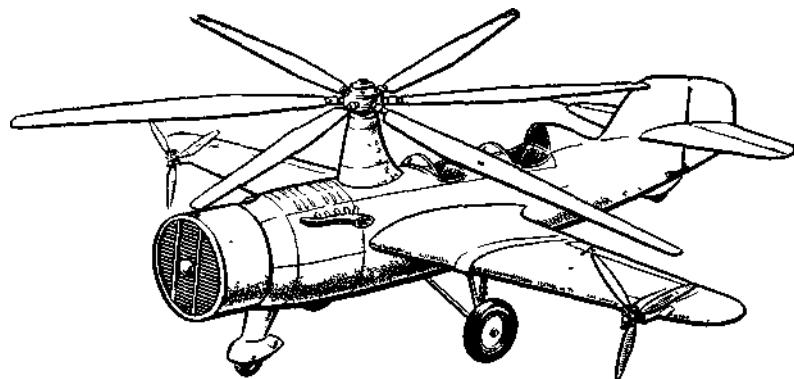
Трехвинтовой вертолет Сиерва W-11, взлетная масса 7940 кг



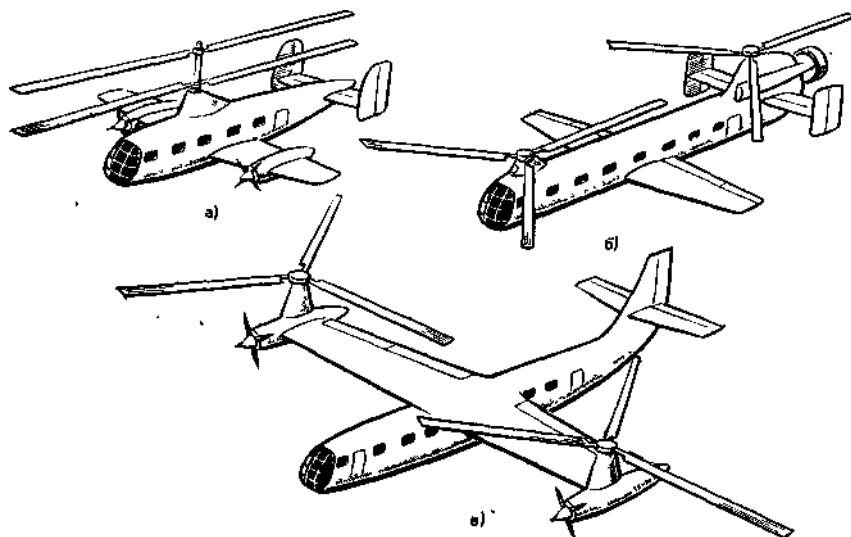
Проект четырехвинтового вертолета

Вертолеты комбинированной схемы

Несущий винт современного вертолета любой из рассмотренных выше схем в горизонтальном полете работает в условиях большой нагрузки и значительных окружных скоростей. В этих условиях при определенных скоростях полета концы лопастей испытывают влияние сжимаемости и попадают в режим срыва потока. Поэтому максимальная горизонтальная скорость обычных вертолетов не может быть больше 340—380 км/ч.



Одновинтовой вертолет комбинированной схемы ЦАГИ
II-ЭА



Двухвинтовые вертолеты комбинированной схемы:
а — соосная схема; б — продольная схема; в — поперечная схема

Для получения большей скорости необходимо предотвратить срыв потока с лопастей несущего винта. Это можно сделать, разгружая несущий винт в горизонтальном полете и освобождая его от функции движителя, т. е. создавая тягу для горизонтального полета вертолета тянувшим винтом или реактивным двигателем.

Так возникла комбинированная схема вертолета, в которой несущая система состоит из несущего винта и крыла, а движение вперед осуществляется тягой тянувшего винта, приводимого во

вращение двигателем. На вертолете такой схемы максимальная скорость горизонтального полета может достигать примерно 450—500 км/ч и даже выше.

Такой вертолет фактически является комбинацией вертолета и автожира (в зависимости от режима полета).

Несмотря на большую по сравнению с вертолетами обычных схем сложность конструкции, вертолет комбинированной схемы имеет значительные преимущества и является весьма перспективным.

Впервые одновинтовой вертолет комбинированной схемы был построен в СССР в отделе особых конструкций ЦАГИ — это вертолет ЦАГИ 11-ЭА с поршневым двигателем.

В настоящее время на вертолетах комбинированной схемы вместо поршневых двигателей применены ТВД.

Вертолеты комбинированной схемы создаются на базе не только одновинтовых вертолетов, но и двухвинтовых всех разновидностей.

Реактивные вертолеты

В середине пятидесятых годов было построено несколько вертолетов с реактивными приводами несущего винта.

У реактивного вертолета суммарный крутящий момент на втулке несущего винта равен нулю, так как момент несущего винта от сил сопротивления воздуха уравновешивается моментом, создаваемым тягой реактивных двигателей или сопел, расположенных на концах лопастей. Поэтому отпадает необходимость в мощном рулевом винте — непременном агрегате вертолетов одновинтовой схемы, потребляющем значительную долю мощности двигателя. И этим в значительной степени объясняется то, что реактивный привод несущего винта применяется исключительно у вертолетов одновинтовой схемы.

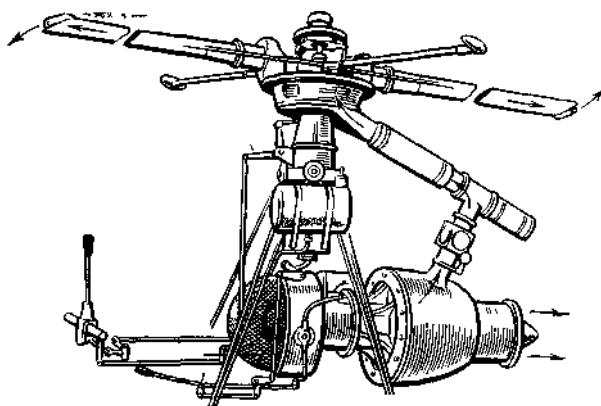
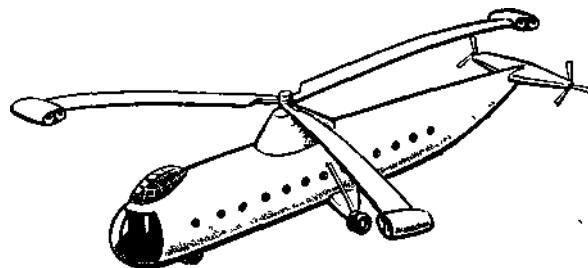
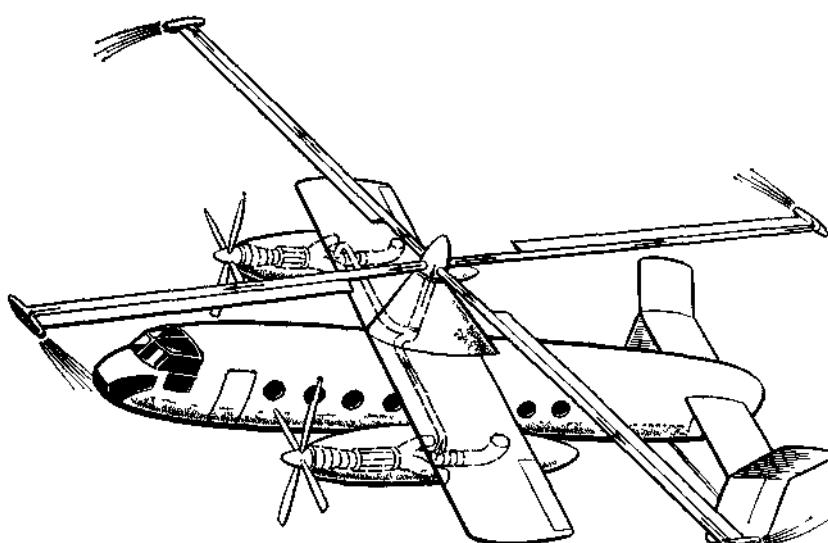
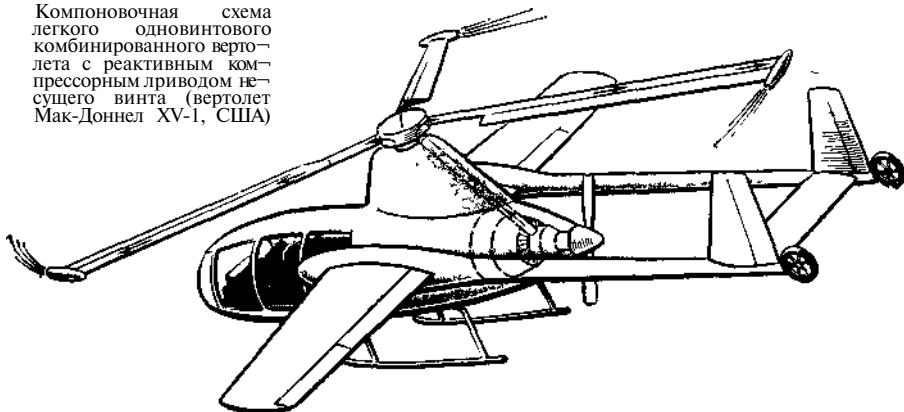


Схема реактивного привода компрессорного типа одновинтового вертолета «Джин»

Проект тяжелого реактивного вертолета одновинтовой схемы с ТРД на концах лопастей



Компоновочная схема легкого одновинтового комбинированного вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта (вертолет Мак-Доннел XV-1, США)



Компоновочная схема тяжелого одновинтового комбинированного вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта (вертолет Фейри «Ротодайн», Англия)

Вертолеты с реактивным приводом несущего винта могут быть построены по одной из двух основных схем:

с компрессорным приводом, если компрессор или генератор газа установлен в фюзеляже и сжатый воздух или газ подводится к соплам, расположенным на концах пустотелых лопастей, или с реактивными двигателями разного типа, устанавливаемыми на концах лопастей.

Компрессорный привод может быть осуществлен в двух вариантах:

путем установки на концах лопастей горелок и реактивных сопел, к которым подается топливо и сжатый воздух и в которых происходит сгорание этого топлива с образованием реактивной тяги;

путем установки на концах лопастей сопел или выходных щелей («холодный», цикл).

При второй схеме реактивного привода (применение реактивных двигателей на концах лопастей) пульсирующие двигатели не используются из-за очень большого шума, малого срока службы и низкого КПД; прямоточные двигатели нашли некоторое применение для легких вертолетов с небольшой продолжительностью полета.

Заманчивым является применение турбореактивных двигателей, особенно для вертолетов большой грузоподъемности, однако создание специальных двигателей такого типа сопряжено с большими трудностями и далеко еще от успешного завершения.

Положительными качествами вертолетов с реактивным приводом несущего винта являются:

- более полное использование мощности двигателя;
- отсутствие сложной и тяжелой трансмиссии;
- увеличенная весовая отдача;
- уменьшение источников вибрации.

К недостаткам вертолетов этой схемы относятся:
большой расход горючего;
сложность работы двигателей в поле центробежных сил;
шум от реактивных прямоточных и пульсирующих двигателей;
сложная конструкция втулки и лопастей, вызванная необходимостью обеспечить подачу через них воздуха от компрессора или горючего.

В середине 50-х годов было построено несколько одновинтовых вертолетов с реактивным приводом, некоторые из них выпускались даже небольшими сериями.

В связи с успешным использованием на вертолетах турбовинтовых двигателей интерес к реактивным вертолетам снизился, что повело за собой сокращение работ над опытными и экспериментальными вертолетами этого типа.

2

Основные этапы советского вертолетостроения

Первые вехи в истории вертолетостроения в России связаны с именем нашего великого соотечественника Михаила Васильевича Ломоносова.

Его работа по постройке и испытанию модели вертолета, предназначавшейся для практического использования (1754 г.), предопределила развитие новой отрасли техники — вертолетостроения.

Многие русские ученые и изобретатели работали над созданием различных схем вертолетов.

В 1869 г. инженер-электротехник Н. А. Лодыгин предложил проект привязного «электролета» — вертолета с электрическим двигателем.

Известный ученый М. А. Рыкачев проводил большие экспериментальные исследования работы несущего вертолетного винта (1870 г.).

Металлург Д. К. Чернов предложил проект вертолета «воздухоплаватель», разработал и обосновал основные принципиальные схемы двухвинтовых вертолетов: соосную, продольную и поперечную (1893 г.).

Инженер-изобретатель С. С. Неждановский высказал интересные идеи по двухвинтовой схеме вертолета, разработал схему одновинтового вертолета с рулевым винтом и, наконец, своими работами предвосхитил схему реактивного вертолета (1894 г.).

Изобретатели С. Гроховский, П. Д. Кузьминский, В. П. Коновалов предложили проекты вертолетов разных схем и типов.

В конце XIX века начинают свою деятельность в области аэrodинамики Д. И. Менделеев, К. Э. Циолковский, С. К. Джевецкий, Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин. В работе Н. Е. Жуковского «К теории летания» (1890 г.) впервые были поставлены вопросы расчета воздушных винтов.

В начале XX века в связи с развитием воздухоплавания в России были созданы общественные авиационные организации (аэроклубы, кружки и пр.), появились первые самолеты отечественной конструкции.

Возрос интерес к разрешению проблемы вертолета. В отличие от более раннего периода, когда строились лишь демонстрационные модели и предлагались мало реальные, порой полуфантастические проекты вертолетов, к этому времени были созданы весьма интересные, технически более обоснованные проекты и были предприняты попытки построить натурный летающий вертолет.

Своими успехами стремительно развивавшаяся авиационная наука во многом была обязана работам Н. Е. Жуковского. Ему принадлежит разработка основных вопросов аэродинамики, создание теории воздушных винтов. Много внимания он уделил изучению работы несущего винта вертолета на специфических вертолетных режимах.

Параллельно с большой теоретической работой, с изданием капитальных научных трудов «О присоединенных вихрях» (1909 г.), «Вихревая теория гребного винта» (1912 г.) и др. Н. Е. Жуковский вновь созданных аэродинамических лабораториях руководил обширными экспериментальными исследованиями по изучению работы воздушных винтов в том числе на режимах чисто вертолетных — «на месте», авторотации, косой обдувки и др.

Среди многочисленных проектов вертолетов, предлагавшихся в те годы, обращали на себя внимание проекты А. В. Яблонева, Гассовского, Ф. С. Старовойта; были построены вертолеты по проектам И. И. Липковского, В. В. Татаринова, К. А. Антонова, Н. И. Сорокина.

Наиболее интересными были работы одного из ближайших учеников Н. Е. Жуковского — Б. Н. Юрьева.

Он произвел глубокий критический анализ существовавших схем вертолетов, заново разработал и обосновал одновинтовую схему вертолета с рулевым винтом и, что имело особо важное значение, изобрел новую систему управления вертолетом с помощью автомата перекоса (1911 г.), разработав принципиальную схему его конструкции.

Под руководством Б. Н. Юрьева проводилась эскизная разработка нескольких проектов одновинтового вертолета, была осуществлена постройка вертолета этой схемы, экспонированного в 1912 г. на Международной выставке воздухоплавания и автомобилизма, приуроченной ко 2-му Всероссийскому воздухоплавательному съезду в Москве.

Несмотря на неудачные попытки создать летающий вертолет, работы по вертолетам в этот период дали много интересного и поучительного, и период с начала XX века до первой мировой войны (1914 г.) можно с полным основанием считать весьмаенным этапом в истории отечественного вертолетостроения, когда были сделаны первые практические шаги по разрешению проблемы вертолета.

В связи с началом первой мировой войны все работы по вертолетам прекратились. За границей предпринимались некоторые

попытки построить привязной вертолет для наблюдения и корректировки, но они оказались безуспешными.

В послевоенные годы во многих зарубежных странах возобновились работы по постройке вертолетов разных схем и конструкций. Были построены и испытаны вертолеты Дуэре и Э. Эмишена (Франция), Г. Берлинера и Г. Ботезата (США), П. Пескара (Испания) и пр.

Результаты испытаний вертолетов, построенных за этот период (1914—1930 гг.), были крайне скромны: высота подъема — несколько (1—5) метров и продолжительность полета — несколько минут. Тем не менее построенные вертолеты служили доказательством принципиальной возможности разрешения этой проблемы.

В России с началом войны все работы по вертолетам были полностью прекращены.

В 1920—1921 гг., когда молодая Советская Республика, разгромив белые армии и отстояв свою независимость, приступила к восстановлению народного хозяйства, к перестройке экономики страны на новых началах, была создана новая отрасль промышленности — авиационная.

На первых порах основную роль в развитии советской авиации призван был сыграть Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), созданный еще в 1918 г. Началось строительство современной лабораторной и производственной базы, мощных аэродинамических труб и экспериментальных установок.

Руководитель экспериментально-аэродинамического отдела (ЭАО) ЦАГИ Б. Н. Юрьев по мере завершения постройки аэродинамических труб все чаще стал обращаться к своей излюбленной тематике — вертолетостроению.

В мае 1925 г. небольшая группа молодежи, пришедшая в ЦАГИ (в их числе был и автор книги), под непосредственным руководством Б. Н. Юрьева начала проводить экспериментальные исследования по изучению различных режимов несущего винта (работа на месте, авторотация и т. п.).

К концу 1926 г. эта группа пополнилась квалифицированными инженерами (А. М. Черемухин, К. А. Бункин) и молодыми работниками, в то время еще студентами МВТУ (И. П. Братухин, А. Ф. Маурин, Г. И. Солнцев). Непосредственное руководство группой было возложено на А. М. Черемухина.

Увеличился объем экспериментальных исследований, была осуществлена эскизная проработка трех вариантов вертолета разных схем — «фаворитов», был построен натурный стенд для испытания элемента вертолета с несущим винтом диаметром 6 м.

Этот период работы вертолетной группы, переименованной в 1928 г. в секцию особых конструкций ЭАО, был весьма плодотворным.

Результаты экспериментальных изысканий, анализ выполненных эскизных проектов и общие итоги испытаний на натурном

стенде давали реальную возможность приступить к проектированию экспериментального вертолета одновинтовой схемы, что и было сделано в конце 1928 г.

К этому времени секция пополнилась новыми работниками (в их числе были В. А. Кузнецов и многие другие). Б. Н. Юрьев перешел из ЦАГИ на другую работу, его заменил в качестве начальника ЭАО Г. Х. Сабинин.

Полным ходом шли проектирование и постройка первого экспериментального вертолета.

В конце 1930 г. первый советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА был построен. Многократно и тщательно опробована вся система и все механизмы, произведен замер развиваемой несущим винтом подъемной силы, отработана система привязи вертолета. Начался длительный и упорный путь тренировки летчика — бессменного летчика первого советского вертолета Алексея Михайловича Черемухина. Наконец, наступила долгожданная ночь (работы часто проводились по ночам, на рассвете). Последняя проверка на привязи. Все в порядке. Сняты ограничивающие скобы. Запущены двигатели. Несущий винт набирает обороты. Еще мгновение — аппарат отрывается от земли и зависает на высоте 1—3 м. Высота увеличивается. Достигнув высоты 10 м, вертолет идет на снижение и посадку.

Постепенно осваивая вертолет, А. М. Черемухин совершил на нем все эволюции, доступные аппарату этого типа.

В 1932 г. испытания вертолета продолжались. Увеличивалась высота полетов. Удлинялось время пребывания в воздухе. 14 августа летчик А. М. Черемухин на вертолете ЦАГИ 1-ЭА совершил подъем на 605 м, более чем в 30 раз превысив мировой рекорд того времени (Асканию, 18 м).

По достигнутым летным результатам, по регулярности полетов и безотказности материальной части вертолет ЦАГИ 1-ЭА знаменовал собой целый этап в истории мирового вертолетостроения.

Однако во время полета 14 августа весьма резко выявился один из существенных недостатков несущего винта с жестким креплением лопастей. При снижении с несколько большей, чем обычно, скоростью несущий винт попал на срывные режимы, сопровождавшиеся частичной потерей эффективности управления. Посадка была неудачной — поломан несущий винт.

Конструкторский коллектив встретился со сложнейшей задачей — понять до конца причины аварии, разобраться в сущности явления, найти средства борьбы с ним.

К этому времени в связи с пополнением секции особых конструкций новыми силами появилась реальная возможность параллельно с работой по вертолетам заняться проектированием автожиров, которые давно уже привлекали к себе внимание авиаконструкторов. И. П. Братухину и В. А. Кузнецову было поручено изучить зарубежный опыт автожиростроения.

Еще в конце 1929 — начале 1930 гг. авиасекцией Осоавиахима был построен автожир «Каскр» по проекту Н. И. Камова и Н. К. Скржинского. Это был первый автожир, построенный в СССР. По своей схеме, параметрам и конструкции основных элементов он был построен по типу одного из последних автожиров Сиерва С-8.

Вначале аппарат не смог летать и лишь после установки более мощного двигателя на нем было совершено значительное количество полетов. Летные данные были мало удовлетворительными.

Параллельно с этим в результате работ группы И. П. Братухина и В. А. Кузнецова в конце 1930 г. было начато проектирование автожира ЦАГИ 2-ЭА по образцу автожира Сиерва С-19 МкШ. Автожир был построен и 17 ноября 1931 г. на нем был совершен первый полет, а затем он успешно прошел летные испытания, показав достаточно высокие летные качества.

Успех автожира ЦАГИ 2-ЭА способствовал дальнейшему развитию работ секции особых конструкций. Секция пополнялась новыми работниками. В 1931 г. сюда были переведены Н. И. Камов и Н. К. Скржинский, приступил к работе В. П. Лаписов. В этом же году здесь начал свою деятельность только что окончивший Новочеркасский авиационный институт М. Л. Миль. В конце 1931 г. начальником секции был назначен А. М. Изаксон, его заместителем — А. М. Черемухин. За один только 1932 г. число работников секции увеличилось в четыре раза. В 1932—1934 гг. в секции начинают работать молодые талантливые инженеры Д. Т. Мацицкий, В. Г. Петрунин, А. П. Проскуряков, Б. Я. Жеребцов, А. А. Докучаев и многие другие.

В январе 1933 г. секция была выделена из ЭАО и преобразована в самостоятельный отдел особых конструкций ЦАГИ (ООК ЦАГИ). Начальник ООК — А. М. Изаксон, его заместители — А. М. Черемухин и Д. И. Антонов.

Организационная структура ООК получает четкий, законченный вид.

Были созданы две Чисто вертолетные бригады
бригада А — экспериментальных исследований и летных испытаний (начальник бригады В. П. Лаписов)

бригада Б — конструкторская бригада (начальник бригады И. П. Братухин).
По автожирам работали:

бригада № 1 — аэродинамических расчетов и экспериментальных исследований (начальник бригады М. Л. Миль);

бригада № 2 — конструкторская бригада (начальник бригады В. А. Кузнецов);

бригада № 3 — конструкторская бригада (начальник бригады Н. И. Камов),
бригада № 6 — конструкторская бригада (начальник бригады Н. К. Скржинский).

Кроме того, в ООК ЦАГИ были

бригада № 4 — производственно-технологическая (начальник А. А. Колoverжин);

бригада № 5 — расчетов на прочность (начальник вначале А. Я. Бахур, позднее Б. В. Богатырев).

К этому времени удалось до конца разобраться в причине аварии вертолета ЦАГИ 1-ЭА. Было принято решение (по предложению И. П. Братухина) снабдить вертолет несущим винтом принципиально новой схемы, где были бы разделены функции создания подъемной силы и управления вертолетом. Впервые при этом использовался опыт автожиростроения — создание несущего винта с шарнирным креплением лопастей.

Был построен модифицированный вертолет ЦАГИ 5-ЭА, подвергшийся тщательному испытанию и изучению (летчик-испытатель А. М. Черемухин).

Успешные результаты испытаний автожира ЦАГИ 2-ЭА открыли широкую перспективу для создания новых советских автожиров.

Были выпущены автожиры: ЦАГИ А-4 (кроме опытного экземпляра была построена небольшая серия), ЦАГИ А-6, ЦАГИ А-7 (было построено семь экземпляров), ЦАГИ А-8 и ЦАГИ А-13. Все эти автожиры крылатого типа показали достаточно высокие летные и эксплуатационные качества, а автожир ЦАГИ А-7 по мощности двигателя, грузоподъемности и максимальной скорости превзошел существовавшие в то время зарубежные автожиры.

Однако при испытании и доводке этих машин не все шло гладко: были трудности, бывали аварии, возникали неразрешимые на первый взгляд вопросы.

Потребовалось провести большие теоретические работы и экспериментальные исследования. Большое участие в этих работах принимал М. Л. Миль.

В 1934 г. были закончены испытания вертолета ЦАГИ 5-ЭА. Новая система несущего винта целиком себя оправдала. Было начато проектирование нового вертолета комбинированной схемы ЦАГИ 11-ЭА, создание которого, также потребовавшее больших теоретических и экспериментальных исследований, явилось крупным шагом вперед.

Для осуществления обширной программы работ отделом обобщых конструкций был создан специализированный аэродром для испытаний вертолетов и автожиров, было организовано опытное производство в виде цеха винтовых аппаратов (ЦВА) на заводе опытных конструкций ЦАГИ (начальник ЦВА А. А. Кобзарев). В журнале «Техника Воздушного Флота» был создан специальный раздел, посвященный винтовым летательным аппаратам.

При испытаниях и эксплуатации большого числа автожиров в новых условиях были выявлены недостатки, органически присущие этим аппаратам крылатой схемы. Необходимо было переходить на автожиры иной схемы — бескрыльые с непосредственным управлением.

Были развернуты обширные работы по изучению и исследованию новой схемы, по созданию автожиров ЦАГИ А-8 (первый и второй экземпляры) и ЦАГИ А-14.

Начато проектирование скоростного автожира ЦАГИ А-12, постройка которого была закончена в середине 1936 г. Первый полет на автожире ЦАГИ А-12 совершил летчик-испытатель А. П. Чернавский. Выполнить программу летных испытаний не удалось: в мае 1937 г. с автожиром произошла катастрофа, в результате которой трагически погиб летчик-испытатель Семен Козырев. Однако в процессе испытаний автожир ЦАГИ А-12 показал исключительно высокие для аппаратов этого типа летные данные.

В конце 1936 г. поступил на аэродром вертолет ЦАГИ 11-ЭА, в начале 1937 г. — новый автожир ЦАГИ А-15.

В период 1937—1938 гг. значительно изменилась общая обстановка, в которой протекала деятельность конструкторской организации.

Началось свертывание работ отдела особых конструкций. Был ликвидирован цех винтовых аппаратов и специальный аэродром. Резко замедлились темпы испытания и доводки вертолета ЦАГИ 11-ЭА, был законсервирован так и не испытанный в полете автожир ЦАГИ А-15.

В январе 1940 г. часть сотрудников отдела во главе с И. П. Братухиным была переведена в МАИ, где организовывалось новое вертолетное ОКБ. Часть сотрудников во главе с Н. И. Камовым была переведена на вновь созданный автожирный завод, где продолжала работы по автожиру А-7 и по новому автожиру АК.

На этом закончилась деятельность специальной конструкторской организации ООК ЦАГИ — единственной в то время организации такого профиля в СССР.

Работа отдела особых конструкций на протяжении всех этих лет — прекрасный пример исключительно дружной работы старых специалистов и молодежи, творческого горения и энтузиазма всего коллектива, смелых дерзаний и упорного неутомимого труда. Отдел особых конструкций ЦАГИ был своеобразной кузницей талантливых кадров для вертолетостроения.

В предвоенном 1940 г. началась деятельность вновь созданных коллективов: ОКБ-3 при МАИ под руководством И. П. Братухина и автожирного завода под руководством Н. И. Камова.

Коллектив И. П. Братухина работал по испытанию вертолета ЦАГИ 11-ЭА ПВ и проектированию нового двухвинтового вертолета поперечной схемы «Омега». В июле 1940 г. был утвержден эскизный проект вертолета «Омега» — первого объекта вновь созданного коллектива.

Началась Великая Отечественная война. В августе 1941 г. заканчивается постройка вертолета «Омега». ОКБ-3 И. П. Братухина эвакуируется. Работа продолжается на новом месте в условиях нехватки производственных возможностей и конструкторских кадров.

Коллектив Н. И. Камова продолжал испытания и доводку автожиров ЦАГИ А-7; одновременно проводились работы по проекти-

рованию нового бескрылого автожира АК, взлетавшего без раз* бега.

Автожиры ЦАГИ А-7 были направлены на один из прифронтовых аэродромов под Смоленском. Однако в условиях тяжелых оборонительных боев, при недостатке истребительной авиации автожиры А-7 нашли весьма ограниченное применение: ночные полеты для сбрасывания листовок, связь с оставленными районами, в небольшой степени — разведка. Вскоре автожиры были эвакуированы в тыл и в дальнейшем участия в военных действиях не принимали.

Завод и ОКБ Н. И. Камова в условиях эвакуации продолжали работать с автожирами А-7 (ремонтные работы) и над постройкой нового автожира АК.

Интерес к автожирам пропадает. Автожир АК недостроен. Завод и ОКБ Н. И. Камова ликвидируются (1943 г.).

В том же 1943 г. проводились летные испытания вертолета «Омега» (летчик-испытатель К. И. Пономарев). Несмотря на плохую работу двигателей, вертолет показал удовлетворительные результаты.

С выпуском этого вертолета был сделан еще один крупный шаг по дальнейшей доводке советских вертолетов. Стало ясно, что при установке соответствующих надежных двигателей этот вертолет может быть пригоден для практической эксплуатации.

ОКБ-3 И. П. Братухина возвращается в Москву. Начались большие работы по дальнейшей модификации вертолета «Омега», связанные главным образом с установкой новых двигателей. Так появились новые вертолеты «Омега-II», Г-3 и Г-4.

В 1946 г. вертолет «Омега-II» принял участие в воздушном параде в День авиации — это был первый случай участия в параде советского вертолета.

На вертолетах Г-3 и Г-4, построенных небольшой серией, в ОКБ И. П. Братухина были проведены важные испытания, в частности подробное исследование посадки вертолета с выключенными двигателями на режиме авторотации несущего винта.

После окончания Великой Отечественной войны появилась реальная возможность расширения фронта работ по вертолетам.

В течение 1945—1947 гг. опытно-конструкторское бюро И. П. Братухина работало над проектированием и постройкой трех новых вертолетов: пассажирского (Б-5), санитарного (Б-9) и вертолета «Воздушный наблюдательный пункт» (Б-10).

В конце 1944 г. ОКБ А. С. Яковлева начало работать над созданием вертолета соосной схемы, который и был построен в 1947 г.

В 1945 г. над проектированием экспериментального вертолета также соосной схемы работал Н. И. Камов с небольшой группой конструкторов. Вертолет этот (Ка-8) был построен в конце 1947 г., а в 1948 г. принял участие в воздушном параде на Тушинском аэродроме. В 1948 г. во вновь организованном ОКБ Н. И. Камова была создана модификация вертолета Ка-8 — вертолет Ка-10.

В первые послевоенные годы, несмотря на отдельные успехи в вертолетостроении, не было вертолета, полностью доведенного и пригодного для широкой эксплуатации. Это объяснялось рядом причин: дефектами, которых не лишиены были серийные вертолеты Г-3 и Г-4; чрезмерной робостью заказчика в освоении этих вертолетов, недоверием к ним, к возможности их практического применения; загруженностью многочисленными заданиями на создание новых вертолетов ОКБ И. П. Братухина, в связи с чем не было возможности сосредоточить силы на доводке выпускаемых машин.

Технические требования на вертолеты были перегружены специальными пунктами о вооружении и оснащении без учета реальных возможностей и общего технического уровня вертолетостроения того времени.

В этих условиях в конце 1947 г. было принято разумное решение, призванное коренным образом изменить существующее положение.

Вместо многочисленных заданий на вертолеты разного назначения, насыщенных вооружением и специальным оборудованием, была принята новая целевая установка: создать двух — трехместный вертолет связи, предъявляя к нему достаточно простые и выполнимые требования.

Такое задание было дано одновременно трем организациям: ОКБ И. П. Братухина, ОКБ А. С. Яковлева и вновь созданному вертолетному ОКБ М. Л. Миля, возглавлявшего в то время научно-исследовательскую лабораторию по вертолетам в ЦАГИ.

В мае 1948 г. в ОКБ И. П. Братухина был построен вертолет связи Б-11 по двухвинтовой поперечной схеме, в котором были использованы целые агрегаты от ранее построенных, но не испытанных вертолетов Б-5, Б-9 и Б-10.

Летные испытания показали, что вертолет Б-11 обладает удовлетворительными качествами и доведен в большей мере, чем все предыдущие вертолеты ОКБ Братухина.

В процессе летных испытаний на некоторых режимах полета началась вибрация вертолета вследствие попадания несущего винта на срывные режимы. В декабре 1948 г. во время одного из полетов для изучения этого явления произошла катастрофа с вертолетом Б-11, в результате которой погибли летчик-испытатель К. И. Пономарев и бортрадист И. Г. Нилус. Причиной катастрофы была поломка вилки крепления одной из лопастей несущего винта.

Несмотря на то, что пригодность выбранной схемы и общая надежность всего аппарата и после катастрофы не вызывали сомнения, все же доверие к вертолету было в значительной мере подорвано. Работы по доводке второго экземпляра вертолета шли весьма нерешительно, а предложение И. П. Братухина о внесении в конструкцию вертолета более радикальных изменений не встретило поддержки. В 1951 г. ОКБ И. П. Братухина было ликвидировано.

В сентябре 1948 г. был построен вертолет Ми-1 конструкции ОКБ М. Л. Миля, осуществленный по одновинтовой схеме.

Заводские летные испытания показали высокие летные качества этого вертолета. В сентябре 1949 г. вертолет поступил на государственные испытания и получил высокую оценку.

В ноябре 1948 г. был закончен вертолет Як-100 конструкции ОКБ А. С. Яковлева, осуществленный также по одновинтовой схеме. Заводские испытания вертолет Як-100 прошел в июне 1950 г. и во второй половине 1950 г. был передан на государственные испытания.

В результате испытаний двух вертолетов был принят для серийной постройки вертолет Ми-1.

В конце 1951 г. в нашей стране было принято решение о создании вертолета большей грузоподъемности, чем существующие. Задание было дано одновременно конструкторским бюро М. Л. Миля и А. С. Яковлева.

В апреле 1952 г. был построен опытный вертолет Ми-4, а летом этого же года появились серийные вертолеты Ми-4. Испытания вертолета Ми-4 показали его высокие летные качества. По полетной массе, мощности двигателя и полезной нагрузке вертолет Ми-4 не имел себе равных в тот период и на несколько лет опередил зарубежное вертолетостроение.

Начался напряженный период освоения вертолета Ми-4 в народном хозяйстве, доводки и совершенствования, создания его модификаций для различных областей применения.

В ОКБ А. С. Яковлева был построен соответственно полученному заданию двухвинтовой вертолет продольной схемы Як-24. При создании вертолета было решено использовать несущую систему (несущий винт, втулку, автомат перекоса) вертолета Ми-4, проверенную и доведенную на этом вертолете и осваиваемую в серийном производстве.

3 июля 1952 г. на вертолете Як-24 был совершен первый полет (летчики-испытатели С. Г. Бровцов и Е. Ф. Милютин). В последующих полетах стали выявляться дефекты вертолета, самым неприятным из них была вибрация аппарата на некоторых режимах. Трудности устранения этого дефекта надолго задержали испытания вертолета, и только в апреле 1955 г. после успешных государственных испытаний вертолет Як-24 был принят к серийному производству. Был построен ряд модификаций вертолета и проделана большая работа по его доводке и совершенствованию.

В этот период ОКБ Н. И. Камова продолжало работать над вертолетом Ка-10 и одновременно над новыми вертолетами Ка-15 и Ка-18, которые нашли применение в ряде областей народного хозяйства и были приняты и серийное производство.

В 1955 г. советское вертолетостроение сделало еще один крупный шаг вперед — были созданы тяжелые транспортные вертолеты.

8 мая 1958 г. на воздушном параде в Тушино принял участие новый мощный вертолет Ми-6, созданный ОКБ М. Л. Миля. По своим размерам, мощности двигателей, грузоподъемности и по летно-тактическим данным этот вертолет намного превзошел все зарубежные вертолеты.

9 июля 1961 г. на воздушном параде в Тушино приняли участие, кроме уже известных вертолетов, новые машины: тяжелый вертолет «летающий кран» ОКБ М. Л. Миля Ми-10, 25-местный пассажирский вертолет Ми-8, вертолет соосной схемы Ка-25К и тяжелый вертолет комбинированной схемы Ка-22 (винтокрыл) ОКБ Н. И. Камова.

В 1961 г. в ОКБ М. Л. Миля был создан вертолет Ми-2, а в 1962 г. — вертолет Ми-8 (с двумя двигателями). Оба вертолета снабжены турбовинтовыми двигателями и созданы взамен ранее созданных и имевших большое распространение вертолетов Ми-1 и Ми-4.

Последующие годы явились периодом дальнейшего бурного прогресса советского вертолетостроения на базе успешного применения новых вертолетов Ми-2, Ми-8, Ми-6 и Ми-10.

В этот же период ОКБ Н. И. Камова успешно работало над созданием и доводкой новых вертолетов соосной схемы — Ка-26 и Ка-25 в народнохозяйственном варианте.

Значительный прогресс советского вертолетостроения был бы невозможен без одновременного количественного и качественного роста специальных вертолетных подразделений научно-исследовательских авиационных институтов, без развития теоретических и экспериментальных исследований, без создания современных натурных и лабораторных стендов и установок.

Таковы основные этапы советского вертолетостроения. Они положены в основу дальнейшего изложения.

Некоторые отступления сделаны, чтобы не нарушать целостного впечатления о деятельности основных конструкторских организаций.

3

Предыстория создания вертолета

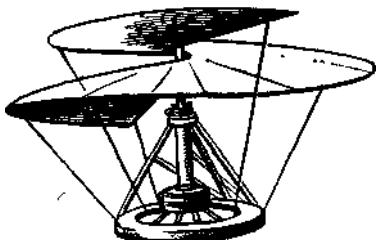
Идея Леонардо да Винчи

Идея создания летательного аппарата тяжелее воздуха, способного вертикально взлетать при помощи несущего винта, впервые была высказана Леонардо да Винчи в 1475 г. Эскизы и описание воздушного винта, сделанные собственноручно великим итальянским ученым, были обнаружены в Миланской библиотеке и опубликованы в конце XIX в.

Леонардо да Винчи представлял себе такой летательный аппарат в виде большого винта из накрахмаленной парусины на проволочном каркасе, приводимого во вращение с помощью мускульной силы человека. О реактивном моменте, возникающем на корпусе аппарата при вращении несущего винта, и о способах его уравновешивания Леонардо да Винчи не знал. И очень смелая идея в силу многих обстоятельств (низкий уровень техники в то время, работа ученого в одиночку, обнаружение рукописи спустя 4 века после ее создания) практически не оказала влияния на всю последующую историю вертолета.

Работа М. В. Ломоносова

Впервые обосновал возможность создания вертолета наш великий соотечественник Михаил Васильевич Ломоносов: он построил летающую модель вертолета, предназначенную для



Эскиз вертолета Леонардо да Винчи

использования в практических целях — для подъема вверх метеорологических приборов.

Построенная по проекту М. В. Ломоносова «аэродромическая машинка» представляла собой летающую модель вертолета — летательного аппарата тяжелее воздуха, поднимающегося в воздух при помощи несущих винтов. В качестве двигателя для вращения несущих винтов использовалась часовая пружина. Модель вертолета была осуществлена по двухвинтовой схеме, но установить точно, была ли эта схема соосная или двухвинтовая с параллельным расположением осей винтов, не представляется возможным.

На основе внимательного рассмотрения сохранившихся документов можно сделать следующие выводы:

М. В. Ломоносов впервые установил наличие при работе несущего винта паразитического реактивного крутящего момента и впервые же предложил метод его парирования;

в процессе испытания модели был впервые применен метод подвески модели на шнуре, перекинутом через блоки и уравновешенном специальным контргрузом, — метод, нашедший в дальнейшем неоднократное применение;

модель при вращении несущих винтов несколько облегчалась, что служило подтверждением реальности идеи летательного аппарата тяжелее воздуха, поднимающегося при помощи несущих винтов;

опыты, проведенные с моделью, позволили М. В. Ломоносову утверждать, что подъемную силу можно увеличить путем увеличения силы пружины и увеличения расстояния между противоположными парами «крыльев»;

встречающиеся в некоторых литературных источниках рисунки, изображающие модель вертолета М. В. Ломоносова, являются фантазией художников, так как подлинные эскизы до сих пор не обнаружены.

Несмотря на то, что в силу многих причин (низкий общий уровень техники того времени, большая относительная масса пружин, отсутствие иного двигателя) работа М. В. Ломоносова по созданию летающей модели вертолета не была завершена, значение ее велико.

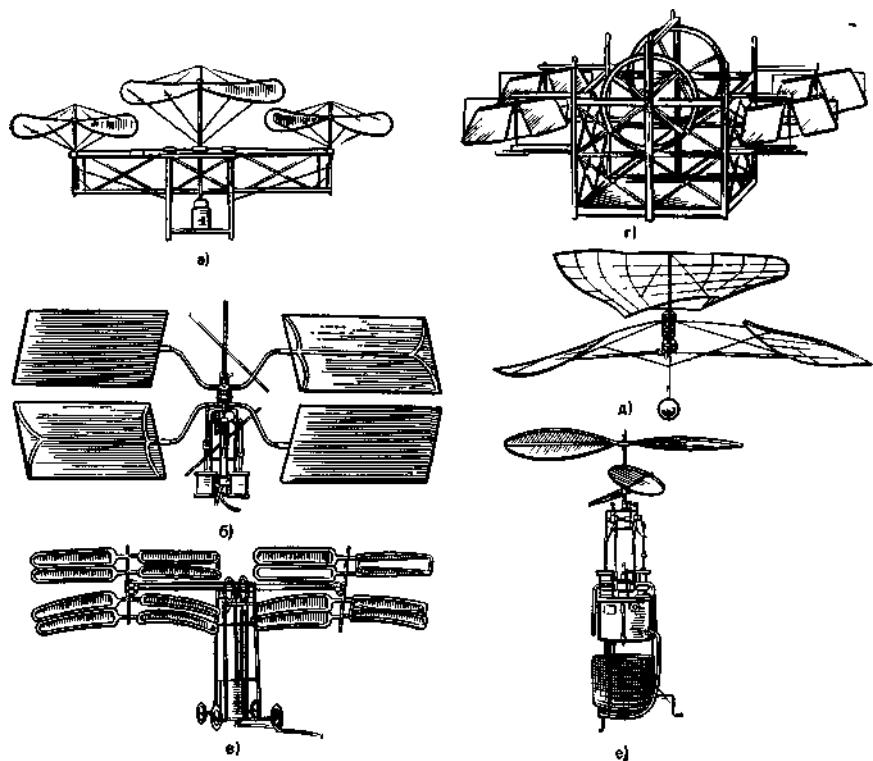
Прошло еще одно столетие...

Одним из многочисленных изобретений, ознаменовавших вторую половину XVIII в., было создание аэростата.

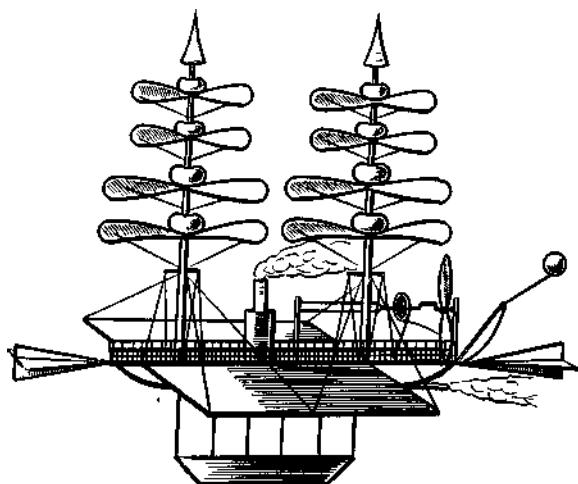
С первыми полетами на аэростате, казалось, сбывалась вековая мечта человека о летании.

Началось увлечение воздухоплаванием, что в сильнейшей степени способствовало развитию этой области техники.

Вскоре, однако, наступило некоторое разочарование: аэростаты разрешили лишь задачу отрыва от земли и подъема в воз-



Модели и проекты вертолетов:
 а — Коссю; б — Дьеэда;
 в — Каstellenя; г — Ван
 Гекк; д — Форланини;
 е — д'Амекура



«Аэронеф» де ла Лан-
 деляя

дух и по-прежнему осталась неразрешенной проблема передвижения в воздушном пространстве. Поднявшись в воздух, аэростат становился игрушкой ветра и воздушных течений, не имея возможности им противодействовать.

Попытки сделать аэростаты управляемыми, предпринятые в начале XIX в., не увенчались успехом: не было соответствующего по мощности и массе двигателя, который можно было бы установить на аэростат.

Наряду с дальнейшими работами по усовершенствованию аэростатов внимание многих энтузиастов вновь обратилось к летательным аппаратам тяжелее воздуха.

Во второй половине XIX в. было создано большое количество демонстрационных и летающих моделей вертолетов. В процессе создания моделей изыскивались рациональные схемы, новые конструктивные формы, разрабатывались проекты двигателей, проводилась большая экспериментальная работа по изучению поведения моделей в полете.

Наибольший интерес представляли модели вертолетов Коссю (1845 г.), Ван Гекка (1847 г.), д'Амекура (1863 г.), Дьеэда (1877 г.), Форланини (1877 г.), Кастелля (1878 г.) и некоторые другие.

Следует отметить особую роль в пропаганде идеи создания летательных аппаратов тяжелее воздуха типа вертолета трех французских энтузиастов: Понтона д'Амекура, Габриэля де ла Ланделя и Феликса Турнашона (Надара). Развернутая ими агитационная кампания — выпуск специальных книг, опубликование «Манифеста динамического воздухоплавания», демонстрация моделей, статьи в журналах — повысили интерес к проблеме вертолета. Вышел в свет журнал «Аэронаут», было организовано «Общество содействия воздушным сообщениям при помощи аппаратов тяжелее воздуха». Членом этого общества был Жюль Верн. В его романе «Робур-Завоеватель» идея создания вертолета — «Аэронафе», разработанного де ля Ланделлем, нашла свое блестящее отражение.

Это же столетие в России

Ввиду технической отсталости России XIX в., отсутствия поддержки со стороны правительства многие ценнейшие идеи и предложения не получили успешного завершения. Однако эти неблагоприятные условия не могли заглушить интереса русских ученых к вопросам воздухоплавания.

По инициативе и при активном участии крупнейших русских ученых М. А. Рыкачева, Д. И. Менделеева, Н. Е. Жуковского и др. в 1880 г. был организован VII отдел (воздухоплавательный) Русского технического общества (РТО).

За период 1870—1900 гг. в России было издано около 180 печатных работ по вопросам летания. Начал издаваться журнал

«Воздухоплаватель». Все это в значительной степени способствовало дальнейшему развитию воздухоплавания.

Воздухоплавание привлекло к себе внимание многих русских ученых и инженеров, которые делали попытки практически разрешить эту заманчивую проблему.

Большие работы по изготовлению разнообразных бумажных моделей самолетов и их испытанию проводил В. В. Котов, изучавший на этих моделях законы устойчивости и управляемости. Широко известны выдающиеся работы А. Ф. Можайского — создателя первого в мире большого самолета. В 1883 г. на изобретенной им аэродинамической тележке он проводил многочисленные эксперименты с моделями винтов, приводимых во вращение часовой пружиной. Пользуясь этим прибором и летающими моделями, А. Ф. Можайский разработал для построенного им самолета воздушные винты, весьма близкие по форме к современным.

После успешных полетов О. Лилиенталя, получивших высокую оценку Н. Е. Жуковского, в России начал развиваться планеризм.

Особенно больших успехов в области создания воздушных змеев и планеров достиг С. С. Неждановский.

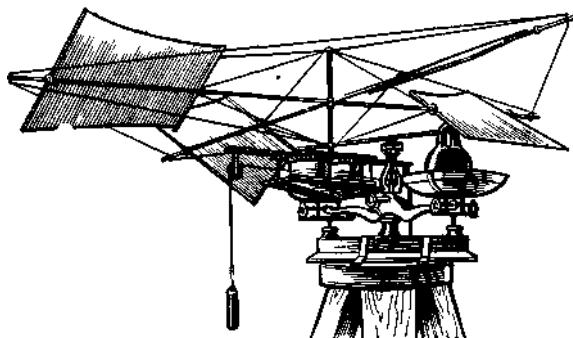
Во второй половине XIX в. в России сильно возрос интерес к проблемам аэродинамики. Виднейшие русские ученые (М. А. Рыкачев, Д. И. Менделеев, С. К. Джевецкий, К. Э. Циолковский, Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин и др.) посвятили этой науке свои труды.

Работы М. А. Рыкачева

М. А. Рыкачев — моряк, позднее академик и директор Главной физической обсерватории — в разрешении проблемы воздухоплавания видел единственную возможность для исследования верхних слоев атмосферы. Совершив лично несколько подъемов на воздушном шаре и проведя исследования атмосферы путем подъема воздушных змеев с научной аппаратурой, М. А. Рыкачев убедился в несовершенстве аэростатов для намеченных изысканий и много сил отдал созданию управляемых аэростатов и летательных аппаратов тяжелее воздуха — вертолетов. Ученый тщательно проанализировал все сделанные до него опыты и расчеты по сопротивлению воздуха и воды и поставил глубокопроработанные эксперименты по изучению работы воздушного винта.

Эти эксперименты М. А. Рыкачев проводил на специально построенному приборе в 1870—1871 гг. Прибор состоял из весов, на одной чаше которых была размещена установка с четырехлопастным винтом, приводимым во вращение падающей гирей или протарированной заранее часовой пружиной. Передача вращения осуществлялась с помощью зубчатых колес. На другой чаше весов находилась гиря, уравновешивавшая установку при неработающем винте.

Прибор М. А. Рыкачева
для испытания моделей
несущего винта



Лопасти имели форму трапеции размером $0,26 \text{ м}^2$ каждая. В процессе испытаний угол установки лопастей менялся в широких пределах, изменялась также частота вращения винта. Производился замер развиваемой винтом подъемной силы и потребляемой мощности.

Несмотря на некоторые недостатки этих опытов, они дали весьма интересные результаты, позволившие впервые в России судить о реальных возможностях несущего винта. На заседании VII отдела РТО после сообщения М. А. Рыкачева о результатах проведенных им испытаний было отмечено большое значение этой работы вообще и, в частности, ее методической стороны (замер подъемной силы винта с помощью весов, т. е. весьма точным методом).

Основная идея М. А. Рыкачева заключалась в создании такого летательного аппарата, который бы взлетал при действии подъемной силы, развиваемой вращающимся несущим винтом, передвигался в нужном направлении при некотором наклоне оси несущего винта.

Все указанные работы были начаты М. А. Рыкачевым, на личные средства. В 1870 г. по его просьбе Главное инженерное управление ассигновало на эти опыты денежные средства, из которых за несколько лет было выдано 3298 р. 58 к.

21 сентября 1871 г. на заседании физико-математического отделения Академии наук М. А. Рыкачев докладывал о своей работе, излагая обширную программу дальнейших опытов и выражая надежду, что его работам будет оказано содействие. Просьба ученого была передана на рассмотрение комиссии, решения которой так и не последовало.

В 1878 г. исследовательские работы были прекращены из-за недостатка средств и отсутствия помещения.

В 1883 г. все изготовленные ранее приборы по просьбе М. А. Рыкачева были переданы в VII отдел РТО, где он надеялся продолжать свои исследования, но это не удалось из-за отсутствия средств.

Первые успехи в развитии авиационной науки в России

Выше уже указывалось, что в последние 2—3 десятилетия XIX в. возрос интерес к воздухоплаванию со стороны крупнейших русских ученых.

Неизменно обращался к проблемам воздухоплавания великий русский химик Дмитрий Иванович Менделеев. Он совершил свободные полеты на воздушном шаре, разработал проект управляемого аэростата, проект стратостата с герметической кабиной для изучения стратосферы, тщательно изучал состояние воздухоплавания за границей и теоретически обобщил многочисленные экспериментальные работы по сопротивлению воздуха.

Большой полезный вклад внес в эту область другой русский ученый С. К. Джевецкий. Изобретатель подводной лодки, человек разносторонне образованный, он много работал в области воздухоплавания, опубликовал ряд теоретических работ по техническим вопросам проектирования самолета, о полете птиц, о расчете гребных винтов. Его теория воздушного винта, хотя и имела ряд ошибок, подробно рассмотренных впоследствии Н. Е. Жуковским, была разработана задолго до появления аналогичных работ за границей и нашла широкое практическое применение.

Доклады С. К. Джевецкого на заседании VII отдела РГО в 1881—1893 гг. неизменно встречались с большим интересом.

Выдающийся русский ученый и изобретатель Константин Эдуардович Циолковский, чьи замечательные работы по ракетной технике и теории межпланетных сообщений широко известны, немало сделал и для развития воздухоплавания. В 1897 г. он построил первую в России аэродинамическую трубу. Эксперименты в ней во многом помогли понять аэродинамику самолета. К. Э. Циолковский спроектировал металлический дирижабль и теоретически обосновал возможность его постройки.

Выдающаяся роль в развитии аэродинамики принадлежит Николаю Егоровичу Жуковскому. Основы теоретической аэrodинамики были в значительной степени разработаны к началу его научной деятельности. Однако многие вопросы были еще неясны, а некоторые из них нуждались в значительной доработке и уточнении. Кроме того, аэродинамика оставалась отвлеченной наукой, мало что дающей для практической жизни.

Восполнить эти пробелы выпало на долю Н. Е. Жуковского, крупнейшего ученого, человека большой и разносторонней эрудиции, оставившего глубочайший след в истории русской и мировой авиационной науки и справедливо названного в подписанном В. И. Лениным постановлении СНК от 3 декабря 1920 г. «отцом русской авиации».

Из наиболее ранних научных работ Н. Е. Жуковского следует отметить работу «К теории летания». На эту тему 4 января 1890 г.

на VII съезде естествоиспытателей и врачей им был прочитан доклад, напечатанный позднее в журнале физико-химического общества.

В этой работе Н. Е. Жуковский впервые установил, что подъемная сила крыла может появиться лишь при создании самолетом воздушной струи, имеющей внутреннее трение и образующей вихри и поверхности раздела. Это положение ныне общеизвестно и всеми признано.

В этой же работе рассматриваются проблемы, связанные с созданием силы тяги воздушного винта и дается метод подсчета тяги и мощности простейшего винта «крылатки», где впервые проявлен строго научный подход к теории винта, хотя подсасывающий эффект винта еще не учитывается.

В своей деятельности Н. Е. Жуковский всегда сочетал глубокие теоретические изыскания с широко поставленными экспериментальными исследованиями. Как в постановке научной задачи, так и в ее заключительной стадии — в выводах и заключении — он неизменно имел в виду реальные потребности растущей авиационной техники.

Н. Е. Жуковский наряду с громадной научной и педагогической работой вел большую общественную работу, привлекая внимание ученых, инженеров и студенческой молодежи к проблемам авиации и авиационной науки.

Неизмерима заслуга Н. Е. Жуковского в том, что он сплотил вокруг себя талантливую молодежь, воспитал ее и создал научную школу, из которой вышли крупнейшие деятели советской авиации.

Примерно в этот же период над вопросами аэродинамики начал работать еще один крупный русский ученый С. А. Чаплыгин.

Проекты вертолетов в России во второй половине XIX в.

Известно несколько проектов вертолетов, с которыми их создатели выступали в надежде заинтересовать соответствующие правительственные учреждения и получить необходимые материальные возможности для осуществления своих замыслов.

Оценивая эти предложения, можно отметить, что большинство из них не выходило за пределы общего технического уровня вертолетостроения во всем мире. В основе их лежало утверждение о возможности осуществить подъем летательного аппарата тяжелее воздуха, используя тягу несущего винта. Поступательное движение имелось в виду осуществить посредством второго (тянущего) винта или путем наклона оси основного поддерживающего винта. Вопросы управления вертолетом и его устойчивости не рассматривались.

Не во всех проектах предусматривалось парирование реактивного крутящего момента, возникающего при вращении несущего винта. Авторы ряда проектов, не представляя себе величину потребной для подъема вертолета мощности, предлагали использовать для этой цели мускульную силу человека.

Большие трудности у всех авторов вызывал вопрос о двигателе, так как подходящих двигателей не существовало. Некоторые авторы предлагали применить паровую машину, другие предлагали электродвигатель, получающий электроэнергию с земли, т. е. делали тем самым вертолет привязанным.

Низкий уровень техники и отсутствие материальной поддержки не позволили реализовать ни один из предложенных проектов.

Известный русский изобретатель электротехник А. Н. Лодыгин предложил проект вертолета с электрическим двигателем. Представляя в 1869 г. Главному инженерному управлению свой проект «электролета», А.Н. Лодыгин дал описание своего аппарата.

«Электролет» представлял собой длинный цилиндр, оканчивавшийся в задней части конусом, а спереди полушиарием. Остов аппарата состоял из продольных и поперечных брусьев, скрепленных медными скобами и обшитых снаружи кровельным железом.

Со стороны полушиария на горизонтальной оси был предусмотрен тянувший винт, который должен был сообщать аппарату движение в горизонтальной плоскости. Этот винт мог отклоняться вправо и влево, что обеспечивало управление аппаратом.

Второй винт (несущий) был расположен сверху и его лопасти были несколько наклонены к корпусу «электролета». Установливая лопасти винта под различными углами, автор рассчитывал изменять в полете тягу, а комбинируя при помощи особого механизма работу обоих винтов, — сообщать аппарату движение в горизонтальной или вертикальной плоскости. При уменьшении тяги несущего винта можно было, по замыслу автора, совершить плавную посадку «электролета».

Для вращения винтов изобретатель спроектировал электродвигатель мощностью 300 л. с., передававший вращение винтам через специальную трансмиссию — редуктор с рядом зубчатых колес. «Электролет» проектировался массой около 500 пудов (свыше 8 т).

Проект А. Н. Лодыгина получил отрицательный отзыв, и в средствах на осуществление этого проекта ему было отказано.

Впервые высказанная А. Н. Лодыгиным и подробно им разработанная идея применения на летательном аппарате в качестве двигателя электромотора не была осуществлена, но не прошла бесследно. Эта идея была использована во Франции применительно к управляемому аэростату.

В 1891 г. изобретатель С. Гроховский разработал проект летательного аппарата, представляющего собой комбинацию вертолета и самолета. По этому проекту аппарат имел два восьми-

лопастных несущих винта, вращавшихся около двух вертикальных осей в разные стороны. В качестве двигателя намечалось использовать электромотор.

Для горизонтального полета предназначались две пары пилких крыльев, совершивших маховое движение от ног воздухоплавателя. Сохранение горизонтальности в поперечной плоскости, по замыслу изобретателя, обеспечивалось с помощью «балансиров» — плоских веерообразных рулей, прикрепленных на шарнирах с боков корпуса аппарата и приводимых в движение от руки воздухоплавателя с помощью особой рукоятки.

Для изменения наклона продольной оси аппарата и направления его движения был установлен дополнительный руль такого же типа, приводимый в движение также от руки воздухоплавателя.

После отрицательного заключения проект С. Гроховского был отклонен.

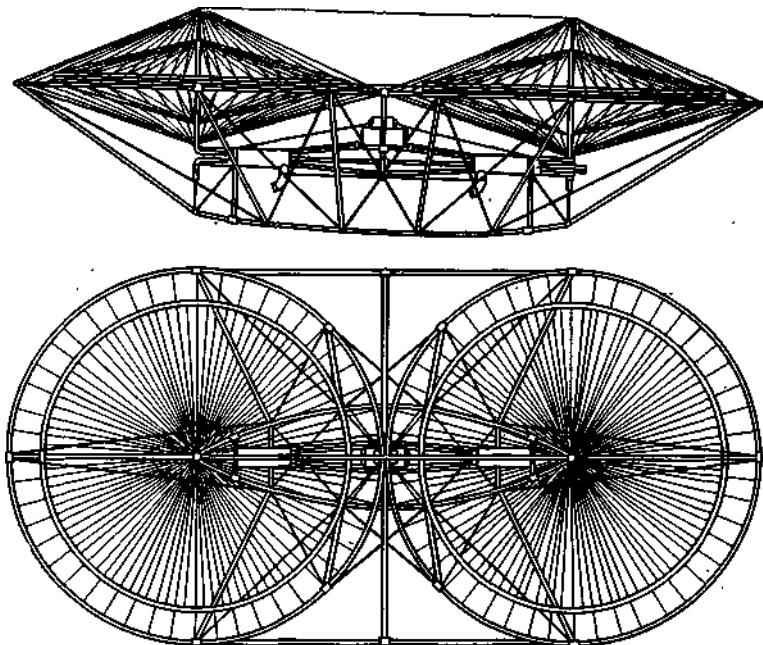
В работах VII (воздухоплавательного) Отдела русского технического общества активное участие принимал один из его организаторов — военный инженер П. Д. Кузьминский. Будучи в основном специалистом в области кораблестроения и теплотехники, П. Д. Кузьминский заинтересовался вопросами воздухоплавания и авиации и много работал в этой области. В частности, он проявил большой интерес к летательным аппаратам вертолетного типа, в связи с чем на протяжении более десяти лет (1881—1892 гг.) изучал работу несущих и тянувших винтов и разрабатывал вопрос об их оптимальных параметрах.

10 марта 1892 г. он сделал доклад на заседании VII отдела о вычисленной и построенной им поверхности для целей воздухоплавания, в котором изложил разработанную им наивыгоднейшую с его точки зрения форму несущего винта, принципы его построения и намеченную обширную программу испытаний такого винта, названного им «русоид».

Встретив благожелательное отношение к своему докладу, П. Д. Кузьминский 4 декабря 1893 г. обратился с письмом к военному министру, где выдвинул предложение построить привязной вертолет «русоид», который может поднять на высоту до 200 м наблюдателя и прожектор, имея в виду после испытаний обратить его в свободный «русоид» и использовать для активной службы. П. Д. Кузьминский просил об ассигновании для постройки привязного «русолета» 10 000 рублей и разрешения производить постройку на заводе артиллерийского ведомства.

Это предложение рассматривалось 3 марта 1894 г. на заседании электротехнического комитета Главного инженерного управления и было отклонено. Одновременно было признано полезным оказать содействие автору для производства опытов.

На основании такого заключения П. Д. Кузьминский разработал обширную программу опытной проверки работы предлагаемых им винтов «русоидов» и создания для этой цели соответствующего экспериментального оборудования.



Проект аэроплана» В. П. Коновалова

Эти предложения были отклонены военным министром.

П. Д. Кузьминский продолжал свои эксперименты с «русоидом» на ассигнования VII отдела, которые были очень незначительны. Одновременно П. Д. Кузьминский спроектировал двигатель для вертолета, названный им «газопаротурбинным». Построенный им опытный образец дал 25 паровых сил, весил 250 кг и имел передний и задний ход.

Работа с этим двигателем и испытания «русоида» остались не завершенными в связи со смертью П. Д. Кузьминского (1900 г.).

В 1895 г. мастер Сестрорецкого завода В. П. Коновалов предложил проект комбинированного аппарата (вертолет-самолет), над которым он работал в течение 6 лет. Аппарат имел овальный корпус, выполненный из стальных труб и обтянутый проволочной сеткой. В средней части аппарата над корпусом была укреплена несущая поверхность площадью 30,1 м². В корпусе были установлены два четырехтактных бензиновых двигателя. Каждый двигатель развивал мощность 18,5 л. с. Двигатели приводили во вращение два трехлопастных несущих винта, укрепленных на вертикальных осях. Стальные лопасти были установлены под небольшим углом к плоскости вращения.

По мысли изобретателя, подъемную силу винтов можно было увеличить, поместив над ними неподвижные оболочки («кольце-

вые тенты»), установленные под некоторым углом к горизонту. Площадь каждого «тента» намечалась в 100 м². Аппарат, который предполагалось построить из стали, должен был весить 600 кг. Было предусмотрено централизованное питание двигателей горючим, рассчитанное на 2 ч полета. Угол установки «тентов» можно было менять, что должно было изменять направление движения аппарата.

Проект В. П. Коновалова не получил поддержки; в средствах, необходимых для постройки аппарата, ему было отказано, и дальнейшие работы с аппаратом были прекращены.

Известный русский инженер-металлург Д. К. Чернов проявлял большой интерес к вопросам летания и разработал проект вертолета. В 1884 г. в Русском техническом обществе им было сделано предложение «О выгоде заменить в геликоптере винт рядом хорошо отполированных металлических пластинок параболической формы».

26 сентября 1890 г. был рассмотрен разработанный Д. К. Черновым проект вертолета, названного им «воздухоплаватель».

Основной элемент этого аппарата — парашют, представлявший собой металлический каркас, обтянутый матерью. Под парашютом по радиусу был расположен ряд перегородок, наклоненных под некоторым углом. Парашюту сообщалось вращательное движение — и радиальные перегородки направляли захватываемый воздух вверх под оболочку парашюта, создавая там повышенное давление и тем самым — подъемную силу.

Для поступательного движения аппарат был снабжен воздушным винтом, сделанным также из материи, натянутой на металлический остов. Вращение парашюта и тянувшего винта должно было, по мысли автора, осуществляться человеком, действующим ногами, или от динамоэлектрической машины.

При рассмотрении проекта были указаны основные принципиальные его недостатки:

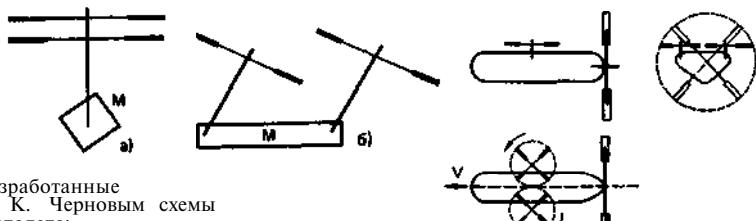
ошибочное представление о возможности при такой схеме получить подъемную силу;

отсутствие каких-либо приспособлений для парирования реактивного крутящего момента.

Проект Д. К. Чернова был забракован и отклонен. Все же было признано целесообразным ходатайствовать о выделении небольшой суммы для производства ряда опытов.

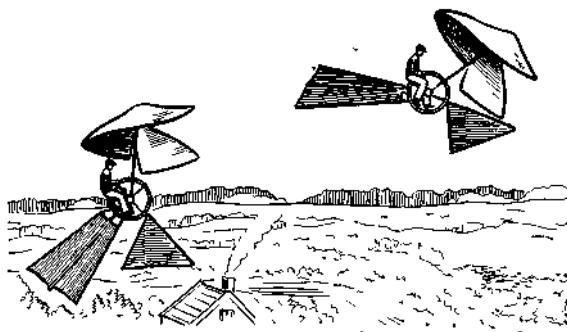
В 1893 г. на заседании VII отдела РГО был заслушан доклад Д. К. Чернова «О наступлении возможности механического воздухоплавания без помощи баллона».

В этой работе был высказан ряд интересных положений, а именно: выгодность крыла, расчлененного на элементы (типа разрезного крыла); возрастание подъемной силы пропорционально квадрату, а работы — пропорционально кубу скорости; наличие разряжения воздуха над элементами летящего самолета и др. Д. К. Чернов пытался установить наивыгоднейший угол атаки



Разработанные
Д. К. Черновым схемы
вертолета:

а — соосная схема; б —
двухвинтовая продоль-
ная; в — двухвинтовая
поперечная



Проект вертолета-вело-
сипеда И. Быкова

крыла, ему же принадлежит мысль о значении вогнутых поверх-
ностей для увеличения подъемной силы.

Хотя доклад вызвал большой интерес, средства, необходимые
для дальнейших опытов, не были найдены.

Д. К. Чернову принадлежит разработка некоторых, ныне об-
щизвестных, схем вертолета.

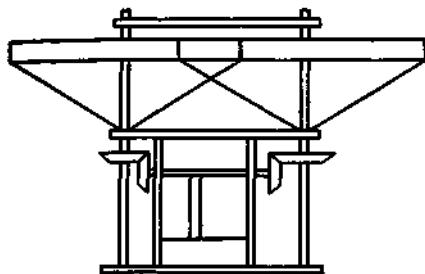
Идея создания вертолета, взлетающего с помощью мускуль-
ной силы человека, оказалась весьма привлекательной. Она
неоднократно предлагалась как за границей, так и в России.

В связи с развитием велосипеда эта идея обрела новую форму —
вертолета-велосипеда. В России многие изобретатели предлагали
и такие проекты.

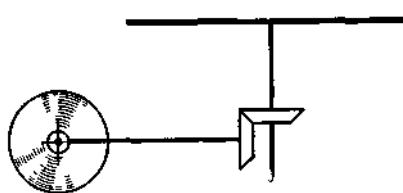
Известен проект такого аппарата, предложенный в 1897 г.
И. Быковым. Проект вертолета-велосипеда примерно такой же
схемы разрабатывал московский кустарь Н. М. Митрейкин.

Замечательные работы с воздушными змеями и запускаемыми
на привязи планерами проводил в 90-х годах XIX в. талантли-
вый конструктор-изобретатель и крупный исследователь С. С. Не-
ждановский.

С. С. Неждановский окончил математический факультет Мос-
ковского университета, некоторое время учился в МВТУ, а затем
целиком посвятил себя изобретательской и исследовательской
деятельности, долгие годы работал под руководством Н. Е. Жу-
ковского. С 1904 по 1906 гг. работал в Аэродинамическом ин-
ституте в Кучино, а после 1919 г. на протяжении ряда лет —
в ЦАГИ.



Предложенная С. С. Неждановским схема двухвинтового вертолета с перекрытием несущих винтов



Предложенная С. С. Неждановским схема одновинтового вертолета с рулевым винтом

Своими работами по воздушным змеям и планерам, предложенными по обеспечению продольной и поперечной устойчивости планеров (постановка стабилизаторов и отгибы концов крыльев), глубокими исследованиями в этой области С. С. Неждановский предвосхитил на много лет соответствующие работы, появившиеся за границей. Он внес много нового и ценного и в другие разделы авиационной науки и техники: работал в области воздушных винтов, специальной аппаратуры для экспериментальных исследований, аэросаней, реактивных винтов и др.

Однако не все стороны многогранной конструкторской и научной деятельности С. С. Неждановского были известны при его жизни.

Только в последние годы при изучении А. И. Яковлевым * технических дневников С. С. Неждановского, которые он вел систематически на протяжении почти всей своей жизни, были обнаружены записи, относящиеся к проблеме вертолета. Они свидетельствуют о том, что С. С. Неждановский интересовался вопросами создания вертолета и продумывал наиболее рациональные схемы такого аппарата.

В записях, относящихся к 1894 г., С. С. Неждановский рассматривал двухвинтовую схему вертолета с противоположным направлением вращения несущих винтов. Для уменьшения массы конструкции и элементов трансмиссии и уменьшения сопротивления С. С. Неждановский предусматривал возможность сближения осей несущих винтов и расположения их с частичным перекрытием ометаемых дисков.

Несколько позднее С. С. Неждановского привлекла своей сравнительной простотой и компактностью одновинтовая схема. Зная о наличии реактивного крутящего момента, С. С. Неждановский рассматривал разные схемы его парирования.

* На эту тему А. И. Яковлев сделал сообщение на заседании секции авиации Советского национального объединения историков естествознания и техники 2 марта 1959 г. [60].

Вначале он предложил парировать реактивный момент по-средством руля, расположенного в струе несущего винта.

Горизонтальный полет вертолета он намечал осуществить за счет горизонтальной тяги несущего винта, ось которого наклонена смещением центра тяжести аппарата. Управление вертолетом в горизонтальной плоскости он предлагал осуществлять при помощи специальных плоскостей, расположенных в потоке несущего винта и отклоняемых по воле летчика.

Позднее С. С. Неждановский предложил более рациональный способ парирования реактивного момента и управления аппаратом в путевом направлении — с помощью рулевого винта. В 1895 г. он писал, что мощность, приходящаяся на рулевой винт, невелика и передача к нему будет легкой, что позволит винт приводить в движение от привода несущего винта.

Разрабатывает С. С. Неждановский и схему реактивного вертолета, у которого на лопастях несущего винта размещены воздушно-реактивные двигатели, названные им «горелками». Привлекает его в такой схеме отсутствие реактивного крутящего момента и общая простота конструктивной схемы.

Все эти предложения были разработаны С. С. Неждановским еще в конце прошлого века, и он предвосхитил в них интересные идеи, получившие практическое осуществление на несколько десятилетий позднее.

4

Первые шаги

Успехи воздухоплавания и авиации. Новый этап в работе по вертолетам

Начало XX в. вплоть до первой мировой войны наряду с успехами воздухоплавания (появление управляемых аэростатов, первых жестких дирижаблей, постройка специальных верфей, эллингов, возникновение опытных воздушных линий) характеризуется зарождением новой области техники — авиации.

Стремительно возрастало количество опытных самолетов, непрерывно улучшались их летные качества. Появились новые более совершенные образцы. Летчики отваживались на внеаэродромные полеты.

Летом 1909 г. француз Луи Блерио совершил на самолете «Блерио XI» перелет через Ламанш. Близилось время практического использования самолета и в первую очередь — военным ведомством.

Русские конструкторы, преодолевая косность царского правительства, ориентировавшегося лишь на зарубежный опыт и закупку заграничных самолетов, начинают строить собственные самолеты.

Появляются отечественные самолеты конструкции Я. Н. Гаккеля, А. С. Кудашева, А. А. Пороховщикова, А. В. Шиукова, И. И. Сикорского, Д. П. Григоровича.

Создаются первые аэродинамические лаборатории, в которых ведется большая экспериментально-исследовательская работа. Ведущая роль в этих исследованиях принадлежала Н. Е. Жуковскому.

Успехи самолетостроения не могли не отразиться на работах по вертолетам.

Если раньше все сводилось к постройке демонстрационных и летающих моделей и к разработке мало реальных, часто полуфантастических проектов, в начале XX в. появилось значительное количество технически более обоснованных проектов. И делались многочисленные попытки построить натурный летающий вертолет.

Работы по созданию вертолетов за границей

Задаваясь целью осуществить лишь вертикальный взлет и «висение», конструкторы и изобретатели не уделяли должного внимания устойчивости вертолета, управлению им, охлаждению двигателя, конструкции трансмиссии и т. п.

В некоторых случаях при разработке принципиальной схемы задуманного вертолета конструктор механически и без особых оснований переносил сюда самолетный опыт, применяя элементы, заимствованные у самолета.

В 1905 г. Морис Леже (Монако) производил испытание модели вертолета. Эта модель имела два соосных винта диаметром 6,25 м, вращавшихся в противоположных направлениях. Винты приводились во вращение электродвигателем, находившимся на земле, при помощи гибкого вала длиной 1 м. При испытании изменяли частоту вращения винтов, меняли загрузку и производили замер развиваемой винтами подъемной силы. Во время одного из испытаний в начале 1906 г. аппарат поднялся, но упал и разбился.

В начале 1906 г. Сантос-Дюмон (Франция) построил вертолет, снабженный двигателем Лавассера («Антуанетт») мощностью 24 л. с. Аппарат был неустойчив и дальнейшие его испытания были прекращены.

В результате многочисленных работ с моделями Корню (Франция) в 1907 г. удалось построить вертолет. Он имел раму из толстых стальных труб, согнутых под тупым углом, установленную на четырех колесах. На концах рамы были смонтированы оси двух двухлопастных винтов диаметром 6 м. У винтов можно было менять установку шага лопастей.

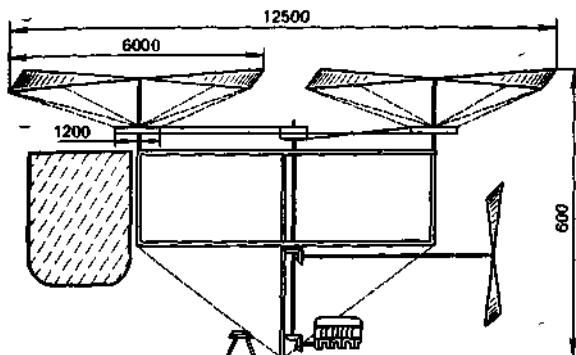
Лопасти были связаны тросами с ободом винта. Винты приводились во вращение от двигателя «Антуанетт» мощностью 24 л. с. Перевод аппарата на горизонтальное перемещение предполагалось осуществлять двумя плоскостями, находившимися в струе винтов. Аппарат без летчика весил 203 кг.

В августе 1907 г. начались испытания вертолета, причем наибольшие неприятности происходили от соскальзывания ремня, передававшего вращение. Первый подъем произошел при 85 об/мин винта, причем поднятая масса была равна 235 кг.

Позднее аппарат поднялся на высоту 30 см при массе 260 кг (с летчиком). При последующем испытании аппарат поднял на высоту 1,5 м летчика и его помощника (полная масса 328 кг). Последующие испытания производились с аппаратом на привязи.

В дальнейшем Корню предпринял целый ряд экспериментальных исследований по выбору наивыгоднейшего несущего винта, производя свои опыты с двигателем в 10—20 л. с.

В конце 1908 г. Корню разработал новый проект вертолета с двумя винтами, вращавшимися в противоположные стороны от одного двигателя при помощи ряда зубчатых передач. Под вин-



Эскиз вертолета Сантос-Дюмона

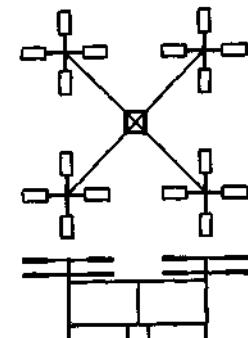
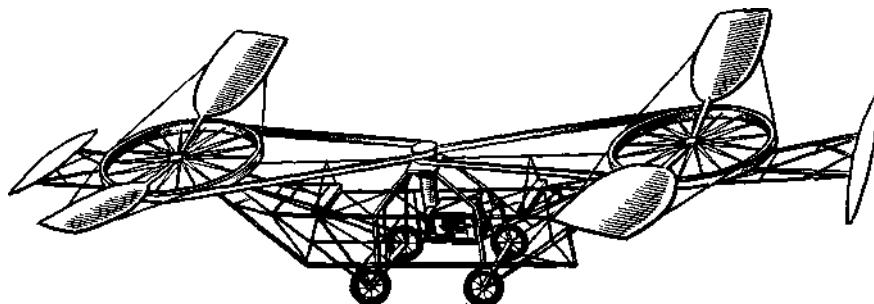


Схема вертолета Бреге и Рише



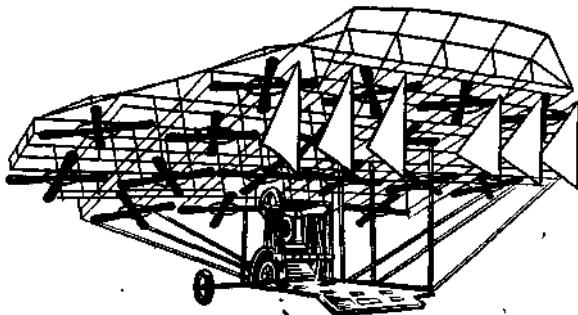
Вертолет Корни

тами помещались направляющие плоскости для придания аппарата поступательной скорости. О постройке аппарата по этому проекту ничего неизвестно.

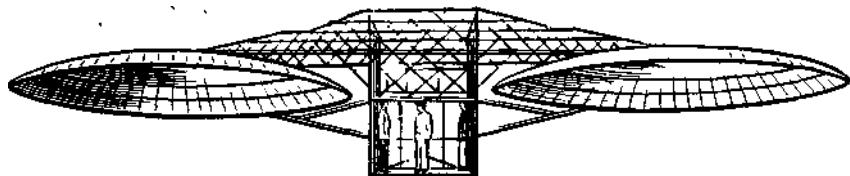
В 1907 г. братья Бреге (Франция) совместно с профессором Рише построили в авиационных мастерских Бреге вертолет. На специальной ферме были установлены четыре биплановых четырехлопастных винта диаметром 8 м. На аппарате был установлен бензиновый двигатель «Антуанетт» мощностью 45 л. с. Полная масса вертолета была равна 578 кг. Винты развивали подъемную силу 620 кгс, и при этом машина несколько раз поднималась вертикально на высоту нескольких метров.

Вслед за этим Бреге и Рише построили второй аппарат. Он имел два биплановых четырехлопастных винта диаметром 7,85 м, расположенных по обеим сторонам фюзеляжа обычного типа. Оси этих винтов были слегка наклонены в целях получения горизонтальной слагающей для поступательного передвижения. Кроме винтов аппарат имел крылья в виде бипланной несущей коробки, а также рулевые поверхности. Винты приводились во вращение от двигателя «Антуанетт» в 40 л. с. Аппарат весил при полной нагрузке 600 кг, подъемная сила винтов достигала лишь 480 кгс. Таким образом, как вертолет аппарат не в состоянии

Вертолет Кимбальса



Жироптер Давидсона



был подняться. Что касается подъема с разбегом, то аппарат мог подниматься со скоростью примерно 25 км/ч.

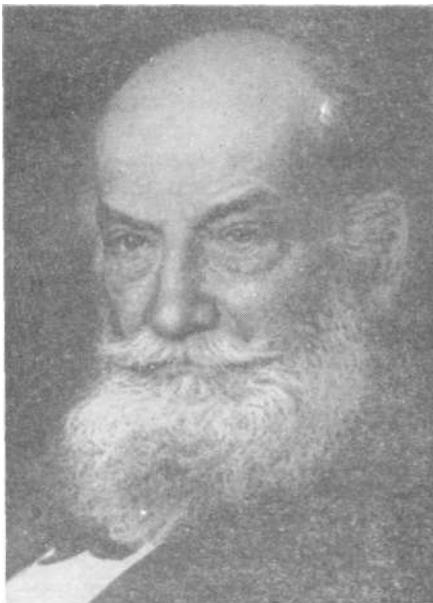
Этот аппарат совершил несколько полетов, имея тенденцию к кабрированию. Во время одного из таких испытаний в июле 1908 г. аппарат поднялся на 10 м, но скабрировал, упал на хвост и был сильно поврежден.

В США к концу 1908 г. инженер Кимбальс построил вертолет в виде легкой рамы, несущей 20 маленьких деревянных винтов, расположенных в одной плоскости. Для использования горизонтальной составляющей тяги для поступательного передвижения оси винтов были поставлены несколько наклонно к вертикали. Винты приводились во вращение от двигателя в 50 л. с., установленного внизу рамы. Для управления в полете вертолет был снабжен рулем высоты и шестью небольшими рулями направления треугольной формы. О результатах испытания этого аппарата ничего неизвестно.

В 1909 г. в Англии конструктор Давидсон построил своеобразный жироптер. Два винта этого аппарата имели большое число лопастей. Этот аппарат весил около 1000 кг и был снабжен паровой машиной в 10 л. с., что было совершенно недостаточно. Поэтому впоследствии на нем были установлены две паровые машины" по 60 л. с. каждая. О результатах опытов с этим аппаратом ничего неизвестно.

Работы Н. Е. Жуковского по вертолетам

Выше уже указывалось, что в царской России перед людьми, заинтересовавшимися авиацией и желавшими посвя-



тить ей свои силы и знания, стояли трудно преодолимые препятствия: техническая отсталость страны, отсутствие поддержки со стороны военного ведомства, передававшего казы за границу, отсутствие отечественных двигателей.

Творческая инициатива и энергия энтузиастов нашла выход на первых порах в создании целого ряда общественных авиационных организаций.

В 1904 г. по инициативе Н. Е. Жуковского была организована воздухоплавательная комиссия при Обществе любителей естествознания, а в 1909 г. было создано Московское общество воздухоплавания (МОВ).

В 1908 г. в Петербурге, Москве, Одессе появились первые аэроклубы. В это же время при крупнейших высших учебных заведениях страны в Петербурге, Москве, Киеве были созданы воздухоплавательные кружки.

Особенно энергичной и плодотворной была деятельность студенческого кружка при МВТУ, почетным председателем которого был Н. Е. Жуковский. В этом кружке начинали свой путь в авиации крупнейшие советские ученые: А. Н. Туполев, Б. Н. Юрьев, В. П. Ветчинкин, Г. Х. Сабинин, Б. С. Стекин и многие другие.

Н. Е. Жуковский принадлежал к числу ученых с очень широким диапазоном научных интересов. Среди большого количества его работ имеются труды по математике, астрономии, строительной механике, гидродинамике, авиации.

Во всех своих работах Н. Е. Жуковский не был отвлеченным теоретиком, исключительное значение он придавал экспериментальным исследованиям.

В 1904 г. под его научным руководством был создан аэродина-

мический институт в Кучино (под Москвой), в 1902 г. — аэродинамическая лаборатория при Московском университете, в 1910 г. — аэродинамическая лаборатория МВТУ. В этих лабораториях были построены аэродинамические трубы, приборы для испытания воздушных винтов, аппаратура для аэродинамических исследований.

Среди многих научных работ Н. Е. Жуковского по авиации целый ряд глубоких изысканий посвящен непосредственно проблеме вертолета и связанной с ней проблеме воздушного винта.

Выше уже упоминалась первая его работа в этой области «К теории летания», написанная им еще в 1890 г.

Следующая работа Н. Е. Жуковского «О полезном грузе, поднимаемом геликоптером», напечатанная в 1904 г., непосредственно относилась к проблеме вертолета. В этой работе Н. Е. Жуковский, рассматривая вопрос о грузоподъемности вертолета и критикуя выводы, сделанные французом Ренаром, приходит к заключению о целесообразности с этой точки зрения строить многовинтовые вертолеты.

Большое теоретическое и практическое значение как для всей аэродинамики, так и для теории воздушного винта имела работа Н. Е. Жуковского «О присоединенных вихрях», доложенная им в Московском математическом обществе 15 ноября 1905 г. и напечатанная в 1906 г. В ней было доказано, что причиной возникновения подъемной силы крыла является круговое (циркуляционное) движение вокруг его потока воздуха. Под влиянием этого движения воздушный поток на верхней поверхности крыла ускоряется сильнее, чем на нижней, что и создает разность давлений, определяющих подъемную силу.

Предложенная Н. Е. Жуковским формула известна под названием теоремы подъемной силы крыла, носит его имя и применяется во всем мире. В этой же работе было доказано, что некоторый фиктивный вихрь, помещенный в поток воздуха вместо крыла, будет обладать такой же подъемной силой, как и крыло. Этот вихрь, эквивалентный крылу по создаваемой им подъемной силе, Н. Е. Жуковский назвал присоединенным вихрем. Теорема Н. Е. Жуковского лежит в основе аэродинамического расчета крыльев самолета, самолетных винтов, несущих винтов вертолета и т. д.

Большой интерес представляла следующая работа Н. Е. Жуковского «Теория гребного винта с большим числом лопастей», вышедшая в свет в 1907 г.

Высказав в этой работе ряд новых идей, Н. Е. Жуковский сделал большой шаг вперед в теории винтов, хотя были здесь и некоторые положения, которые, как это выяснилось позднее, нуждались в уточнении. Выведенная им формула связи тяги винта с мощностью двигателя и радиусом винта нашла широкое применение при расчете вертолетов. Эту формулу обычно называют формулой Вельнера, хотя она была выведена Н. Е. Жуковским значительно раньше.

В своих теоретических работах Н. Е. Жуковский не ограничивался изучением и анализом работы вертолетного винта на режимах взлета и висения, что было характерно для других исследователей, он изучал и другие режимы, не менее важные для вертолета. К этим режимам относится режим косой обдувки, когда поток воздуха набегает на винт не по направлению его оси вращения, а под некоторым (порой весьма большим) углом.

Этому режиму работы несущего винта была посвящена специальная работа Н. Е. Жуковского «Опыт теоретического определения эффекта ветра, дующего в плоскости геликоптерного винта», напечатанная в 1909 г. В ней впервые было проанализировано влияние встречного потока воздуха на величину тяги несущего винта и потребляемой им мощности. Одновременно было показано, что при работе несущего винта на таком режиме помимо тяги возникают продольная и поперечная силы и, кроме того, продольный и поперечный опрокидывающие моменты, действующие на летящий вертолет.

Под руководством Н. Е. Жуковского в период 1904—1910 гг. в Кучинском аэродинамическом институте, а позднее в аэродинамической лаборатории МВТУ была проведена широкая программа экспериментальных исследований. Исследовалось влияние числа лопастей на работу винта, причем число лопастей варьировалось от одной до одиннадцати. Обстоятельно изучалась струя, создаваемая несущим винтом. Испытывались модели вертолетного винта в разных масштабах. Обширные испытания были проведены с несущим винтом на режиме косой обдувки. Как уже отмечалось выше, работы Н. Е. Жуковского по вертолетным винтам широко освещали разные стороны этой проблемы. Много внимания он уделял изучению работы несущего винта на режиме авторотации, что имело первостепенное значение для обеспечения безопасного спуска вертолета при отказе двигателя. Эти исследования, проведенные под руководством Н. Е. Жуковского студентом МВТУ Г. В. Сорокоумовским, показали, что несущий винт на режиме авторотации дает почти такой же эффект, как и парашют того же диаметра. Отсюда следовало непременное требование делать угол установки лопастей вертолетного винта изменяемым и управляемым.

Своими научными трудами Н. Е. Жуковский внес неоценимый вклад в русскую и мировую авиационную науку и в дело развития русской авиации. Столь же велика заслуга Н. Е. Жуковского и в подготовке авиационных кадров, в создании целой научной школы.

Повседневное внимание, благожелательная помощь, высоконаучное руководство — так работал со своими учениками Н. Е. Жуковский.

Следует отметить, в частности, большую помощь, которая была им оказана при разработке Г. Х. Сабининым и

Б. Н. Юрьевым новой теории воздушного винта, так называемой импульсной теории (1910 г.), сыгравшей большую роль при создании первых вертолетов.

Рассматривая научную деятельность Н. Е. Жуковского, не-вольно обращаешь внимание на большой интерес, проявляемый им к вопросам создания вертолета. Об этом, в частности, свидетельствует утверждение одного из его ближайших учеников Б. Н. Юрьева, который в своей последней, посмертно изданной работе пишет: «В этих работах видны колебания Николая Егоровича в те годы в вопросе, чему отдать преимущество: аэроплану или геликоптеру? Объем исследований по геликоптерам явно показывает на большое значение, придаваемое Николаем Егоровичем идею геликоптера».

Работа Н. Е. Жуковского «Вихревая теория гребного винта» представляла собой дальнейшее развитие его прежней работы «О присоединенных вихрях» и содержала теоретические основы для проектирования воздушных винтов.

Н. Е. Жуковским была создана стройная вихревая схема воздушного винта, представляющая собой систему присоединенных вихрей, вращающихся в ометаемой винтом плоскости, и систему свободных вихрей. Последняя система состоит из осевого вихря, называемого центральным вихревым шнуром, и из ряда вихрей, сбегающих в виде винтовых линий с внешних концов лопастей. Имевшаяся в то время фотография работы судового винта в бассейне с водой (работа О. Фламма) явилась подтверждением физической схемы, предложенной Н. Е. Жуковским.

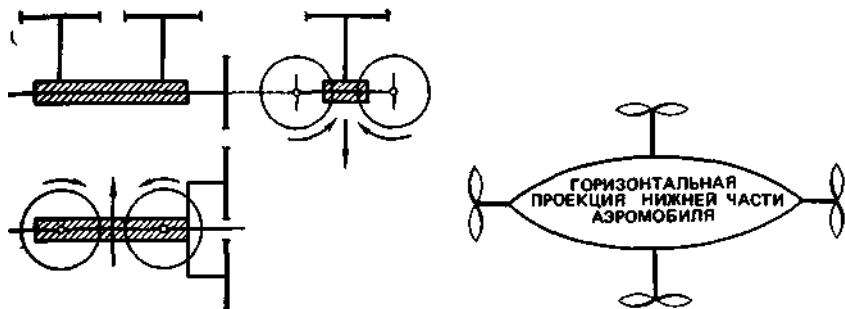
Вихревая теория Н. Е. Жуковского на много лет опередила зарубежные исследования в этой области.

Проект аэромобиля А. В. Яблонева

Строго говоря, предложение А. В. Яблонева, адресованное им VII (воздухоплавательному) отделу Русского технического общества, нельзя назвать проектом, так как в нем отсутствовали чертежи предлагаемого аппарата, расчеты, весовые соотношения, размерности и прочие необходимые данные. Вместе с тем это предложение было насыщено большим количеством весьма своеобразных и порой очень оригинальных технических идей.

Предлагавшийся А. В. Яблоневым летательный аппарат, названный им «аэромобиль», должен был иметь два несущих винта («элеваторы»), расположенных по продольной оси и вращавшихся в противоположные стороны, и два тянувших винта («пропеллеры»), вращавшихся также в противоположные стороны. Для обеспечения безопасности спуска на аппарате предусматривались крылья с клапанным устройством.

При подъеме аппарата, т. е. при обдувке сверху, клапаны открывались и пропускали воздух вниз, а при спуске — закрывались.



Чертеж вертолета А. В. Яблонева продольной схемы с двумя тянувшими винтами и схема расположения «поправочных» винтов

лись, образовывая сплошную поверхность. Для управления в полете аппарат был снабжен рулем высоты и направления. При вертикальном подъеме аппарата крыло, а также рули, чтобы не создавать вредного сопротивления, должны были поворачиваться и становиться ребром.

А. В. Яблонев отказался от применения парового, бензинового и электрического двигателей. Он предлагал создать специальный двигатель «пульвер-мотор» (состоявший из двух цилиндров), работающий от взрыва пороха. Автор подробно разработал схему такого двигателя, отдельные его конструктивные узлы, автоматическую подачу гильз с порохом и т. п. Предлагалось два варианта: один «пульвер-мотор» на несущие и тянувшие винты или по мотору на каждую пару винтов.

Представляет интерес очень подробно разработанная А. В. Яблоневым система автоматической стабилизации аппарата в полете с помощью нескольких (двух или четырех) «поправочных» рулей и винтов. Отклонение этих рулей или работа «поправочных» винтов происходит лишь при появлении нежелательных кренов, привод рулей и винтов — от небольших электродвигателей, питаемых аккумуляторами. Замыкает или размыкает электрическую цепь этих двигателей ртуть, помещенная в выгнутых трубках и переливающаяся при кренах аппарата.

При втором варианте замыкание тока производится маятником, на движение которого не влияют нежелательные крены. На некоторых режимах полета предусматривалась возможность втягивания «поперечных» винтов в корпус аппарата.

Для посадки летательный аппарат был снабжен колесным Шасси со специальной амортизацией. В качестве материала для Постройки аппарата предполагалось использовать сталь.

Предложение А. В. Яблонева рассматривалось на заседании VII отдела 6 марта 1902 г. На основании отрицательного заключения, в основном в связи с несовершенством предлагаемого двигателя — «пульвер-мотора», предложение было отклонено.

При поддержке и ассигновании предложение А. В. Яблонева могло бы послужить программой обширных и, несомненно, интересных экспериментальных исследований.

Проект вертолета И. И. Липковского

В 11-м номере журнала «Воздухоплаватель» за 1904 г. появилась следующая заметка, написанная в сенсационном духе:

«Изготавляемый на Путиловском заводе новый летательный прибор системы инженера Липинского * (ротационный аппарат) закончен постройкой. Произведенные опыты относительно подъемной силы прибора дали вполне благоприятные результаты; публичные же опыты подъема и плавания на различных высотах и при различной погоде будут произведены в скором времени. Задержкой является отсутствие бензинового мотора надлежащей силы, который пришлось выписать из-за границы, так как имеющийся на Путиловском заводе недостаточен для развития большой скорости при полетах против ветра».

И. И. Липковский был крупный инженер, занимавший должность главного директора металлургических и механических заводов; он был известен как изобретатель автоматических тормозов, применяемых с 1893 г. на французских железных дорогах и с 1901 г. — в России.

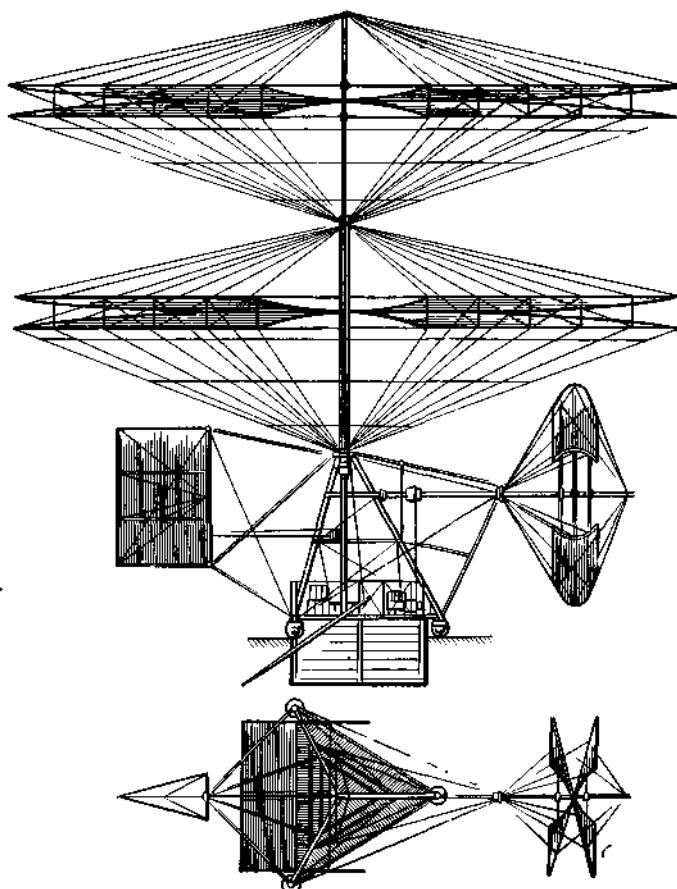
Ввиду отсутствия чертежей и другой технической документации составить представление о вертолете И. И. Липковского можно лишь на основании его доклада в VII отделе РТО. Это был двухвинтовой вертолет соосной схемы.

В двухлопастных несущих винтах были взяты большие углы между крайними радиусами лопастей (более 180°), вследствие чего винты не давали просвета снизу и могли служить как парашюты.

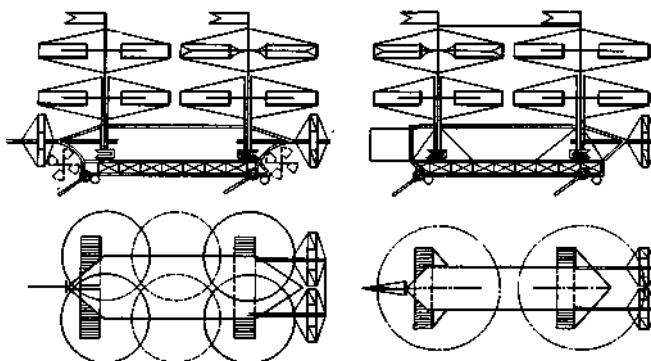
Вертолет был снабжен тянувшим винтом, а для управления в полете имел три руля поворота (руль высоты, руль направления и еще руль для управления при вертикальном полете). Погодку предусматривалось производить на установленные в нижней части аппарата наполненные воздухом большие резиновые шары.

Предполагалось, что при порче двигателя несущие винты благодаря особой схеме лопастей будут играть роль парашюта. Силовая установка вертолета состояла из двух керосиновых двигателей: одного мощностью 80 л. с. (для вращения несущих винтов) и второго мощностью 24 л. с. (для вращения тянущего винта). Диаметр несущих винтов — 16 м, скорость их вращения — 60 об/мин.

* В написании фамилии допущена ошибка. Речь идет о работе инженера И. И. Липковского.



Двухвинтовой соосный вертолет И. И. Липковского



Варианты многовинтовых вертолетов И. И. Липковского

Суммарная полетная масса вертолета (примерно 3000 кг) состояла:

из массы конструкции		
несущих винтов	960	кг
несущих валов	280	»
каркаса, тянувшего винта, рулей, передач и пр.	550	»
большого двигателя	360	кг
малого двигателя	150	»
	Итого	2300 кг
из массы полезного груза:		
керосина	450	кг
двух человек.	200	»
воды для охлаждения	50	»
	Итого	700 кг

Ожидаемые летные данные вертолета И. И. Липковский оценивал следующим образом:

максимальная скорость	70—80	верст/ч
высота подъема	6200	м
скорость «падения»7	м/с

В своем докладе И. И. Липковский отмечал возможность создать на базе предлагаемой им схемы многовинтовые вертолеты (4-, 8- и 12-винтовые).

В проекте И. И. Липковского предусматривалась возможность устанавливать не один тянувший винт, а два и часть рулевых поверхностей также заменять рулевыми винтами.

Постройка вертолета И. И. Липковского была начата, а один из несущих винтов испытывался от двигателя в 35 л. с. с замером развиваемой тяги.

Сохранилось письмо проф. Н. Л. Щукина от 16 марта 1905 г., в котором удостоверяются результаты испытаний опытного прибора, проведенных 3 марта:

«При затрате энергии в 35 паровых лошадиных сил ваш опытный прибор, имеющий два полукрыла наружного диаметра в 16 метров и общей поверхностью в 100 квадратных метров, при скорости вращения 40 оборотов в минуту, поднял груз в ...778 килограммов, что представляет 22 килограмма на 1 паровую лошадь».

Имеется также весьма благоприятный отзыв проф. Н. Л. Кирпичева, ознакомившегося с чертежами аппарата И. И. Липковского и с результатами испытаний модели.

Совершенно иначе оценивал этот проект вертолета Н. Е. Жуковский. По его заключению, проект И. И. Липковского не оригинален, сделанные им расчеты сомнительны, так как он исходил из завышенных коэффициентов полезной отдачи несущего винта и очень заниженных проектных весовых данных.

Кроме того, вопросы устойчивости вертолета в полете были недостаточно проработаны, совершенно не изучено было поведение аппарата при горизонтальном передвижении, когда несущие

винты работают на режиме косой обдувки. Н. Е. Жуковский пришел к выводу, что «. . . выполнение проекта инженера Липковского в том виде, как он описан в его статье от 1903 г., представляет мало надежды на успех».

Судя по тому, что о дальнейшей судьбе этого вертолета нет никаких дополнительных сведений и отсутствуют какие-либо данные о последующих работах над ним и его испытаниях, следует полагать, что оценка проекта, данная Н. Е. Жуковским, полностью оправдалась.

Аэромобиль В. В. Татаринова

Постройка В. В. Татариновым летательного аппарата тяжелее воздуха, названного им «аэромобиль», широко комментировалась в русской печати в 1909—1910 гг. Газеты сообщали, что В. В. Татаринов полностью разрешил задачу полета человека на аппарате тяжелее воздуха, способном взлетать с места и висеть неподвижно. О технической стороне этого проекта писали лишь намеками, и вся работа протекала в обстановке секретности.

Позднее, когда постройка аэромобиля окончилась полнейшей неудачей, вся история сделалась достоянием гласности.

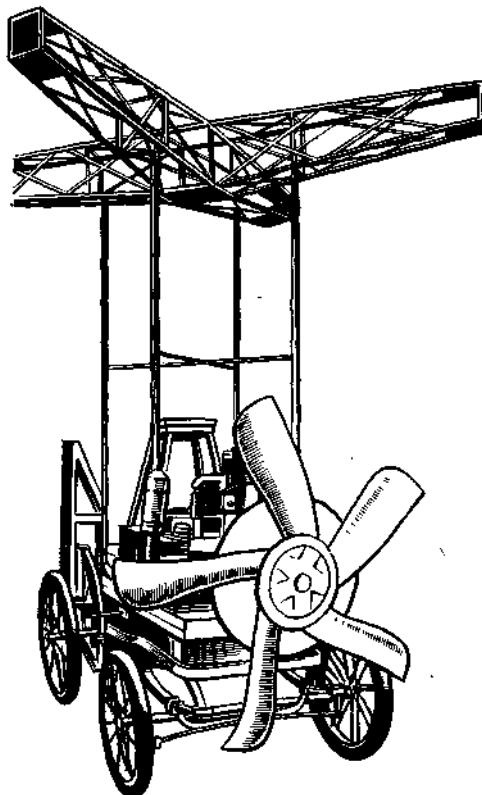
В. В. Татаринов, будучи в Париже, заинтересовался авиацией, и, вернувшись в Россию, построил два планера и летал на них. В 1908 г. он запатентовал проект летательного аппарата типа ортоптера, двигатель которого работал от взрыва ацетилена. Построенная им модель была успешно испытана; она поднимала груз массой 6,5 кг.

При этих испытаниях присутствовали представители Главного инженерного управления. Успех испытаний модели и некоторая известность автора как изобретателя оказали влияние, и ему была ассигнована очень крупная по тем временам сумма в 50 000 руб. № постройку летательного аппарата, основанного на том же принципе. На территории учебного воздухоплавательного парка около Петербурга ему предоставили небольшую сборочную мастерскую-лабораторию.

Приступив к разработке проекта своего аэромобиля такой же схемы, что и испытанная модель, В. В. Татаринов пришел к выводу о нереальности своего проекта и принял решение строить аппарат (без согласования с военным ведомством) совершенно другой схемы.

Новый аппарат разрабатывался по схеме вертолета.

Будучи совершенно неподготовленным к решению этой задачи и не используя научных достижений Н. Е. Жуковского и его школы, В. В. Татаринов встал на путь голого изобретательства «допустил много технических ошибок. Его аэромобиль имел платформу, установленную на четырех колесах, на которой был помещен двухцилиндровый бензиновый двигатель водяного охлажде-



гателя с помощью карданных валов. Впереди аппарата на горизонтальной оси был установлен тянувший винт подобного же «центрофугального» типа. Полная масса аппарата намечалась 610 кг.

Неправильно представляя физическую сущность работы воздушного винта, В. В. Татаринов допустил грубые ошибки в выборе формы лопастей, в размере втулки и т. д. Элементарные подсчеты, произведенные Б. Н. Юрьевым, показывают, что суммарная подъемная сила всех несущих винтов в самом оптимальном случае была бы менее четверти веса аппарата. Никаких органов управления аппаратом в полете не предусматривалось. Не был решен и вопрос о безопасном спуске аппарата при остановке двигателя или при другом аварийном случае.

Сроки постройки аэромобиля, назначенные В. В. Татаринову по договору, истекли. Аппарат не был закончен.

После обследования работы В. В. Татаринова комиссией военного ведомства договор был расторгнут, а изобретатель был изгнан из учебного воздухоплавательного парка. В многочисленных газетных заметках В. В. Татаринов, ранее восхвалявшийся, был подвергнут резким, грубым нападкам. Его называли авантюристом.

ния мощностью 20 л. с. На высоких подставках над рамой платформы была укреплена несущая поверхность площадью 32 м², выполненная из алюминия и имевшая вид лотка с загнутыми краями. Угол установки поверхности мог изменяться.

На этой поверхности четыре выреза предназначались для четырех несущих винтов диаметром 1,5 м каждый. Эти винты были особой схемы, изобретенной В. В. Татариновым. Его так называемый «центрофугальный» пропеллер имел пять вогнутых алюминиевых лопастей и очень большую втулку. Винты приводились во вращение от двигателя с помощью карданных валов. Впереди аппарата на горизонтальной оси был установлен тянувший винт подобного же «центрофугального» типа. Полная масса аппарата намечалась 610 кг.

Неправильно представляя физическую сущность работы воздушного винта, В. В. Татаринов допустил грубые ошибки в выборе формы лопастей, в размере втулки и т. д. Элементарные подсчеты, произведенные Б. Н. Юрьевым, показывают, что суммарная подъемная сила всех несущих винтов в самом оптимальном случае была бы менее четверти веса аппарата. Никаких органов управления аппаратом в полете не предусматривалось. Не был решен и вопрос о безопасном спуске аппарата при остановке двигателя или при другом аварийном случае.

Сроки постройки аэромобиля, назначенные В. В. Татаринову по договору, истекли. Аппарат не был закончен.

После обследования работы В. В. Татаринова комиссией военного ведомства договор был расторгнут, а изобретатель был изгнан из учебного воздухоплавательного парка. В многочисленных газетных заметках В. В. Татаринов, ранее восхвалявшийся, был подвергнут резким, грубым нападкам. Его называли авантюристом.

стом, а военное ведомство обвиняли в нерациональном расходовании средств.

Как свидетельствует Б. Н. Юрьев, эта «история» с геликоптером Татаринова крайне болезненно отразилась на дальнейших работах в России по геликоптерам, так как военное ведомство, опасаясь опять попасть впросак, вообще перестало оказывать какую-либо реальную помощь изобретателям в этой области.

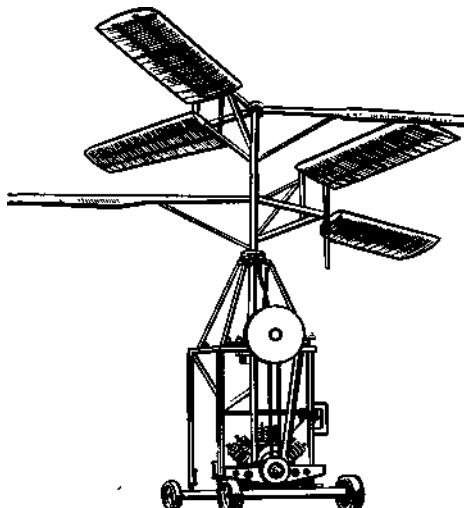
Вертолеты И. И. Сикорского

К 1908 г. относится начало деятельности авиационного конструктора И. И. Сикорского.

Будучи еще студентом Киевского политехнического института, И. И. Сикорский построил двухвинтовой вертолет соосной схемы. Два двухлопастных несущих винта, расположенных один над другим и вращавшихся в противоположные стороны, приводились во вращение трехцилиндровым двигателем Анзани мощностью 12 л. с. Никаких органов управления вертолетом конструктор не предусматривал. Не была предусмотрена также возможность безопасного спуска в случае аварийного выхода двигателя из строя.

После длительных испытаний выяснилось, что мощность двигателя совершенно недостаточна: развиваемая винтами тяга была равна примерно половине веса аппарата.

Зимой 1909 — 1910 гг. был построен второй вертолет по той же принципиальной схеме. Винты по-прежнему было два, винты были трехлопастные, причем диаметр нижнего винта был почти в два раза больше диаметра верхнего. На вертолете был установлен двигатель Анзани мощностью 25 л. с. Весил этот аппарат (пустой) 180 кг. Испытания дали более приятные результаты — была достигнута большая величина развиваемой несущими винтами подъемной силы. Однако работа по дальнейшей доводке аппарата была прервана: двигатель Анзани понадобился для построенного к этому времени не большого самолета. Работы



Второй вертолет И. И. Сикорского

И. И. Сикорского в области вертолетов в тот период на этом закончились. Он перешел целиком к работам по самолетам.

Предложения и работы

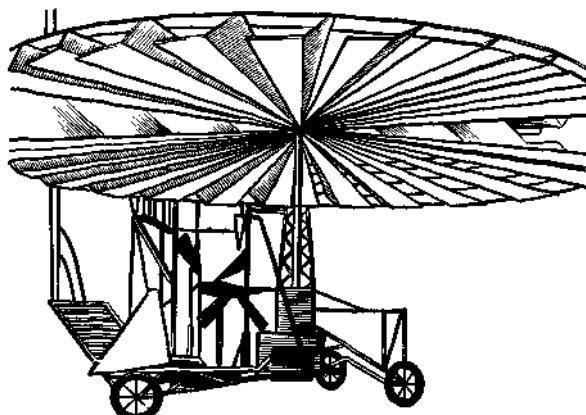
К. А. Антонова, Н. И. Сорокина и др.

Военный инженер К. А. Антонов, много работавший в области дирижаблестроения, подал в 1907 г. заявку на выдачу патента на изобретение вертолета. Патент был выдан только в 1912 г. Около трех лет ушло на детальную разработку проекта и на постройку аппарата, которая производилась на заводе Лесснера в Петербурге. Вертолет был построен в январе 1910 г. Это был двухвинтовой аппарат соосной схемы. Винты, вращавшиеся в противоположные стороны, имели большое количество лопастей в виде треугольных алюминиевых пластин, скрепленных двумя большими обручами. Лопасти могли поворачиваться вокруг своих продольных осей, причем этот поворот осуществлялся с помощью рукоятки летчика. Винты приводились в движение бензиновым двигателем мощностью 30—35 л. с.

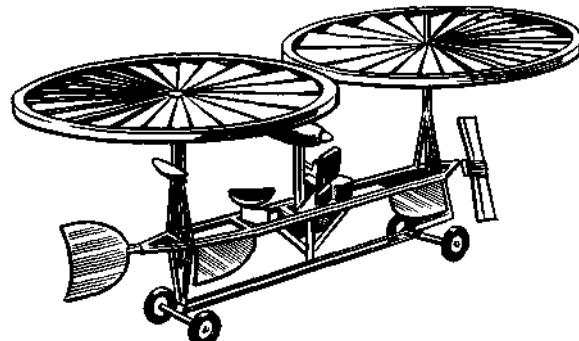
Двигатель передавал вращение двум зубчатым колесам, вращавшим валы, расположенные один в другом. От наружного вала с помощью зубчатой конической передачи вращение передавалось горизонтально расположенному валу, на который был насажен тянувший винт, служивший для горизонтального полета. Этот винт имел также поворотные лопасти.

Для управления вертолетом при горизонтальном полете был установлен руль, управляемый летчиком, а для смягчения удара при посадке вертолета — специальные буфера с резиновой амортизацией, установленные в нижней части основной платформы.

Для приведения оси аппарата в вертикальное положение на нижней штанге руля имелся передвижной груз. Аппарат имел



Вертолет К. А. Антонова



три ориентирующихся колеса. Построенный вертолет был одним из самых больших для того времени.

Испытания показали, что мощность двигателя была недостаточна и несущие винты не могли развить необходимой подъемной силы. Убедившись в бесполезности дальнейшей работы над вертолетом, конструктор уничтожил свой аппарат.

Из работ русских конструкторов того периода следует отметить вертолет, построенный в 1913—1914 гг. Н. И. Сорокиным. Это был двухвинтовой аппарат продольной схемы, винты — многолопастные, причем угол установки лопастей мог изменяться. Для горизонтального полета имелся тянувший винт. Из органов управления был лишь руль направления.

Данных о размерах аппарата, весовых соотношениях, мощности двигателя мы не имеем. Постройку вертолета не удалось довести до конца из-за отсутствия необходимого двигателя.

В 1908 г. в Главное инженерное управление обратился изобретатель Гассовский с предложением построить двухвинтовой вертолет, лопасти несущих винтов которого должны были изменять свой угол установки от особого механизма. После отрицательного заключения предложение Гассовского было отклонено.

Проект двухвинтового вертолета с тянувшим винтом предложил в 1910—1911 гг. рабочий доменного цеха Таганрогского металлургического завода Ф. С. Старовойт. Это предложение тоже было отклонено.

В эти годы Главное инженерное управление получило целый ряд аналогичных проектов вертолета, но все эти предложения, не представлявшие собой ничего нового и особо интересного, были отклонены.

Знаменательная веха в истории вертолетостроения — работы Б. Н. Юрьева

Б. Н. Юрьев пришел в МВТУ в 1907 г. Он слушал лекции Н. Е. Жуковского и вместе с другими студентами-энтузиастами участвовал в организации воздухоплавательного кружка

и аэродинамической лаборатории, работал над постройкой пла-
нера и летал на нем, принимал участие в постройке силами чле-
нов кружка самолета — одного из первых самолетов, построенных
в России.

Но была одна область авиации, которая больше всего привле-
кала молодого энтузиаста, это — вертолеты

В 1910 г. в воздухоплавательном кружке МВТУ была создана
комиссия по вертолетам, председателем которой был избран
Б. Н. Юрьев.

Первое, чем занялась комиссия, был вопрос о подъемной силе
несущего винта вертолета. Наиболее распространенная и извест-
ная в то время теория винта С. К. Джевецкого, применимая для
расчета тянувших самолетных винтов, для несущего вертолетного
винта оказалась совершенно непригодной. Несущие винты, по-
строенные по теории С. К. Джевецкого, развивали малую тягу,
недостаточную для подъема вертолета.

Работая над решением этой проблемы, Б. Н. Юрьев пришел
к мысли соединить теорию С. К. Джевецкого с теорией идеального
винта, учитывающей характер струи, создаваемой винтом. В этом
же направлении работал и другой ученик Н. Е. Жуковского —
студент Г. Х. Сабинин. В результате дальнейшей совместной ра-
боты была создана стройная теория воздушного винта Сабинина—
Юрева, названная позднее импульсной теорией.

Одновременно с работой над теорией несущего винта
Б. Н. Юрьев с помощью других студентов — членов воздухопла-
ватательного кружка разрабатывал эскизные проекты вертолета
разных схем, строил многочисленные схематизированные летаю-
щие модели вертолета и всесторонне их испытывал, изучая пове-
дение этих моделей в полете на разных режимах и влияние различ-
ных конструктивных параметров.

Анализ известных в то время схем вертолета приводил к весьма
неутешительным выводам. Масса конструкции получалась очень
большой, особенно из-за массы элементов трансмиссии (редукто-
ров, валов и др.). Получить при таком невыгодном весовом балансе
достаточный запас подъемной силы несущих винтов было весьма
затруднительно. Это привело к поискам новых более рациональных
схем, в результате которых вырисовывалась одновинтовая схема
вертолета. Однако эта схема получила право на существование
лишь после разрешения вопроса о парировании реактивного кру-
тящего момента, возникающего при работе несущего винта, одним
или несколькими рулевыми винтами изменяемого шага, с помощью
которых можно было также и управлять вертолетом в путевом на-
правлении и при соответствующем расположении рулевых вин-
тов использовать их тягу для поступательного полета вер-
толета.

Управлять вертолетом в продольной и поперечной плоскостях
предполагалось с помощью особых поверхностей, установленных
в воздушном потоке несущего винта.

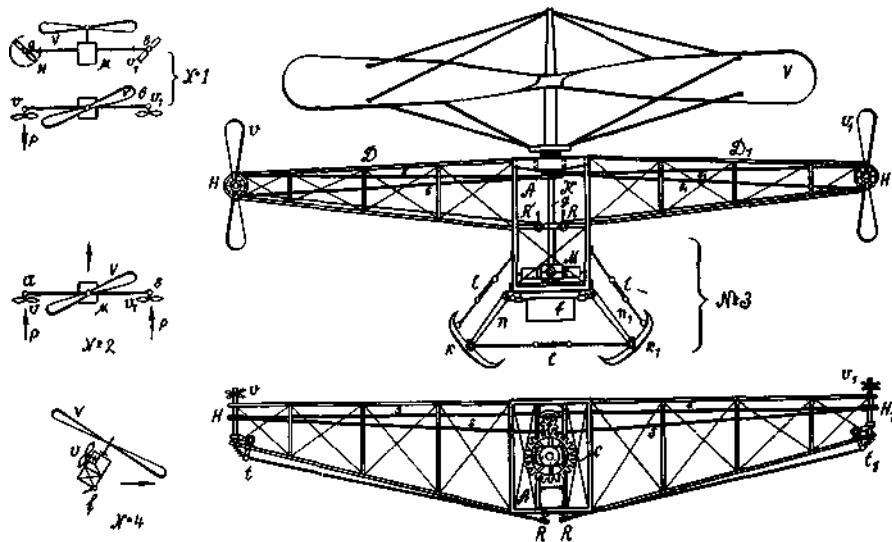


Схема вертолета Б. Н. Юрьева

В таком виде схема вертолета была доложена Б. Н. Юрьевым на заседании правления воздухоплавательного кружка и получила одобрение.

Дальнейшая более тщательная разработка этой схемы привела Б. Н. Юрьева к мысли о возможности и целесообразности иметь не два рулевых винта, а лишь один, расположенный в хвостовой части фюзеляжа, что делало схему еще более компактной, позволяло приблизить вертолет по общей форме к самолету, уменьшало его сопротивление и массу.

Неуравновешенную тягу одного рулевого винта можно было сбалансировать некоторым наклоном оси несущего винта в сторону, противоположную тяге рулевого винта.

Исследования, проведенные Б. Н. Юрьевым с летающими моделями вертолета, в сочетании с теоретической разработкой и эскизной проработкой элементов конструкции позволили уточнить основные вопросы создания вертолета.

Была выяснена:

реальность одновинтовой схемы с парированием реактивного момента при помощи вспомогательного рулевого винта, нецелесообразность применения для этой цели направляющих плоскостей, спрятывающих барабанов, контрпропеллера, помещенных в струе винта;

целесообразность осуществления горизонтального движения вертолета с помощью наклона оси несущего винта;

возможность безопасного спуска вертолета в случае остановки двигателя путем перевода несущего винта на режим авторотации,

для чего в конструкции предусматривались муфта свободного хода и изменение шага установки лопастей винта,

возможность автоматического перевода несущего винта на режим авторотации при помощи стабилизаторов на лопастях винта.

Недоработанным оставался один существенный вопрос — система управления вертолетом в полете.

Управление вертолетом относительно оси вращения несущего винта обеспечивалось изменением тяги рулевого винта. Таким же образом можно было бы решить вопрос управления вертолетом относительно его продольной и поперечной осей. Однако подобное решение было связано с усложнением конструкции и значительным утяжелением аппарата. Нужно было искать какой-то другой выход.

Этот выход был найден. В начале 1911 г. Б. Н. Юрьев изобрел устройство, названное им автоматом перекоса, которое прочно вошло в конструкцию вертолета. Идея автомата перекоса проста, конструктивная схема очень оригинальна. Автомат перекоса обеспечивает управление вертолетом около его продольной и поперечной осей, изменение общего шага лопастей несущего винта и перевод его на режим авторотации.

Изобретение автомата перекоса явилось решающим этапом в доработке проекта вертолета одновинтовой схемы.

12 апреля 1911 г. на I Всероссийском съезде воздухоплавания в Петербурге Б. Н. Юрьев сделал доклад на тему «Критика прежних систем геликоптеров и описание нового типа геликоптера системы автора».

После того как одновинтовая схема вертолета была доработана и получила вполне законченный вид, Б. Н. Юрьев с помощью молодых студентов МВТУ, увлекавшихся авиацией, предпринял эскизное проектирование нескольких вертолетов такой схемы, различавшихся двигателями, размерами и массой.

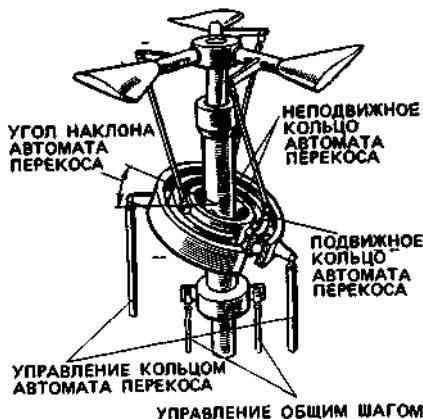
Первым был разработан проект вертолета под распространенный в то время двигатель ротативного типа «Гном» мощностью 50 л. с.

Двухлопастный несущий винт вертолета диаметром 6 м имел частоту вращения 350 об/мин. Для парирования реактивного крутящего момента служил рулевой винт диаметром 2 м, отнесенный от оси несущего винта на расстояние 5 м. Рулевой винт, приводившийся во вращение с помощью ременной передачи, делал 600 об/мин.

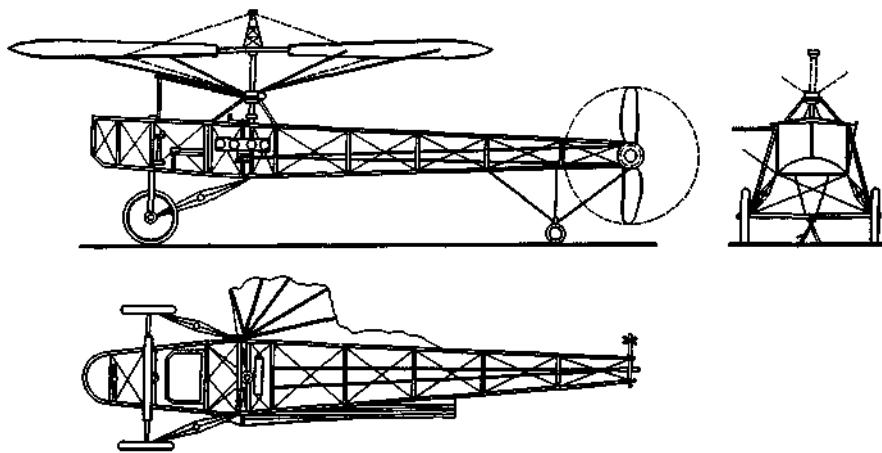
Предполагавшаяся масса аппарата с летчиком — 256 кг. Несущий винт должен был развивать тягу 286 кгс (в лучшем случае 326 кгс).

Поступательное передвижение в горизонтальной плоскости должно было происходить в результате горизонтальной составляющей суммарной тяги несущего винта, наклоненного вместе с аппаратом в сторону движения. Этот наклон предполагалось создавать путем сдвига точки приложения суммарной тяги с оси

Принципиальная схема автомата перекоса



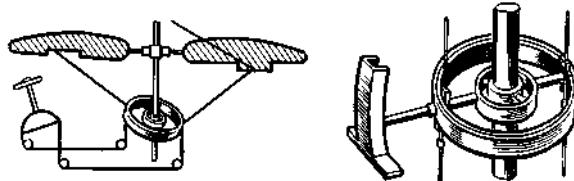
Проект вертолета Б. Н. Юрьева под двигатель в 50 лс.



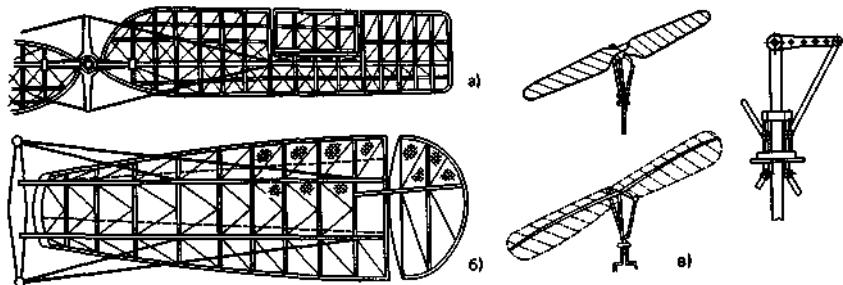
винта в сторону, противоположную наклону аппарата, что достигалось с помощью автомата перекоса. Автомат перекоса должен был воздействовать на специальные открылки (элероны) на лопастях несущего винта. То же можно получить, воздействуя на всю лопасть или на специальные поворотные отсеки на концах лопастей. На случай спуска при остановке двигателя первоначально предусматривался специальный парашют.

Второй проект был разработан под более мощный двигатель «Гном» мощностью 70 л. с., только что появившийся за границей. Несущий винт намечалось делать двухлопастным (по второму варианту — четырехлопастным) диаметром 9 м. Винт должен был иметь частоту вращения 215 об/мин

Рулевой винт диаметром 3 м отстоял от оси несущего винта на 8 м. Рулевой винт приводится во вращение ременной передачей и делал 600 об/мин. Несущий винт должен был давать подъемную

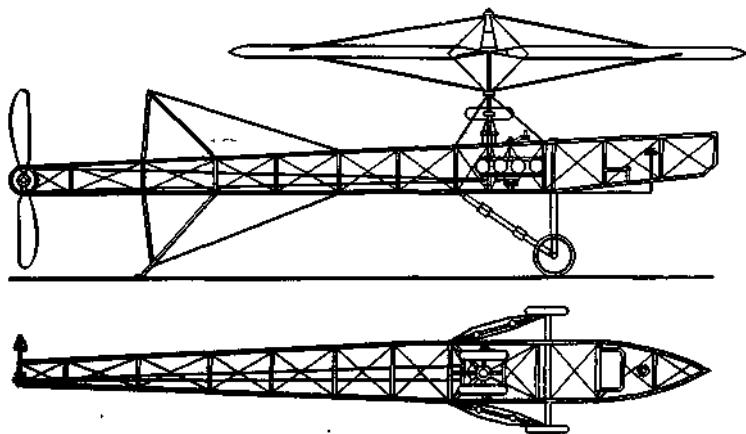


Эскиз перекащающего механизма в проекте вертолета Б. Н. Юрьева

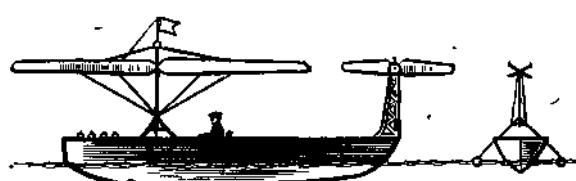


Три варианта воздействия перекащающего механизма на лопасть несущего винта в проекте вертолета Б. Н. Юрьева:

а — специальным открылком; б — поворотом концевой части лопасти; в — поворотом всей лопасти



Проект вертолета
Б. Н. Юрьева
под двигатель
в 70 л. с.



Эскиз морского вертолета
Б. Н. Юрьева

силу 455 кгс (в лучшем случае 519 кгс). Суммарная полетная масса (с летчиком) оценивалась в 390 кг.

Поступательное движение и спуск при остановке двигателя намечалось осуществлять так же, как и в проекте первого вертолета. Но ввиду отсутствия нужных двигателей оба проекта остались лишь в стадии эскизной разработки и не были осуществлены.

Примерно к этому же периоду относится и эскиз морского вертолета одновинтовой схемы.

В начале 1912 г. воздухоплавательный кружок МВТУ начал готовиться ко Второму всероссийскому воздухоплавательному съезду и к Международной выставке воздухоплавания и автомобилизма, открытие которой было приурочено к съезду. Возникла смелая мысль — построить к этому съезду своими силами в мастерских училища вертолет одновинтовой схемы.

Ввиду невозможности достать нужный двигатель было решено построить аппарат под двигатель Анзани, имевшийся в распоряжении кружка. А так как времени до съезда оставалось немного, было принято решение строить вертолет для первых опытов без автомата перекоса. Это диктовалось также ограниченностью денежных средств.

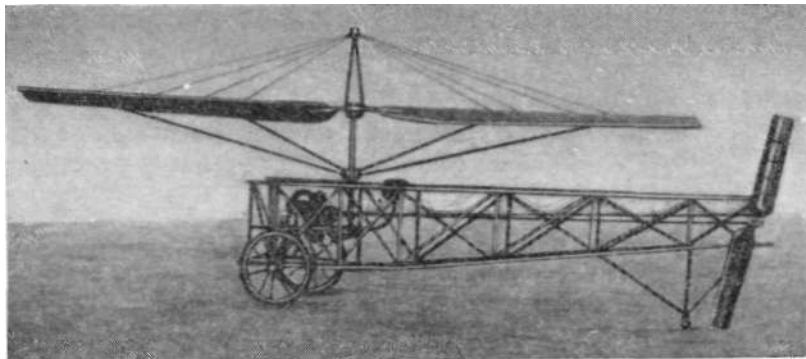
Правление кружка ассигновало 300 руб.; 400 руб. было получено от Общества содействия изобретениям имени Леденцова. Дирекция МВТУ разрешила пользоваться мастерскими училища. К работе было привлечено около 50 студентов, в основном студентов младших курсов, работавших бесплатно. Было разрешено лишь кормить этих студентов в столовой училища за счет кружка «с тем, чтобы, — как вспоминает Б. Н. Юрьев, — затраты не превосходили на одного студента 25 коп. в день».

Корпус построенного вертолета представлял собой деревянную четырехугольную ферму, растянутую проволочными диагоналями. Хвостовая часть — также прямоугольной формы — для легкости была сделана из бамбука.

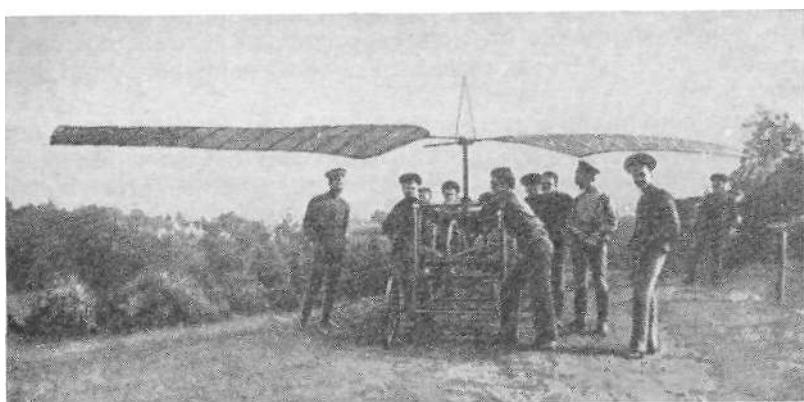
В средней части корпуса был установлен трехцилиндровый двигатель Анзани, развивавший при 1700 об/мин мощность в 27—30 л. с. Двигатель приводил во вращение двухлопастный несущий винт диаметром 8 м, вращавшийся со скоростью 140 об/мин. Передача от двигателя к винту состояла из трехоборотного червяка (на валу двигателя) и червячного колеса (на валу винта) с числом зубьев 36 (передаточное число 1 : 12). Конструкция лопастей была аналогична конструкции самолетных крыльев: на лонжерон из стальной трубы надевались деревянные нервюры, вся лопасть затем обшивалась материйей.

Рулевой винт диаметром 2,5 м был двухлопастный и отстоял на 6 м от оси несущего винта. Он вращался со скоростью 450 об/мин и приводился во вращение ременной передачей.

Поскольку двигатель Анзани не ротативный, было предусмотрено его искусственное охлаждение с помощью трех небольших вентиляторов, обдувавших цилиндры.



Модель вертолета Б. Н. Юрьева



Вертолет Б. Н. Юрьева с двигателем Анзани в 25 л. с.
(1912 г.). Крайний слева Б. Н. Юрьев

Предполагалось получить от несущего винта подъемную силу, равную 240—260 кгс. Суммарная масса построенного вертолета составляла 203 кг.

Ввиду малой мощности двигателя было решено для облегчения аппарата лопасти несущего винта не делать поворотными с открылками. Основная цель сводилась к наблюдению за общим поведением аппарата и определению получаемой тяги. Лишь впоследствии предполагалось поставить автомат перекоса для изучения его работы.

Из-за недостатка средств, отсутствия нужных подшипников и труб из высокосортной стали, невозможности разместить заказы на некоторые ответственные механические детали аппарат был построен с большими отступлениями от проекта.

Пришлось вместо картера сделать установку червячной передачи на балке из дерева и применить тяжелые самодельные подшипники скольжения с бронзовыми вкладышами. Главный вал несущего винта вместо хромоникелевой стальной трубы с толщиной стенки 5 мм был сделан из простой стальной трубы толщиной всего 3,3 мм. Стальных труб для лонжеронов лопастей в России не изготавливали. Пришлось выписывать их из-за границы. Временно (на период выставки) лопасти были собраны на лонжеронах из водопроводных труб.

30 марта 1912 г. на заседании секции авиации и метеорологии Второго всероссийского воздухоплавательного съезда Б. Н. Юрьев сделал доклад на тему «Геликоптер собственной конструкции».

Построенный вертолет был экспонирован на выставке в здании манежа в Москве и встречен с большим интересом. Б. Н. Юрьев получил золотую медаль за теоретическую разработку проекта геликоптера и его конструктивное осуществление.

После окончания выставки предстояло закончить постройку вертолета и приступить к его испытаниям. Однако денежные средства были исчерпаны и новых поступлений не предвиделось. Пришлось ограничиться сменой лонжеронов лопастей несущего винта: временно поставленные водопроводные трубы были заменены полученными из-за границы стальными. Средств на изготовление автомата перекоса и на замену главного вала, поставленного не по расчету, уже не было.

Поздней осенью 1912 г. приступили к испытанию аппарата. Однако уже на втором запуске двигателя сломался главный вал, не выдержавший нагрузки. Стало ясно, что трехцилиндровый двигатель не годится, так как не обеспечивает плавного вращения несущего винта. На замену двигателя и на изготовление нового главного вала средств не было, и дальнейшие работы с аппаратами пришлось прекратить.

Комиссия под руководством Б. Н. Юрьева работала также над проектированием многовинтового вертолета. Еще в 1904 г. Н. Е. Жуковский показал, что эта схема по грузоподъемности имеет преимущество перед схемой двухвинтового вертолета.

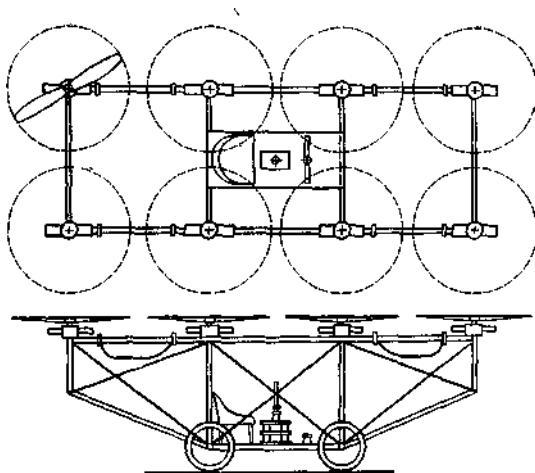
Было разработано много вариантов многовинтового вертолета с различным количеством несущих винтов под двигатели мощностью 10, 15 и 20 л. с.

В основу всех этих вариантов были положены следующие общие конструктивные соображения:

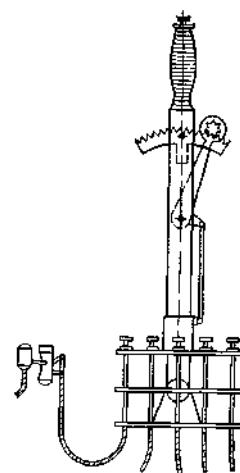
вертолет состоял из некоторого количества одинаковых элементов (двигатель — несущий винт);

несущие винты были небольшого диаметра и быстроходные, что позволяло обойтись без редукторов;

управлять аппаратом можно было, воздействуя на дроссель двигателей, что позволяло делать лопасти несущего винта жестко-закрепленными во втулке и обойтись без сложного и дорогостоящего автомата перекоса;



Восьмивинтовой вертолет Б. Н. Юрьева



Ручка управления многовинтовым вертолетом Б. Н. Юрьева

большое количество надежных двигателей давало возможность не предусматривать перевод несущих винтов на режим авторотации, что облегчало конструкцию и удешевляло постройку вертолета.

Было решено построить один элемент такого многовинтового вертолета и всесторонне его испытать.

В качестве двигателя был взят двигатель Анзани мощностью 15 л. с. Для него был спроектирован и испытан несущий винт диаметром 2 м. Начались испытания всего элемента в целом (двигателя и винта), давшие на первых порах весьма обнадеживающие результаты. Но все же было ясно, что двигатель тяжел (примерно 2,5—3 кг на 1 л. с.). Это побудило Б. Н. Юрьева заняться проектированием облегченного двухтактного двигателя, более приспособленного для установки на вертолет.

Закончить все эти работы не удалось. Началась мировая война, и он должен был на много лет прервать свою работу.

Деятельность Б. Н. Юрьева в период 1908—1913 гг. — знаменательная веха в истории вертолетостроения.

Б. Н. Юрьев вместе с Г. Х. Сабининым разработал импульсную теорию винта, давшую возможность надежно проектировать винт для вертолета. Он провел обширные экспериментальные исследования полета вертолета разных схем на разных режимах с помощью летающих моделей.

Б. Н. Юрьеву принадлежит глубокий анализ известных в те годы схем вертолетов, их критическая оценка и разработка радиальной схемы одновинтового вертолета.

Применение дополнительных небольших винтов для сохранения вертолетом своего положения в пространстве и для управления

им предлагали многие авторы. Однако только Б. Н. Юрьев впервые дал строгую схему одновинтового вертолета и обосновал возможность использования вспомогательных рулевых винтов для парирования реактивного крутящего момента от несущего винта, для путевого управления аппаратом и для его поступательного полета (в случае соответствующего размещения рулевых винтов).

Особенно велико значение изобретенного Б. Н. Юрьевым механизма управления вертолетом — автомата перекоса. Автомат перекоса стал важнейшим агрегатом каждого вертолета и теперь, спустя 50 лет после его изобретения, устанавливается на всех вертолетах мира.

В процессе разработки большого количества проектов вертолета Б. Н. Юрьевым был проведен глубокий анализ основных режимов работы вертолета (поступательный горизонтальный полет, спуск на режиме авторотации и др.) и намечены пути разрешения ряда конструктивных вопросов, связанных с этими режимами.

Он много работал по многовинтовым вертолетам и оставил в этой области много ценных идей, представляющих интерес и в наши дни.

Следует, наконец, подчеркнуть, что работы Б. Н. Юрьева по вертолету, его предложения и технические идеи стояли неизменно выше общего уровня работ в этой области как в России, так и за границей.

5

Первые успехи

Общая характеристика нового этапа

Этот этап в истории вертолетостроения охватывает период от начала первой мировой войны (1914 г.) примерно до 1930 года.

Начавшаяся мировая война потребовала максимального напряжения и мобилизации всех ресурсов воюющих государств.

Относительно молодая еще авиационная техника с первых дней войны оказалась новым весьма эффективным средством в руках воюющих армий.

Требования фронта с каждым днем возрастили — необходимы были резкое увеличение количества боевых самолетов, повышение их летно-тактических качеств, усиление вооружения самолетов, повышение их надежности и безопасности полета, более высокий уровень подготовки кадров летчиков и обслуживающего персонала.

Так как вертолеты того времени были очень далеки от возможности их практического использования и в особенности для нужд армии, то интерес к ним резко упал и работы по вертолетам почти полностью прекратились.

После окончания войны в связи с высвобождением материальных и производственных ресурсов, в связи с резким повышением общего технического уровня авиации за военные годы, появлением новых более мощных и более надежных двигателей, новых авиационных материалов, ростом численности авиационных специалистов и повышения их квалификации появились весьма приятные условия для возобновления работ по вертолетам и открылись новые возможности для более успешного их осуществления.

Работы по вертолетам за рубежом в период первой мировой войны и после ее окончания

В период первой мировой войны в бывшей Австро-Венгрии проводились работы (весьма ограниченного объема) по созданию привязного вертолета.

Привязные аэростаты, применяющиеся на фронте для наблюдения и корректировки артиллерийского огня, были громоздки, уязвимы и требовали многочисленного обслуживающего персонала.

Мысль заменить их привязными вертолетами, менее уязвимыми и более подвижными, была воспринята с большим интересом.

Карман и Цуровец построили четырехвинтовой привязной вертолет, снабдив его электродвигателем в 225 л. с., получающим ток с земли.

В процессе испытаний выяснилось, что двигатель не развивал нужной мощности и сильно нагревался. После нескольких небольших подъемов двигатель сгорел и испытания прекратились.

Одновременно Карман, Петроцци и Цуровец построили привязной вертолет с двумя соосными несущими винтами диаметром 6 м, снабдив его тремя ротативными двигателями «Рон» мощностью 120 л. с. каждый.

Вертолет привязывался тремя тросами, которые через укрепленные на земле блоки передавались на лебедку, находившуюся в 70 м от места подъема аппарата.

За период испытаний (апрель 1918 г.) было совершено до 30 подъемов на разные высоты, вплоть до высоты 50 м, где аппарат держался около получаса, передвигаясь при помощи канатов назад и вперед.

Во время одного из таких испытаний аппарат потерпел аварию. Максимальная масса, поднятая на высоту 50 м, была 1814 кг.

В 1919—1920 гг. проводились испытания вертолета, построенного конструктором Дуэре во Франции еще до войны.

На небольшом пирамидальном остреве были установлены два двухлопастных винта, вращавшихся в противоположные стороны.

Ротативный двигатель «Гном» (50 л. с.) был установлен таким образом, что его цилиндры были непосредственно соединены с нижним винтом диаметром 4,6 м, а коленчатый вал двигателя приводил в движение соединенный непосредственно с ним второй (верхний) винт, имевший диаметр 2,3 м.

Для управления использовался ряд плоскостей, помещенных в струе винтов. При испытании аппарат производил небольшие взлеты вблизи земли и пребежки по полу.

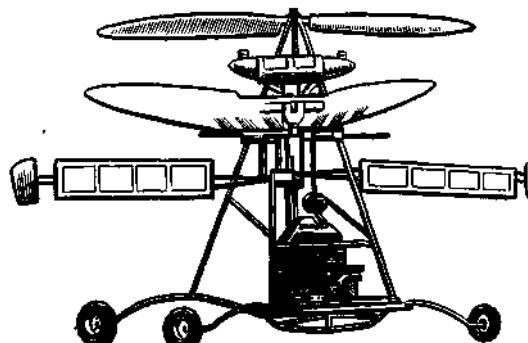
В 1919—1923 гг. над созданием вертолета работал конструктор Г. Берлиннер (США).

Первый построенный им аппарат состоял из небольшой платформы установленной на двухколесном шасси. Ротативный двигатель «Рон» мощностью 80 л. с. передавал вращение двум соосным двухлопастным винтам.

Винты имели диаметр 4 м (по другим данным 5,5 м) и вращались в противоположные стороны. Под винтами была расположена одна небольшая плоскость, игравшая роль руля направления.

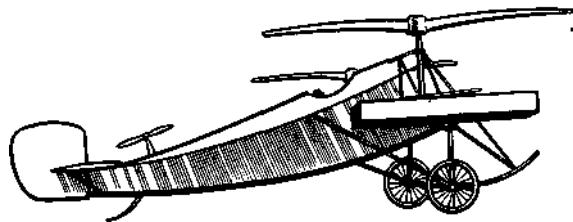
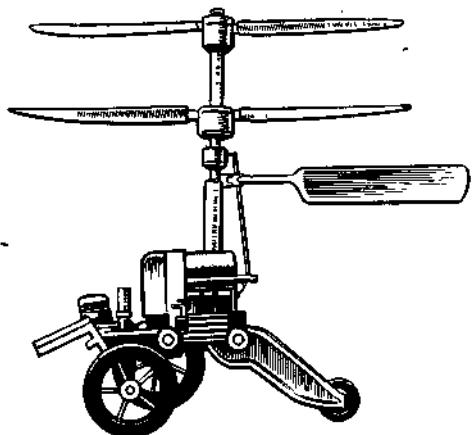
В январе 1920 г. аппарат № 1 совершил подъем на высоту 5—6 м продолжительностью несколько минут, подняв груз в 410 кг. Винты в работе сильно деформировались, аппарат был очень неустойчив.

Аппарат № 2, построенный Берлиннером в 1921—1923 гг., состоял из фюзеляжа, который вместо крыльев имел с обеих сторон фермы. На каждой из ферм



Вертолет Дуэре в процессе испытаний

Вертолет № 1 Верлинера



Вертолет № 2 Верлинера

было установлено по двухлопастному воздушному винту. Винты имели диаметр 4,5 м и вращались в противоположные стороны, делая 560 об/мин.

Горизонтальное передвижение предполагалось осуществлять наклоном аппарата с помощью небольшого винта диаметром в 1 м, помещенного на хвосте фюзеляжа. Для сохранения поперечной устойчивости на концах боковых ферм имелись направляющие плоскости.

Аппарат был снабжен ротативным двигателем мощностью 110 л. с. Пустая масса аппарата составляла 600 кг. Испытания проходили летом 1922 г. Аппарат достаточно хорошо взлетал, совершал горизонтальный полет и вертикальную посадку. Высота полета достигала 3,7 м и горизонтальная скорость — 30 км/ч. Результаты испытания показали недостаточную устойчивость вертолета.

Испанский конструктор Патерас Пескара построил в период 1919—1920 гг. несколько аппаратов и провел их испытания. Все построенные им вертолеты имели два соосных винта, вращающийся от одного двигателя в противоположные стороны.

Особенностью всех аппаратов, построенных Пескара, являлось наличие специального механизма для перекашивания лопастей винтов и весьма продуманной системы управления. Вертолеты отличались друг от друга диаметром несущих винтов, количеством лопастей, мощностью установленных двигателей и конструктивным выполнением ряда агрегатов.

Наилучших результатов добился Пескара на своем вертолете типа 2F, построенном в феврале 1923 г. Новый аппарат имел два пятилопастных винта диаметром 7,2 м. На нем был установлен двигатель Испано-Сюиза мощностью 180 л. с. Полная масса аппарата составляла примерно 850 кг.

В конце 1923 г. Пескара попытался взять приз французского аэроклуба за пройденный километр по замкнутому пути, однако эта попытка не увенчалась успехом.

В процессе дальнейших испытаний Пескара удалось получить следующие результаты: высота полета — около 2 м; продолжительность полета — 10 мин; наибольший пройденный путь — около 1 км.

Все построенные Пескара вертолеты не обладали достаточной устойчивостью.

Французский инженер Этьен Эмишен после окончания первой мировой войны посвятил себя авиации, занимаясь изучением полета птиц, конструированием летательных приборов с машущими крыльями и, наконец, изучением полета моделей вертолетов.

Из построенных и испытанных им аппаратов следует отметить вертолет Эмишен-2, показавший наилучшие результаты.

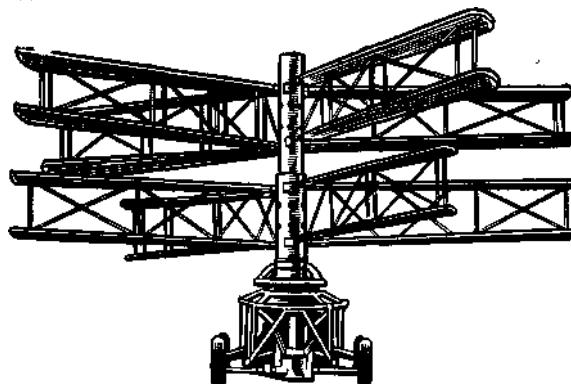
Остов этого аппарата представлял собой неравноплечую крестообразную ферму из дуралиюминиевых труб с растяжками из рояльной проволоки. На каждом конце крестообразного остова был помещен двухлопастный винт, имевший трубчатый металлический лонжерон и нервюры.

Винты, установленные по продольной оси, имели диаметр 6,4 м; винты, установленные по поперечной оси — 7,5 м.

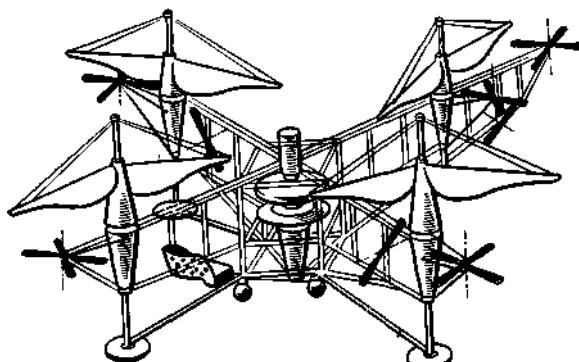
Винты вращались с одинаковой частотой вращения попарно в разные стороны.

В центральной части остова помещался ротативный двигатель «Рон-1» мощностью 120 л. с. Он соединялся с центральным редуктором, откуда попарно на разной высоте выходили трубчатые валы, приводившие во вращение несущие винты.

Для придания аппарату устойчивости непосредственно на валу двигателя был установлен гироскоп, изготовленный в виде большого волчка из двух соединенных воронкообразных дисков.



Вертолет № 2F Пескара



Общая схема вертолета № 2 Эмишена

В качестве дополнительного средства для сохранения устойчивости и для маневрирования в полете аппарат был снабжен рядом вспомогательных маневренных винтов. Все эти винты — четырехлопастные с шагом, изменяемым по усмотрению летчика — приводились во вращение от промежуточных трансмиссионных валов.

Поступательное передвижение предполагалось осуществлять за счет горизонтальной составляющей суммарной тяги, появлявшейся при наклоне аппарата при помощи маневренных винтов. Для горизонтального передвижения, кроме того, имелись еще два двухлопастных винта, расположенных на поперечной ферме аппарата.

Полная полетная масса вертолета составляла 1040 кг. Постройка аппарата была закончена осенью 1923 г., и с этого же времени начались летные испытания.

Вертолет Эмишен-2 не был приспособлен для спуска с остановленным двигателем, поэтому высота полета не превосходила 2—3 м. Благодаря вспомогательным рулевым винтам обеспечивалась хорошая управляемость и маневренность вертолета в полете.

4 мая 1924 г. в присутствии комиссии военного ведомства Эмишен совершил круговой полет общей длиной 1100 м по трассе, отмеченной тремя колышками, забитыми в вершинах треугольника. Полет продолжался 7 мин 40 с и проходил на средней высоте 1 м, временами достигая 2—3 м.

Наибольшая продолжительность полета была 8—9 мин.

9 июня аппарат поднял кроме летчика еще двух человек, державшихся за концы поперечной фермы.

Больших достижений аппарат не показал за все время его многочисленных летных испытаний (около 500 подъемов).

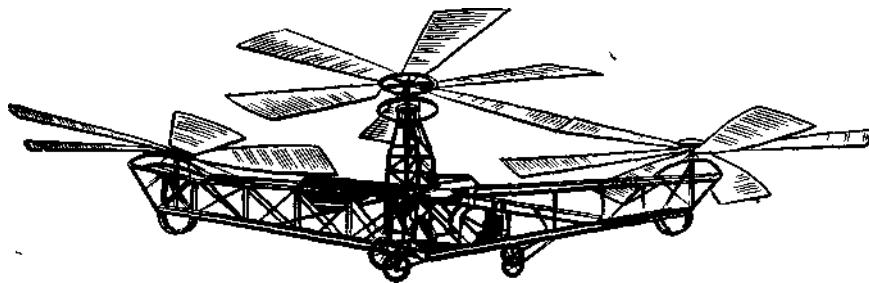
Слабым местом в вертолете Эмишена была недостаточная устойчивость. По этой причине Эмишен перешел в своих дальнейших работах к новому типу летательного аппарата — комбинации вертолета с аэростатом.

В США в 1921 г. Г. А. Ботезат начал постройку вертолета собственной конструкции. Постройка была окончена в конце 1922 г., а в начале 1923 г. были начаты систематические испытания аппарата.

Остов вертолета Ботезата представлял собой крестообразную ферму из стальных труб, все пролеты которой были расчленены рояльной проволокой.

На концах фермы было расположено четыре шестилопастных винта. Винты диаметром 8,08 м имели поворотные во втулке лопасти, шаг которых можно было изменять одновременно и однаково у всех винтов или дифференциально от специального механизма.

В центральной части остова аппарата помещался ротативный двигатель «Рон» мощностью 180 л. с. (позднее он был заменен двигателем ВР-2 в 200—220 л. с.), непосредственно соединенный с редуктором, от которого отходили передаточные валы, идущие к копиро-



Вертолет Ботзата

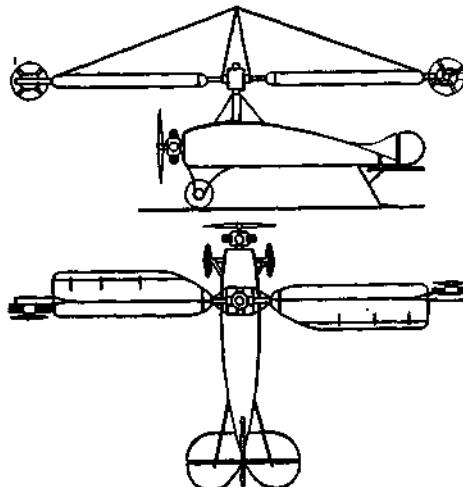


Схема вертолета Изакко

ническим передачам у каждого винта. Винты вращались попарно в противоположных направлениях.

Поворот аппарата вокруг вертикальной оси осуществлялся двумя небольшими винтами с горизонтальными осями, помещенными с обеих сторон остава.

Полная полетная масса вертолета составляла около 1700 кг.

Е конце 1922 г. аппарат был построен и были начаты его испытания. 18 декабря 1922 г. аппарат поднялся на высоту 1,8 м, достаточно устойчиво продержался в воздухе 1 мин 44 с и плавно опустился на землю. 19 января 1923 г. аппарат поднял двух человек на высоту около 1,2 м. Максимальная высота, достигнутая во время этих полетов, была 3—4 м и наибольшая продолжительность — примерно 2 мин.

Весной 1923 г. был совершен полет с летчиком в кабине и тремя пассажирами, державшимися за концы фермы. Несимметричность такой нагрузки уравновешивалась управлением. Максимальный поднимаемый полезный груз составлял 450 кг.

В начале 1929 г. были построены аппараты типа вертолета по проекту итальянского конструктора Витторио Изакко.

Этих аппаратов, названных конструктором «геликожирами», было построено всего три экземпляра: два во Франции и один в Англии.

Все аппараты имели в общем аналогичную принципиальную схему. Фюзеляж обычного самолетного типа имел шасси, стабилизатор, рули направления и высоты. В центре фюзеляжа помещалась стойка, на которой была насажена втулка несущего винта. Лопасти (две или четыре в зависимости от экземпляра) были сочленены со втулкой таким образом, что они могли вращаться вокруг своей оси и, кроме того, делать «взмахивающие» движения подобно ротору автожиров Сиерва.

На лопастях были установлены небольшие многооборотные авиационные двигатели с тянувшими винтами, которые приводили во вращение основной несущий винт. Лопасти несущего винта имели на задней кромке специальные открылки-элероны.

Для изменения углов атаки лопастей несущего винта летчик воздействовал на элероны лопастей при помощи специального управления.

Для горизонтального передвижения аппарата в передней части фюзеляжа был установлен отдельный двигатель с тянувшим винтом. Для управления аппаратом при поступательном передвижении служили рули направления и высоты.

Построенные экземпляры различались между собой количеством лопастей несущего винта и мощностью установленных двигателей.

Все построенные Изакко «геликожиры» не дали ожидаемых результатов и работы с ними были прекращены.

Результаты испытаний построенных за этот период вертолетов, описание которых здесь дано, а также ряда других, нами не отмеченных, были крайне скромны: высота подъема — несколько метров и продолжительность полета — несколько минут.

Такой важный вопрос, как осуществление безопасного спуска аппарата при аварийной остановке двигателя, не был решен.

Все построенные вертолеты характеризовались неудовлетворительной устойчивостью, несовершенством несущих винтов и трансмиссии, недостаточным охлаждением двигателей.

Советская страна приступает к созданию собственной авиации

Молодое советское государство получило в наследство от царской армии немногочисленные авиационные части с устаревшими самолетами. В разгар гражданской войны положение еще более ухудшилось, так как часть авиационных заводов была разрушена или сожжена, часть из них была захвачена белыми армиями. Несмотря на столь тяжелое положение, молодая советская авиация заняла достойное место среди прочих родов войск Красной армии. Деятельность советской авиации в тот период — это непрерывная цепь героических подвигов красных летчиков.

В начале 1918 г., несмотря на все трудности гражданской войны, **была организована «летучая лаборатория», занимавшаяся испытанием боевых самолетов, вопросами улучшения их качества и повышения безопасности полета.**

В конце 1918 г. была создана крупнейшая научно-исследовательская авиационная организация — Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), возглавлявшийся Н. Е. Жуковским.

В тяжелые годы послевоенной разрухи Коммунистическая партия и Советское правительство выдвинули величественную программу индустриализации и электрификации страны и создания совершенно новых отраслей промышленности и техники, в том числе и авиационной промышленности, которую приходилось строить заново, почти на голом месте.

На первых порах основная тяжесть этой задачи легла на ЦАГИ: создание современной научно-исследовательской лабораторной базы, консолидация и объединение научных кадров, создание опытного самолетостроения, подготовка научных кадров.

В числе первых объектов новой лабораторной базы были мощные аэродинамические трубы, совершенные исследовательские установки и приборы.

Экспериментально-аэродинамическим отделом ЦАГИ руководил один из ближайших учеников Н. Е. Жуковского — Б. Н. Юрьев.

В конце 1924 г. полным ходом шло строительство нового здания экспериментально-аэродинамического отдела, новых аэродинамических труб; к этому времени относятся первые успехи молодого опытного металлического самолетостроения, связанного с именем другого ученика Н. Е. Жуковского — А. Н. Туполева.

Ввод в действие новых труб и лабораторных установок открывал широкие перспективы для развертывания большой программы аэродинамических исследований и изысканий, для возобновления работ в области вертолетостроения.

Развертывание в ЦАГИ научных изысканий по вертолетной тематике

Многочисленные попытки построить летающий вертолет убедительно показали, что это не под силу отдельным конструкциям-одиночкам.

Лишь на базе глубоких научных изысканий, используя широкие возможности современных лабораторных установок и имея в своем распоряжении достаточно совершенное производственное оборудование, можно было надеяться на успешное разрешение этой задачи.

Решающая роль в создании летающего вертолета принадлежит ЦАГИ, в экспериментально-аэродинамическом отделе кото-



рого в 1925 г. были сосре-
доточены все научные ра-
боты по вертолетной тема-
тике. Там были начаты ис-
следования различных ре-
жимов работы несущих
вертолетных винтов. Изу-
чалась работа моделей
вертолетных винтов раз-
личных типов и влияние
на их характеристики из-

менения ряда параметров. Изучалась работа вертолетного винта на режиме парашютирующего спуска (режим авторотации) и на режиме планирования. Кроме того, были поставлены специальные опыты по изучению влияния близости земли на работу вертолет-
ного винта и на его устойчивость.

В конце 1926 г. в составе экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ была создана специальная вертолетная группа (см. гл. 2), что явилось благоприятным фактором для значительного расширения тематики и общего объема работ по вертолетам.

Группа пополнилась новыми квалифицированными научными работниками и конструкторами, с энтузиазмом включившимися в упорную и трудную работу по созданию вертолета.

Резко возрос объем экспериментальных исследований работы несущего винта на специфических вертолетных режимах, изучались несущие винты разных схем (со стабилизаторами и элеронами) и в разных комбинациях (соосные и с перекрытием).

Параллельно с этими исследованиями изучался практический опыт (отечественный и зарубежный) проектирования, постройки и испытаний вертолетов разных конструктивных схем. В резуль-
тате этой кропотливой работы появилась возможность отобрать несколько схем, представлявших наибольший интерес и наиболее реально осуществимых, так называемых «фаворитов», которые и явились объектом дальнейшей более углубленной эскизной раз-
работки.

Это были вертолеты трех принципиально различных схем: одномоторный двухвинтовой с поперечным расположением несущих винтов;

восьмимоторный восьмивинтовой;
двухмоторный одновинтовой с рулевыми винтами.

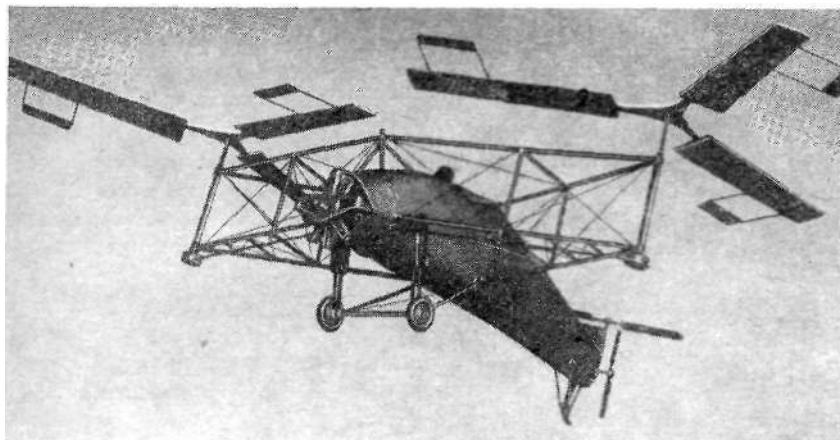
Для всех вариантов выбран был один и тот же двигатель М-2 мощностью 120 л. с. так как в те годы двигателя, более подходящего по мощности и массе, не было; кроме того, двигатель М-2 был ротативный, что исключало необходимость в искусственном его охлаждении при полете на специфических вертолетных режимах. В результате анализа законченных эскизных проектов составлялась по каждому варианту вертолета подробная сводная таблица положительных качеств и возникающих особых технических трудностей, а также намечался дополнительный перечень необходимых экспериментально-исследовательских работ.

Приведем краткое техническое описание каждого из обследованных вариантов вертолета.

**Двухвинтовой одномоторный вертолет
с поперечным расположением несущих винтов**

Двигатель М-2 мощностью 120 л. с. был размещен в носовой части фюзеляжа. Мощность двигателя распределялась между двумя несущими винтами, расположенными на сварных трубчатых фермах с обеих сторон фюзеляжа, и двумя небольшими рулевыми винтами, находившимися в хвостовой части фюзеляжа.

Несущие винты диаметром 7 м имели по три лопасти, снабженные управляемыми стабилизаторами-закрылками. С помощью управления можно было изменять общий шаг несущих винтов порознь или одновременно, причем это управление действовало на угол установки стабилизаторов, а через них уже на лопасти.



Модель двухвинтового вертолета

Одновременное изменение общего шага обоих несущих винтов и газа двигателя переводило аппарат на подъем, на снижение или на режим висения. Дифференциальное изменение общего шага несущих винтов должно было обеспечивать управление аппаратом в поперечной плоскости. Изменяя шаг рулевых винтов, можно было управлять аппаратом в продольном и путевом направлениях.

Полная полетная масса аппарата намечалась порядка 700 кг.

При выбранном двигателе суммарная тяга несущих винтов могла достигать 720 кгс. Запас тяги оказывался столь малым, что было решено дальнейшую разработку этого варианта приостановить.

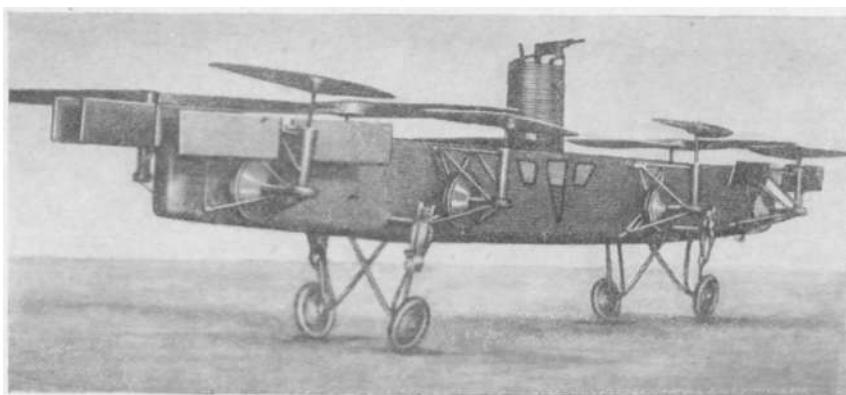
Восьмивинтовой восьмимоторный вертолет

Вертолет должен был иметь восемь совершенно одинаковых винтомоторных установок, пристыкованных симметрично к фюзеляжу. Каждая установка состояла из двигателя М-2 мощностью 120 л. с., несложной трансмиссии и жесткого двухлопастного несущего винта диаметром 6 м.

Управление вертолетом в продольной и поперечной плоскостях предполагалось осуществлять дифференциальным изменением газа двигателей с помощью специального механизма управления. Этот же механизм позволял увеличивать или уменьшать газ одновременно у всех двигателей, что давало возможность переводить вертолет на режим взлета, снижения или висения.

Поскольку этот аппарат должен был быть многомоторным, считался маловероятным одновременный выход из строя всех двигателей, поэтому никаких специальных устройств для перевода вертолета на безмоторный авторотирующий спуск не предусматривалось.

Управление аппаратом в путевом направлении должно было осуществляться путем отклонения рулевых плоскостей, расположенных



Модель восьми винтового восьмимоторного вертолета

женных в носовой и хвостовой частях фюзеляжа в потоке, отбрасываемом несущими винтами.

Намечавшаяся полная полетная масса вертолета — 3740 кг, суммарная тяга несущих винтов — 5040 кгс.

Одновинтовой вертолет с двумя двигателями

Вначале намечалось поставить один двигатель М-2, но вскоре стало ясно, что мощность одного двигателя совершенно недостаточна для такого вертолета и возник вариант с двумя двигателями.

Аппарат должен был быть двухместным. Два двигателя М-2 намечалось разместить в средней части фюзеляжа. Мощность двигателей через трансмиссию распределялась на несущий винт и четыре рулевых винта, размещенных попарно в носовой и хвостовой частях фюзеляжа. Несущий винт диаметром 11 м имел четыре лопасти, крепившиеся к втулке при помощи продольных шарниров. Рулевые винты были двухлопастные и имели диаметр 1,8 м.

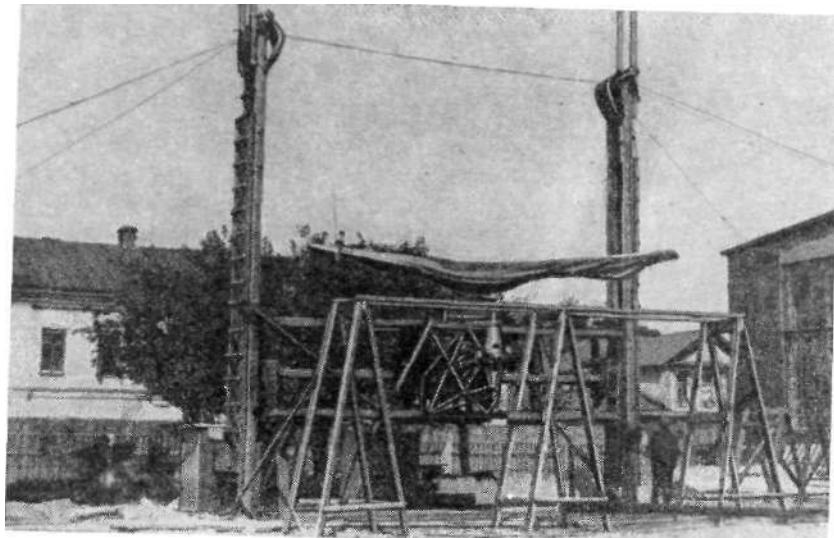
Управление вертолетом намечалось осуществить общим и дифференциальным изменением угла установки лопастей несущего винта и изменением шага лопастей рулевых винтов.

Система управления состояла из автомата перекоса, ручки управления дифференциальным шагом, рычага управления общим шагом лопастей несущего винта, ножных педалей и ряда звеньев жесткого и тросового управления. Предусматривалась возможность перевода несущего винта на режим авторотации при безмоторном спуске аппарата. Полная полетная масса вертолета составляла 900 кг при величине подъемной силы, развиваемой несущим винтом, в 1350 кгс.

После тщательного анализа эскизных проектов «фаворитов» был сделан вывод о технической целесообразности и реальной возможности приступить к проектированию экспериментального образца на основе одновинтовой схемы.

В процессе разработки эскизного проекта восьмивинтового вертолета возникла мысль о создании натурного стенда и о проведении на нем обширной программы экспериментальных исследований. Имелось в виду построить в натуральном масштабе два элемента винтомоторной группы этого вертолета и спроектировать специальную экспериментальную установку — натурный стенд, на котором должны были быть смонтированы указанные два элемента и который позволил бы провести намеченные исследования по весьма обширной программе.

В результате эскизной проработки следующего варианта одновинтового вертолета — было принято решение расширить намеченную ранее программу испытаний на натурном стенде и включить в нее дополнительно полное исследование (впервые в мировой практике) работы автомата перекоса, смонтированного в системе управления несущим винтом.



Натурный стенд с шестиметровым несущим винтом

В 1928 г. на площадке перед зданием экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ был построен натурный

Четыре высоких массивных деревянных столба, соединенных попарно с помощью поперечных деревянных перекладин, были врыты в землю и расчалены проволочными растяжками

На верхних перекладинах каждой пары столбов были подвешены подъемные блоки с длинными цепями. На этих цепях подвешивалась «люлька», сделанная из деревянных брусков. С помощью этих же цепей ее можно было опускать или поднимать, изменяя тем самым расстояние от земли до плоскости вращения несущего винта.

К деревянной «люльке» крепилась рама, на которой были смонтированы: двигатель, редуктор с главным валом, несущий винт, автомат перекоса, элементы управления несущим винтом

На стенде был установлен авиационный двигатель РОН мощностью 120 л.с. Обороты двигателя редуцировались в отношении 1 : 3,425. На главном валу, выходившем из редуктора, крепилась втулка несущего винта, в которой на подшипниках были смонтированы лопасти.

Проектирование и изготовление лопастей несущего винта столь большого диаметра (6 м) ввиду полного отсутствия опыта было связано с большими затруднениями. Тем не менее, задача создания лопастей для такого винта была решена вполне удовлетворительно.

Лопасть имела дуралюминиевый лонжерон конической формы, на который надевались выколоченные из дуралюминиевого листа нервюры, крепившиеся к лонжерону с помощью заклепок.

На главном валу несущего винта был установлен автомат перекоса для управления общим и циклическим шагом лопастей несущего винта. В центральной части «люльки» натурного стенда имелось место для экспериментатора, управляющего стендом; там находились ручка управления циклическим шагом несущего винта, рычаг управления общим шагом винта, секторы управления газом двигателя, контакт для запуска двигателя и приборы для контроля за работой двигателя.

Для замера тяги несущего винта «люлька» стенда имела с задней стороны хвостовик, сделанный из деревянных брусьев. К нему шарнирно крепилась тяга, упирающаяся нижним концом в платформу десятичных весов. Тяга, развиваемая несущим винтом, создавала момент относительно оси подвески «люльки», который затем воспринимался указанными весами. Потребляемая несущим винтом мощность определялась путем замера реактивного крутящего момента от винта, передаваемого на «люльку».

В процессе экспериментальных исследований на натурном стенде, проводившихся в 1928—1929 гг., были сняты полные характеристики несущего винта диаметром 6 м при работе на месте при расстоянии плоскости вращения винта от земли 3 и 4,5 м, а также характеристики управления дифференциальным шагом несущего винта с помощью автомата перекоса.

Кроме того, в течение длительных испытаний были изучены: работа автомата перекоса, поведение трансмиссии (плавность хода, степень нагрева, КПД), система запуска двигателя и некоторые другие вопросы.

Результаты осуществления обширной программы экспериментальных исследований, проработка эскизных проектов «фаворитов» и, наконец, весьма ценные итоги испытаний на натурном стенде позволили сделать следующий важный шаг — в плотную приступить к проектированию первого советского экспериментального вертолета.

Все указанные работы по вертолетной тематике, проводившиеся в ЦАГИ в период с 1925 по 1928 г. (включительно), базировались на технических идеях и замыслах Б. Н. Юрьева, разработанных им на протяжении многих предшествующих лет.

Он же осуществлял общее руководство этими работами. Непосредственно эскизным проектированием и разработкой натурного стенда руководил А. М. Черемухин.

Экспериментально-исследовательские работы и аэродинамические изыскания и расчеты выполнялись А. М. Изаксоном. Конструктивная разработка всех элементов трансмиссии принадлежала К. А. Бункину. Разработку основных конструктивных узлов выполняли А. Л. Леймер, И. Н. Виноградов, И. П. Братухин, Г. И. Солнцев, А. Ф. Маурин.

6

Проблема создания вертолета разрешена

В период с 1930 по 1940 гг. благодаря использованию разностороннего опыта предшествующих работ, обширным теоретическим и экспериментальным исследованиям, появлению новых высококачественных материалов и возросшим производственным возможностям была разрешена проблема создания вертолета.

Первый советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА

В результате тщательного анализа ряда проработанных эскизных проектов в ЦАГИ в конце 1928 г. было начато рабочее проектирование одного из обследованных вариантов — вертолета одновинтовой схемы.

Проектирование этого первого советского экспериментального вертолета, известного под маркой ЦАГИ 1-ЭА, оказалось возможным в результате обширных экспериментальных исследований работы несущего винта на специфических вертолетных режимах и испытаний несущего винта диаметром 6 м на натурном стенде.

Вертолет ЦАГИ 1-ЭА был построен по одновинтовой схеме, предложенной еще в 1909—1912 гг. Б. Н. Юрьевым. Все работы по созданию вертолета вначале проводились специальной группой, а затем секцией особых конструкций экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ.

ЦАГИ 1-ЭА — одноместный, одновинтовой, двухмоторный вертолет.

Реактивный момент несущего винта уравновешивался на нем при помощи четырех рулевых винтов, размещенных попарно в носовой и хвостовой частях фюзеляжа.

На вертолете было два ротативных двигателя М-2 мощностью 120 л. с. каждый, которые были установлены по обеим сторонам центральной части фюзеляжа таким образом, что своими носками они были обращены внутрь фюзеляжа.

Двигатели передавали мощность главному редуктору через муфты свободного хода, установленные на случай необходимости

безмоторного спуска вертолета на режиме авторатации несущего винта.

В главном редукторе два ведущих конических зубчатых колеса (по одному от каждого двигателя) приводили во вращение ведомое коническое зубчатое колесо, расположенное в горизонтальной плоскости. На одном валу с этим зубчатым колесом находилось центральное зубчатое колесо планетарной передачи, расположенной в верхней части главного редуктора.

Обойма сателлитов планетарной передачи была состыкована с главным валом несущего винта.

Внешнее венцовое зубчатое колесо планетарной передачи являлось одновременно центральной частью картера главного редуктора. Через нее картер главного редуктора крепился к специальной клепаной траверсе, расположенной в средней части фюзеляжа вертолета.

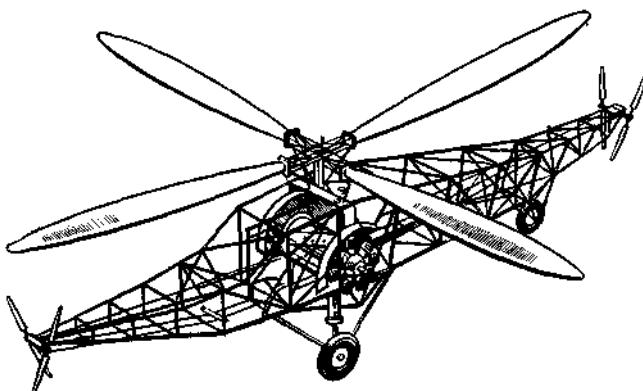
В главном редукторе обороты двигателя редуцировались в отношении 1 : 7,84.

Верхней опорой главного вала несущего винта служил весьма оригинальный подшипник большого диаметра нестандартного типа с четырьмя регулируемыми роликами.

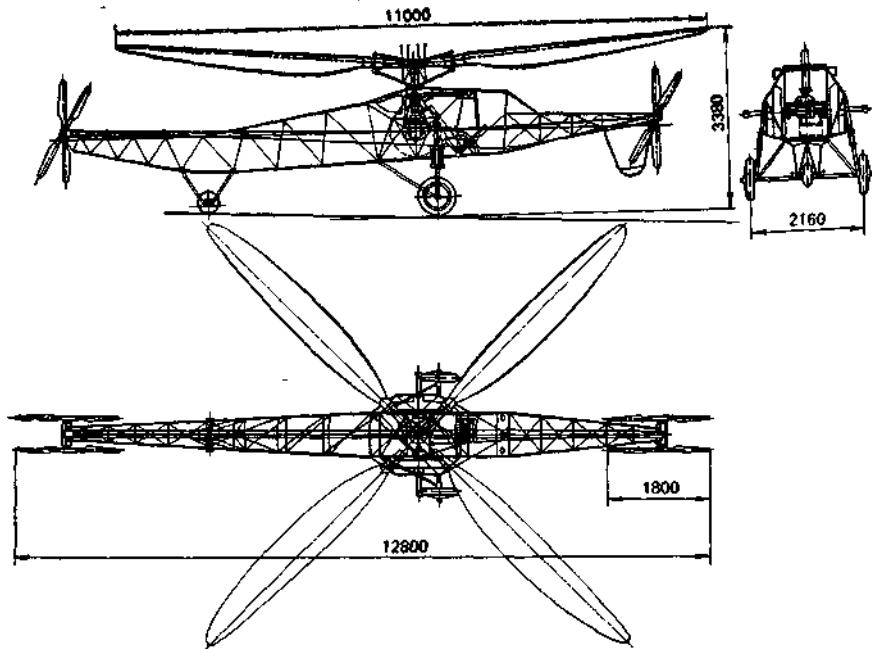
Вертолет ЦАГИ 1-ЭА имел четырехлопастный несущий винт диаметром 11 м. Лопасти жестко крепились к втулке винта, имея лишь продольный шарнир, что позволяло изменять угол установки лопастей.

Лопасти крепились к втулке несущего винта на двух опорах. Первая опора располагалась непосредственно на втулке винта. Она имела радиальный и упорный подшипники. Вторая опора была вынесена на специальной сварной ферме — кабане втулки несущего винта.

Так как для управления несущим винтом требовался поворот лопасти в очень узком диапазоне углов, оказалось возможным на второй опоре не ставить тяжелого и громоздкого подшипника.



Первый советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА



Общий вид вертолета ЦАГИ 1-ЭА2(сборочный чертеж)

Вместо подшипника был создан специальный достаточно легкий параллелограммный механизм.

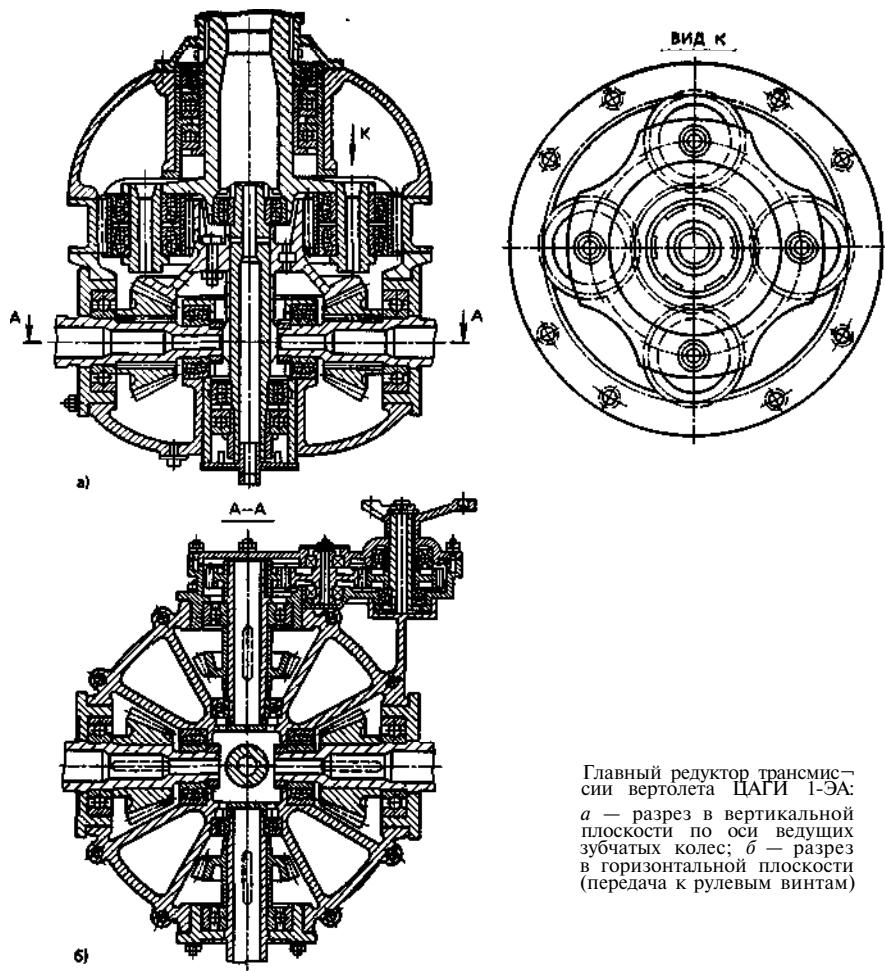
Лопасти несущего винта вначале были целиком металлической конструкции. Лонжерон лопасти был склепан из предварительно отштампованного дуралюминиевого листа и имел в сечении круглую форму. На лонжерон приклепывались выколоченные дуралюминиевые нервюры; затем на нем ставились профилированные дуралюминиевые стрингеры и, наконец, лопасть обшивалась тонким дуралюминиевым листом.

Как показал опыт, производственные искажения геометрической формы лопастей и их профиля оказались при этой конструкции весьма существенными, что выявилось при первых же испытаниях вертолета.

Вскоре был изготовлен новый комплект лопастей уже иной конструкции. Лонжероны лопастей оставались неизменными. Нервюры и стрингеры были выполнены из дерева. Лопасть была обшита авиационной фанерой и обтянута полотном.

Для уравновешивания реактивного момента несущего винта на вертолете было установлено четыре рулевых винта диаметром 1,8 м, размещенных попарно в носовой и хвостовой частях фюзеляжа.

Строго говоря, можно было бы обойтись одним рулевым винтом, расположенным в хвостовой части фюзеляжа, но пришлось пойти на некоторое усложнение и утяжеление конструкции, чтобы



Главный редуктор трансмиссии вертолета ЦАГИ I-ЭА:
 а — разрез в вертикальной плоскости по оси ведущих зубчатых колес; б — разрез в горизонтальной плоскости (передача к рулевым винтам)

избежать неуравновешенных боковой силы и реактивного крутящего момента от рулевого винта. Это должно было существенно упростить управление первым экспериментальным вертолетом в полете.

Рулевые винты были двухлопастные. Лопасти рулевого винта имели лонжерон из сплющенной стальной трубы и обшивку, выложенную из листового дуралюмина по форме и профилю лопасти. Обшивка приклепывалась прямо к лонжерону (без нервюр).

Для приведения рулевых винтов во вращение в главном редукторе были дополнительно установлены два конических зубчатых колеса, находившихся в зацеплении с большим горизонтально расположенным коническим зубчатым колесом. Хвостовики этих колес при помощи упругих муфт были связаны с длинными валами,

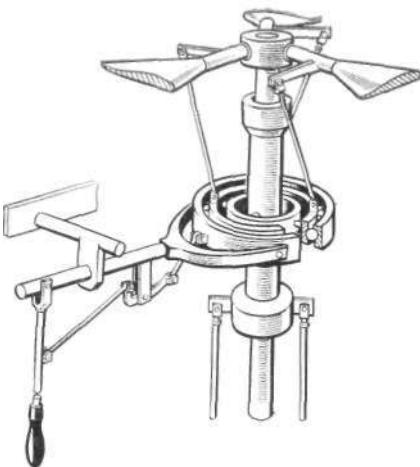


Схема управления дифференциальным и общим шагом лопастей несущего винта вертолета ЦАГИ I-ЭА

идущими в носовую и хвостовую части фюзеляжа, вращавшимися с той же частотой вращения, что и вал двигателя.

В носовой и хвостовой частях фюзеляжа были размещены дополнительные малые редукторы, на ведомых валах которых установлены рулевые винты, которые вращались в противоположных направлениях. В этих редукторах частота вращения повышалась в отношении

1 : 1,227 и рулевые винты делали 1470 об/мин при частоте вращения двигателя 1200 об/мин.

Фюзеляж вертолета был ферменной конструкции, сваренный из стальных труб.

Шасси вертолета имело стойки со шнуровой резиновой амортизацией. Ход амортизационных стоек был 430 мм.

Третей опорной точкой вначале был костьль с резиновой шнуровой амортизацией. Вскоре после начала летных испытаний вертолета, в связи с опасностью поломки аппарата при случайном заднем ходе, костьль был заменен хвостовым колесом.

Управление вертолетом осуществлялось путем воздействия на углы установки лопастей несущего и рулевых винтов. В продольной и поперечной плоскостях управление аппаратом производилось при помощи ручки управления дифференциальным шагом лопастей несущего винта, соединенной системой жестких тяг и рычагов с автоматом перекоса.

Перемещение автомата перекоса вдоль вала влекло за собой одновременное изменение угла установки у всех лопастей несущего винта. Это достигалось при помощи рычага управления общим шагом, расположенного слева от летчика. При помощи этого же рычага несущий винт переводился на малый шаг, необходимый для перехода вертолета на режим авторотирующего безмоторного спуска.

Чтобы развернуть вертолет, достаточно было изменить шаг рулевых винтов, что достигалось отклонением ножных педалей, связанных тросами с поворотными механизмами рулевых винтов.

Поскольку скорость поступательного полета для этого вертолета имела второстепенное значение, фюзеляж для удобства обслуживания и наблюдения за работой всех агрегатов не имел обшивки.



Вертолет ЦАГИ 1-ЭА

Запуск двигателей производился сжатым воздухом (из наземных баллонов) при помощи специальных съемных пневматических устройств.

Проектирование вертолета, как указывалось выше, было начато в конце 1928 г., а его постройка (на опытном заводе ЦАГИ) — в 1929 г. и продолжалась в течение всей первой половины 1930 г.

После всесторонней тщательной регулировки всех агрегатов вертолет был впервые подвергнут наземному испытанию с много-кратным запуском двигателей в августе 1930 г.

В первые же дни была отработана (впервые в мировой практике) методика испытания аппарата на привязи и система его крепления при этом. Затем начался период освоения вертолета и управления им сначала на привязи, а затем и в свободных полетах.

Полеты вертолета ЦАГИ 1-ЭА проводились систематически в течение 1930—1934 гг. Бессменным летчиком-испытателем вертолета был Алексей Михайлович Черемухин. В каждом полете А. М. Черемухин демонстрировал эволюции и режимы полета, специфически присущие этому типу летательных аппаратов: взлет с места, вертикальный подъем, висение в воздухе, строго отвесный спуск и посадку в заранее намеченный пункт, поступательное движение вперед и в стороны, любой разворот при висении над данной точкой.

По мере освоения летчиком этого аппарата, выявления и изучения его летных возможностей постепенно шаг за шагом увеличивалась высота полета вертолета и усложнялись производимые на нем эволюции. Особенно успешными были полеты А. М. Черемухина на вертолете ЦАГИ 1-ЭА в августе 1932 г.

В полете 1 августа наибольшая высота была 160 м, 3 августа — 230 м и 5 августа — 285 м. Наконец, 14 августа 1932 г. была достигнута высота 605 м. Для того времени это был выдающийся результат. Официально зарегистрированный рекорд высоты полета, принадлежавший итальянскому вертолету Асканию, был всего лишь 18 м. Даже вновь зарегистрированный спустя четыре года



Алексей Михайлович Черемухин (1932 г.)



Александр Михайлович Изаксон (1941 г.)

(1936 г.) мировой рекорд высоты полета вертолета Бреге-Доран составлял всего 158 м.

Как можно было судить на основе анализа барограммы и заключения летчика, высота, достигнутая 14 августа 1932 г., не являлась предельно возможной для вертолета ЦАГИ 1-ЭА.

Наибольшая продолжительность полета была 14 мин 15 июня 1933 г. Эта цифра ни в коей мере не характеризовала технические возможности вертолета. Только желание экономить ресурс двигателей определяло небольшую продолжительность полета.

Основные задачи, стоявшие перед испытателями — изучить технические возможности вертолета, освоить технику пилотирования на нем, довести аппарат до состояния пригодности к нормальной летной эксплуатации — не требовали ни больших высот и скоростей полета, ни большей продолжительности пребывания в воздухе.

Помимо чисто испытательных полетов на вертолете ЦАГИ 1-ЭА была проведена обширная программа летных исследований, так как имелось в виду всемерно использовать опыт создания первого вертолета для уточнения методики расчета, сравнения с данными лабораторных исследований и для создания последующих более совершенных аппаратов этого типа.

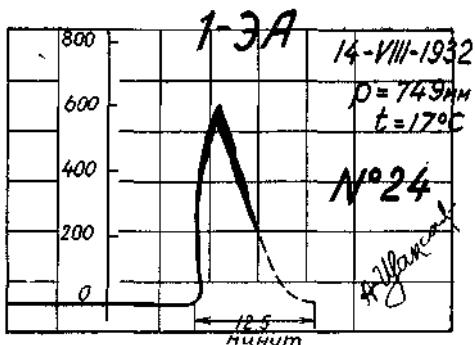
Исследовалось:

определение характеристик несущего винта при работе на месте;



Вертолет ЦАГИ 1-ЭА в полете

Барограмма рекордного полета вертолета ЦАГИ 1-ЭА



распределение мощности двигателей между несущим винтом и рулевыми винтами, определение потерь в трансмиссии;

влияние близости земли от несущего винта на его тягу непотребляемую мощность (эффект «земной подушки»);

определение усилий на ручках управления общим и дифференциальным шагом несущего винта;

выяснение потребных отклонений ручки управления дифференциальным шагом несущего винта при разных режимах полета.

Естественно, что при испытании вертолета ЦАГИ 1-ЭА выявился ряд дефектов, на изучение и устранение которых было затрачено много труда и времени.

Из дефектов, имевших серьезный и принципиальный характер, следует отметить следующие:

«вождение» ручки управления;

большие усилия на рычаге управления общим шагом;
значительные кабрирующие и боковые моменты на несущем винте при горизонтальном полете;
попадание в срывную зону при некоторых режимах моторного снижения;

отсутствие собственной устойчивости, «висение» на ручке.

Первые два дефекта удалось устраниТЬ и частично уменьшить установкой на втулке регулируемых пружинных устройств для каждой лопасти. Остальные дефекты были органически присущи принятой схеме винта с жестким креплением лопастей.

В результате больших экспериментальных исследований и глубокого теоретического анализа был сделан вывод о необходимости в целях дальнейшего совершенствования аппарата и повышения безопасности полета на нем снабдить вертолет ЦАГИ 1-ЭА несущим винтом совершенно иной конструктивной схемы.

На протяжении 1933 г. и части 1934 г. на вертолете продолжа-лись регулярные систематические работы: тренировка летчика, изучение и доводка отдельных агрегатов и механизмов, свободные полеты. В этот период высота полета и режимы спуска были строго ограничены, чтобы предотвратить возможность попадания в зону срыва потока и потери эффективности управления дифференци-альным шагом несущего винта.

После выхода на аэродром вертолета ЦАГИ 1-ЭА (осень 1930 г.) был запущен в производство второй экземпляр аппарата — дублер, получивший наименование ЦАГИ 3-ЭА. Этот вертолет строился по тем же чертежам, что и ЦАГИ 1-ЭА, однако в процессе постройки в конструкцию вносились изменения в соответствии с результатами испытаний вертолета 1-ЭА.

В 1933 г. вертолет ЦАГИ 3-ЭА поступил на аэродром для лет-ных испытаний. Аппарат прошел всесторонние наземные испы-тания, на нем проводилась тренировка летчика на свободной привязи, но в свободном полете он не испытывался.

В связи с принятым решением об установке на вертолет ЦАГИ 1-ЭА нового несущего винта принципиально иной схемы вертолет-дублер (ЦАГИ 3-ЭА) был использован для переделки его в новый вертолет, названный ЦАГИ 5-ЭА.

Общее руководство эскизным проектированием вертолета ЦАГИ 1-ЭА а также предварительными исследованиями, связанными с проектированием аппарата, принадлежало Б. Н. Юрьеву. Ему же принадлежала разработка прин-ципиальной схемы аппарата.

Непосредственное руководство конструктивной разработкой этого верто-лета, руководство расчетом всех элементов конструкции на прочность и бессмен-ное пилотирование аппарата осуществлял А. М. Черемухин.

А. М. Изаксон выполнял аэродинамические расчеты и изыскания, связанные с выбором основных параметров и определением летных характеристик вертолета, и руководил экспериментально-исследовательскими работами.

В разработке общей конструктивной схемы вертолета принимал участие К. А. Бункин, он же руководил проектированием всех элементов трансмиссии, а также принимал участие в их испытаниях и доводке.

Проектирование автомата перекоса и элементов управления выполнял А. Л. Леймер.



Константин Александрович Бункин (1933 г.)



Виктор Павлович Лаписов (1933 г.)

Проектирование редукторов рулевых винтов и механизма управления ими выполнял И. Н. Виноградов.

Активное участие в конструктивной разработке отдельных элементов аппарата и в проведении ряда экспериментальных работ принимали И. П. Братухин, А. Ф. Маурин, Г. И. Солнцев.

Значительная работа по летным испытаниям, исследованиям и доводке выполнялась инженером В. П. Лаписовым.

Первыми механиками первых советских вертолетов были И. Д. Иванов и С. А. Трефилов.

Руководил постройкой обоих вертолетов мастер опытного завода ЦАГИ А. А. Рябушкин.

Работники ООК ЦАГИ, принимавшие активное участие в создании, испытании и доводке первых советских вертолетов ЦАГИ 1-ЭА и ЦАГИ 3-ЭА, были неоднократно отмечены премиями и наградами.

В декабре 1933 г. постановлением ЦИК СССР были награждены орденом Красной Звезды А. М. Изаксон и А. М. Черемухин и грамотами ЦИК — К. А. Бункин, Д. И. Антонов и Б. Н. Юрьев.

Вертолет ЦАГИ 5-ЭА

В результате летных испытаний и исследований первого советского вертолета ЦАГИ 1-ЭА были предприняты большие теоретические и экспериментальные изыскания новых путей и методов совершенствования этого вертолета — повышение его устойчивости и обеспечение большей безопасности полета при моторном снижении. Накопленный к этому времени опыт летных испытаний и доводки авторов ЦАГИ, а также обширные экспериментальные исследования работы несущего винта на режимах самолетном и торможения послужили основой для разработки принципиально

новой, своеобразной схемы несущего винта, предназначавшегося для замены старого несущего винта вертолета ЦАГИ 1-ЭА.

При создании несущего винта новой схемы имелось в виду: разграничить функции создания подъемной силы и управления аппаратом путем выделения части лопастей винта для получения тяги и части лопастей для управления дифференциальным шагом;

сделать шарнирное крепление лопастей, предназначенных для обеспечения подъемной силы, т. е. дать им возможность совершать маховые движения около горизонтального шарнира;

сделать специальные лопасти, предназначенные для управления, причем эти лопасти необходимо было установить под малым шагом, что давало бы возможность избежать попадания в область срыва потока.

В качестве базы для модифицированного вертолета с новой несущей системой, получившего марку ЦАГИ 5-ЭА, послужил вертолет ЦАГИ 3-ЭА.

Ферма фюзеляжа, моторные установки, трансмиссия, шасси, рулевые винты вертолета ЦАГИ 3-ЭА остались без изменения. Совершенно новыми в вертолете ЦАГИ 5-ЭА были несущий винт и вся система управления им. Новый винт представлял собой комбинацию двух трехлопастных винтов. Три больших лопасти образовывали трехлопастный несущий винт диаметром 12 м, а три малые лопасти, закрепленные на втулке между большими лопастями составляли малый винт диаметром 7,8 м, предназначенный для управления вертолетом.

Конструкция лопастей нового винта была смешанная. Лонжероны лопастей были склеаны из дуралюминиевого листа, частично профилированного и усиленного штамповкой отверстий.

Лопасти имели деревянные нервюры, крепившиеся к лонжерону при помощи дуралюминиевых уголников, и деревянные стрингеры. Сверху лопасти были покрыты тонкой авиационной фанерой и затем обшиты авиационным полотном.

Несущие лопасти крепились ко втулке при помощи горизонтальных шарниров и имели возможность совершать маховое движение в вертикальной плоскости. В первом варианте вертикальных шарниров не было, но позднее были поставлены вертикальные шарниры, а вместе с ними и фрикционные демпферы колебаний. Кроме того, были установлены упругие резиновые ограничители колебаний лопасти относительно этих шарниров для смягчения удара при запуске двигателя, так как муфты сцепления на аппарате не было.

Малые лопасти несущего винта, предназначенные для управления, имели лишь продольный шарнир, а горизонтальные и вертикальные шарниры отсутствовали. Эти лопасти не несли на себе нагрузки от веса вертолета, а лишь создавали моменты, необходимые для управления аппаратом в продольном и поперечном направлениях.

Вертолет ЦАГИ 5-ЭА
в полете



Управляемые лопасти винта при помощи рычагов и тяг были связаны с автоматом перекоса, которым и создавалось дифференциальное изменение углов установки этих лопастей, необходимое для целей управления. Несущие лопасти винта имели возможность изменять в полете лишь общий шаг.

Управление несущими лопастями было связано с рычагом общего шага, а управление управляемыми лопастями — с ручкой дифференциального шага (ручка управления летчика).

После проведения большой программы наземных испытаний и тренировки летчика вертолет ЦАГИ 5-ЭА был подвергнут очень тщательным летным испытаниям, которые продолжались с осени 1933 г. по 1936 г. включительно.

В процессе летных испытаний основное внимание было обращено на изучение характеристики устойчивости и управляемости вертолета и на сравнительную оценку его с первым вертолетом ЦАГИ 1-ЭА. Кроме того, продолжалось освоение и отработка специфических вертолетных эволюций: вертикальный взлет, «висение», отвесная посадка, развороты на месте.

Ввиду того, что ресурсы двигателей были выработаны, а новых двигателей той же марки достать было невозможно, приходилось строго ограничивать продолжительность полета и максимальную высоту подъема. По этой причине максимальные результаты, полученные при испытании вертолета ЦАГИ 5-ЭА, были не высоки:

наибольшая продолжительность полета (20.09.1934 г.)	13 мин
наибольшая дальность по прямой (28.08.1934 г.)	700 м
максимальная горизонтальная скорость (28.08.1934 г.)	20 км/ч
наибольшая высота полета (23.09.1934 г.)	40 м

Во всех летных испытаниях вертолет пилотировал А. М. Чемухин.

В 1934 г. было получено достаточно полное представление о работе комбинированного несущего винта вертолета ЦАГИ 5-ЭА. Этот винт обеспечил значительное повышение устойчивости вертолета и надежную его управляемость.

В последующий период на вертолете ЦАГИ 5-ЭА было совершено большое количество полетов с чисто исследовательской целью.

Принципиальная схема комбинированного несущего винта вертолета ЦАГИ 5-ЭА была предложена И. П. Братухиным. Он же, как начальник бригады «Б» ООК ЦАГИ, осуществлял непосредственное руководство всеми проектными работами по этому аппарату.

Г. И. Солнцев проектировал лопасти несущего винта и элементы управления.

К. А. Бункин и А. Ф. Маурин проектировали втулки винта и системы подвески лопастей.

Испытаниями вертолета руководил В. П. Лаписов.

Вертолет ЦАГИ 11-ЭА

На основе значительного опыта, накопленного отделом особых конструкций ЦАГИ в процессе испытаний и доводки вертолетов ЦАГИ 1-ЭА и 5-ЭА, было решено создать новый вертолет, более мощный и совершенный, с лучшими летными данными, в большей степени пригодный для нормальной эксплуатации.

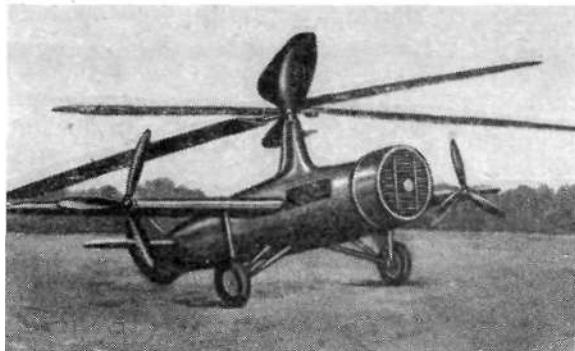
Проектирование этого вертолета, получившего наименование ЦАГИ 11-ЭА, было начато в 1934 г.

Это был двухместный одновинтовой вертолет комбинированной схемы с несущим винтом, аналогичным несущему винту вертолета ЦАГИ 5-ЭА. Реактивный крутящий момент от несущего винта уравновешивался тягой двух рулевых винтов изменяемого шага, расположенных с боков фюзеляжа на концах небольших крыльев.

Двухместная кабина с tandemным расположением сидений помещалась сзади кабана, на котором крепился несущий винт. Двигатель был установлен впереди фюзеляжа. Аппарат имел нормальное самолетное оперение — киль с рулем поворота и стабилизатор с рулем высоты. Кроме того, имелось управление вертолетного типа: дифференциальное изменение шага управляемых лопастей несущего винта при помощи автомата перекоса и рулевые винты. Принципиальная особенность вертолета ЦАГИ 11-ЭА заключалась во взаимной связи его несущего винта и рулевых винтов, осуществляющей при помощи системы управления.

Обороты несущего и рулевых винтов, связанные единой системой трансмиссии, всегда оставались синхронными. В то же время ввиду изменения их общего шага доля потребляемой ими мощности менялась в широких пределах.

Все три операции, связанные с переходом от парящего полета к режиму горизонтальных скоростей (уменьшение шага несущего винта, увеличение шага рулевых винтов и уменьшение дифферен-



циального различия в шагах рулевых винтов), производились с помощью одного органа — штурвала, расположенного в кабине летчика. Последняя из этих операций — уменьшение дифференции общего шага рулевых винтов — могла производиться при помощи специального механизма, независимо от управления изменением шага рулевых винтов, осуществляемого педалями.

Постепенное изменение шага несущего и рулевых винтов могло производиться в пределах, обеспечивающих переход несущего винта на режим авторотирующего полета. В этом случае вся мощность двигателя потреблялась бы рулевыми винтами. Таким образом, рулевые винты превратились бы в тянувшие винты, а вертолет превратился бы в автожир.

Очевидно, что появление этой схемы, представляющей собой сочетание вертолета и автожира, стало возможным на основе опыта создания советских автожиров.

Вертолет ЦАГИ 11-ЭА имел фюзеляж ферменной конструкции, сваренный из хромомолибденовых труб. К фюзеляжу крепились крылья общей площадью 11,3 м².

На вертолете был установлен авиационный двигатель водяного охлаждения «Кертисс-Конкверер» мощностью 630 л. с. при 2450 об/мин. Двигатель был установлен на раме в передней части фюзеляжа и обращен носком вала назад. Впереди хвостовой части двигателя был установлен водяной радиатор, а сзади него — трехлопастный вентилятор, приводимый во вращение от одного из моторных приводов. С помощью управляемых заслонок, находящихся перед радиатором, можно было регулировать степень охлаждения двигателя.

Раздача мощности осуществлялась при помощи весьма сложной трансмиссии.

Редуктор двигателя был снят, а на его место был вмонтирован новый, так называемый центральный редуктор вертолетной трансмиссии.

Вертикальный вал, выходящий из центрального редуктора, своим верхним концом был соединен через муфту включения

с валом главного редуктора, расположенного во втулке несущего винта.

Главный редуктор представлял собой двухступенчатую пла-нетарную передачу. Вращающаяся опора сателлитов главного редуктора через муфту свободного хода приводила во вращение втулку несущего винта с подвешенными к ней лопастями.

Общее передаточное число всей трансмиссии (от коленчатого вала двигателя до втулки несущего винта) было равно 1 : 13,4.

Часть мощности двигателя через боковые ведомые конические зубчатые колеса центрального редуктора передавалась на два рулевых винта переменного в полете шага.

Несущий винт вертолета ЦАГИ 11-ЭА был аналогичен несу-щему винту вертолета ЦАГИ 5-ЭА. Он представлял собой ком-бинацию двух трехлопастных винтов, вращавшихся в одной плоскости. Один из этих винтов (условно названный подъемным винтом) диаметром 15,4 м имел три лопасти и создавал подъемную силу, необходимую для полета вертолета. Лопасти этого винта были подвешены ко втулке с помощью горизонтальных, вертикаль-ных и продольных шарниров. Конструкция лопастей была та же, что и конструкция лопастей несущего винта вертолета ЦАГИ 5-ЭА.

Второй винт (условно названный винтом управления) диаме-тром 9,2 м имел три лопасти и предназначался для управления вертолетом.

Лопасти этого винта крепились ко втулке с помощью продольного шарнира. Конструктивно они были выполнены ана-логично лопастям подъемного винта.

Рулевые винты были трехлопастные диаметром 2,25 м; они были рассчитаны на максимальную мощность 250 л. с. и 1800 об/мин. Лопасти винтов были выполнены из дуралюмина. Это были винты с переменным шагом лопастей в полете, причем изменение шага можно было производить в широком диапазоне (до 45°).

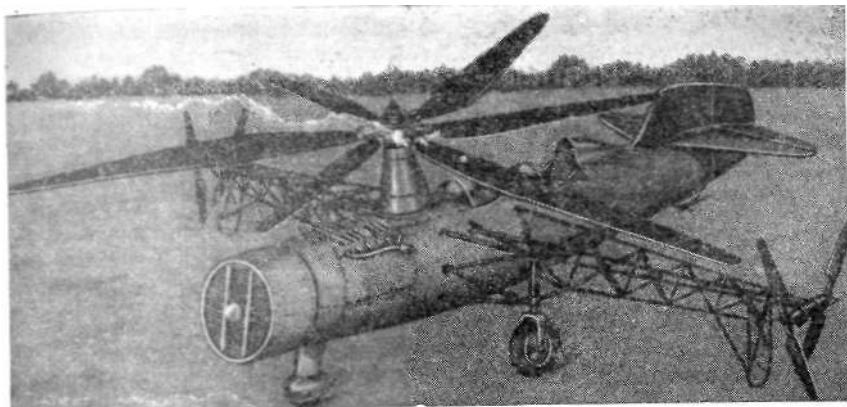
Система управления вертолетом включала в себя:

- управление общим шагом больших лопастей несущего винта;
- управление дифференциальным шагом малых лопастей;
- управление шагом рулевых винтов;
- управление рулями глубины и направления;
- управление муфтой включения.

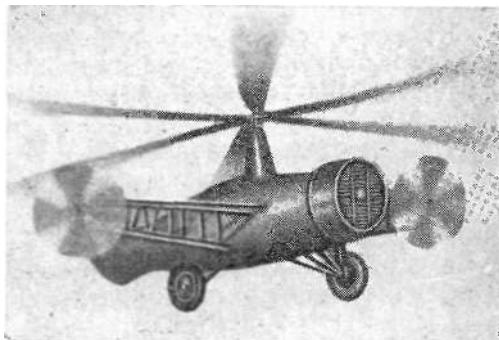
Управление общим шагом больших лопастей несущего винта осуществлялось штурвалом, расположенным в кабине летчика.

Управление дифференциальным шагом малых (управляемых) лопастей несущего винта осуществлялось автоматом перекоса, расположенным между центральным и главным редукторами.

Управление шагом рулевых винтов было связано с ножными педалями и, кроме того, могло производиться специальным диф-ференциальным механизмом, приводимым в движение от штурвала, расположенного в кабине летчика.



Вертолет ЦАГИ 11-ЭА ПВ



Вертолет ЦАГИ 11-ЭА ПВ в полете

Ножное управление было связано также с отклонением руля направления.

Дифференциальный механизм обеспечивал уравновешивание реактивного момента от несущего винта на всех режимах полета, путевое же управление осуществлялось при помощи ножных педалей.

В середине 1936 г. была закончена постройка вертолета, и он был перевезен на аэродром для летных испытаний.

После тщательной проверки и регулировки всех агрегатов и аппарата в целом начались испытания с запуском двигателя; вертолет во время этих испытаний был на глухой привязи на специально оборудованной якорной площадке.

Вскоре было принято решение перейти на новый тип лопастей — целиком металлической конструкции.

В начале 1938 г. планы дальнейшей работы по вертолету ЦАГИ 11-ЭА радикально изменились. Было решено не ограничиваться переходом на новую конструкцию лопастей несущего

винта, а внести в конструкцию вертолета значительные изменения, меняющие даже ранее принятую принципиальную схему аппарата.

Это было вызвано желанием расчленить испытания и доводку вертолета на ряд последовательных этапов, причем в первую очередь намечалось провести испытания вертолета на вертикальных режимах и на режимах горизонтального полета с использованием пропульсивной тяги.

Это решение было принято в значительной степени под влиянием двух существенных обстоятельств, выявившихся в самом начале испытаний вертолета: некоторого перетяжеления вертолета против проектных данных и большего по сравнению с первоначальными наметками потребления мощности рулевыми винтами для парирования реактивного момента от несущего винта в результате неудачного выбора разноса (слишком малого) рулевых винтов и, как следствие этого, — уменьшения доли мощности двигателя, используемой несущим винтом.

Так как изменения, внесенные в конструкцию вертолета ЦАГИ 11-ЭА, были весьма существенны, то он после этих переделок получил новую марку: ЦАГИ 11-ЭА ПВ (пропульсивный вариант).

При переделке вертолета ЦАГИ 11-ЭА в него были внесены следующие конструктивные изменения:

сняты крылья и вместо них были установлены сварные трубчатые фермы;

вместо двух рулевых винтов переменного в полете шага установлено четыре рулевых винта меньшего диаметра с большим разносом (11 м вместо 8 м);

в связи с этим заменены редукторы рулевых винтов;

соответственно конструктивно изменена система управления рулевыми винтами;

установлены новые лопасти несущего винта целиком металлической конструкции;

установлен в сочленении больших лопастей компенсатор взмаха с коэффициентом компенсации 0,5 и фрикционные демпферы на вертикальном шарнире заменены пружинно-масляными.

Новые рулевые винты и их редукторы были взяты с вертолета ЦАГИ 5-ЭА.

Конструкция новых больших лопастей несущего винта была цельнометаллическая, дуралюминовая. Корень лопасти оканчивался трубой из термически обработанной хромомолибденовой стали. Форма лопасти — плоская, в плане — трапециевидная. Профиль сечений лопасти — NACA-230.

Носовая часть лопасти представляла собой профилированный лонжерон, а хвостовая часть была выполнена из легких хвостовых нервюр, приклепанных к балке и обшитых тонким дуралюминиевым листом толщиной 0,8 и 0,5 мм.

Носовая балка состояла из целого дуралюминового носика, двух дуралюминовых полос толщиной 3,5 и 2,5 мм и двух внутренних корытообразных профилей. Все детали были проклепаны потайной клепкой.

Форма малых управляемых лопастей — плоская, в плане — трапециевидная. Каркас лопасти — цельнометаллический. Эти лопасти были сконструированы несколько иначе, чем большие, и отличались от них повышенной жесткостью в плоскости тяги.

Управляемая лопасть состояла из двух частей: носовой балки и набора легких хвостовых нервюр, приклепанных к балке.

Носовая балка представляла собой профилированный лонжерон, выколоченный из толстого дуралюминиевого листа. Внутри балки были включены в продольном направлении два корытообразных профиля.

В декабре 1939 г. аппарат на аэродроме был собран, отрегулирован и проверен, и в начале 1940 г. были начаты его летные испытания. Проводил испытания вертолета в качестве летчика инженер Д. И. Савельев. Руководил испытаниями В. П. Лаписов.

После многочисленных рулежек на земле в октябре 1940 г. Д. И. Савельев начал совершать первые свободные подъемы.

Самым неприятным было то, что стоявший на аппарате двигатель был уже основательно изношен и имел малый ресурс, а заменить, его было нечем. Несмотря на ограничения, фактическая высота подъема доходила до 30 м. Постепенно осваивая аппарат и совершая на нем длительные полеты, Д. И. Савельев стал передвигать на поступательное передвижение с небольшой горизонтальной скоростью.

Хотя интенсивность летных испытаний в зимние месяцы резко снизилась, все же к весне 1941 г. летные качества и возможности вертолета ЦАГИ 11-ЭА ПВ были достаточно полно выявлены.

Ввиду указанного выше ограничения достигнутые результаты были невысоки:

наибольшая высота подъема	50 м
наибольшая горизонтальная скорость	50—60 км/ч
наибольшая продолжительность полета (с экипажем 2 человека)	около 1 ч

Эти результаты не характеризовали действительных возможностей вертолета. Летные испытания показали, что:

вертолет обладал хорошей управляемостью и удовлетворительной устойчивостью;

элементы трансмиссии, управление и система охлаждения двигателя работали безотказно и не доставляли никаких затруднений;

вертолет имел большой запас подъемной силы, подъем вертолета и полеты на нем совершались на пониженной частоте вращения двигателя, и мощность двигателя не использовалась полностью (по самым скромным подсчетам запас тяги несущего винта

при условии полного использования мощности двигателя составлял 800—1000 кгс).

Подобная оценка возможностей вертолета давала основание надеяться, что расчетные данные могли быть в будущем достигнуты.

Однако непредвиденный случай приостановил все дальнейшие испытания: после одного из полетов была обнаружена стружка в масляном фильтре. Потребовалась переборка двигателя. В связи с отсутствием запасного двигателя это было равносильно полной консервации аппарата.

Следует отметить, что и сейчас, спустя 40 лет, схема этого вертолета представляет некоторый интерес.

Принципиальная схема вертолета ЦАГИ 11-ЭА и затем его модификации — пропульсивного варианта — была предложена И. П. Братухиным. Он же руководил проектированием аппарата, будучи начальником конструкторской бригады «Б» отдела особых конструкций ЦАГИ.

Конструктивная разработка элементов трансмиссии, втулки несущего винта, автомата перекоса и некоторых других механических агрегатов производилась под руководством К. А. Бункина и А. Ф. Муарина.

Проектирование лопастей несущего винта и рулевых винтов было выполнено под руководством Г. И. Солнцева.

Выбор аэродинамических параметров, многочисленные аэродинамические исследования и расчеты, частично расчет на прочность производился под руководством Д. Т. Мацицкого и при участии Б. Я. Жеребцова. Аэродинамические изыскания и расчеты по пропульсивному варианту выполнял Б. Я. Жеребцов.

Экспериментальные исследования, связанные с проектированием вертолета, проводились М. С. Абадуевым, А. А. Федоровым и А. А. Докучаевым под руководством В. П. Лаписова.

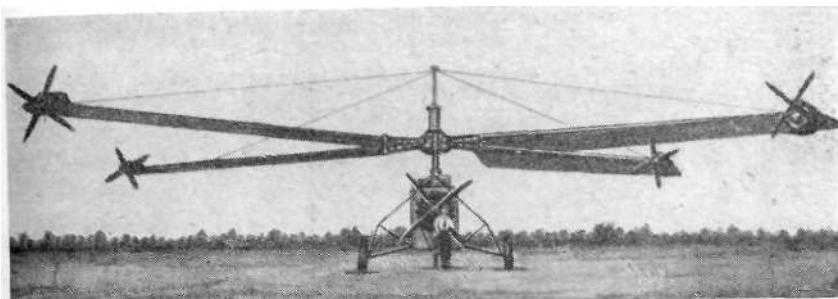
Постройка вертолета ЦАГИ 11-ЭА производилась в цехе винтовых аппаратов (ЦВА) Завода опытных конструкций ЦАГИ под руководством начальника ЦВА А. А. Кобзарева.

Летными испытаниями вертолета ЦАГИ 11-ЭА и его модификации 11-ЭА ВП руководил В. П. Лаписов.

Попытка построить вертолет конструкции В. Изакко

Помимо работ по созданию советских вертолетов, проводившихся в ЦАГИ, в этот же период была предпринята попытка построить вертолет по проекту и под наблюдением итальянского конструктора В. Изакко.

В предыдущей главе отмечались работы В. Изакко по постройке нескольких вертолетов во Франции и Англии. Построенные вертолеты оказались неудачными. Несмотря на это, конструктору В. Изакко удалось заинтересовать соответствующие



Геликохир В. Изакко, построенный в Советском Союзе

организации и ему предоставили возможность построить в СССР вертолет предложенной им схемы.

В 1932 г. он начал работать по особому договору в Советском Союзе, где в Научно-испытательном институте гражданского воздушного флота было создано специальное конструкторское бюро, работавшее под его руководством.

Построенный В. Изакко геликохир (так называл он свой аппарат) имел четырехлопастный несущий винт диаметром 24,4 м. На всех лопастях было расположено по двигателю «Джипси III» мощностью 120 л. с.

В носовой части фюзеляжа был установлен двигатель Райт J-6 мощностью 300 л. с. с тянувшим винтом.

Геликохир проектировался в качестве шестиместного (летчик и пять пассажиров) летательного аппарата с полной полетной массой 3500 кг.

В 1935 г. аппарат был построен и начались его испытания под руководством В. Изакко.

При первых же запусках двигателей были обнаружены не-допустимая деформация деталей крепления двигателей и сильная вибрация лопастей. Дальнейшие испытания в связи с опасностью, которую они представляли, были прекращены.

На этом закончились работы В. Изакко в Советском Союзе. Они не оставили сколько-нибудь значительного следа в истории отечественного вертолетостроения.

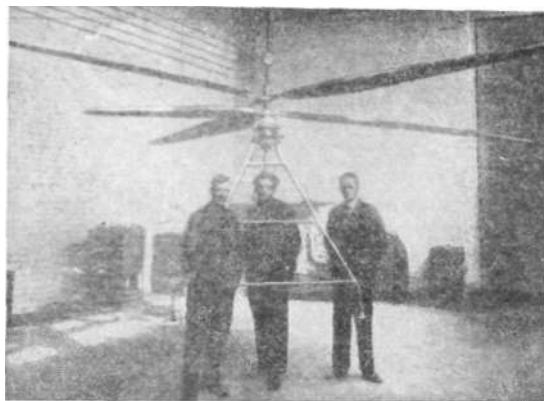
Экспериментальные работы

А. Г. Иосифьяна

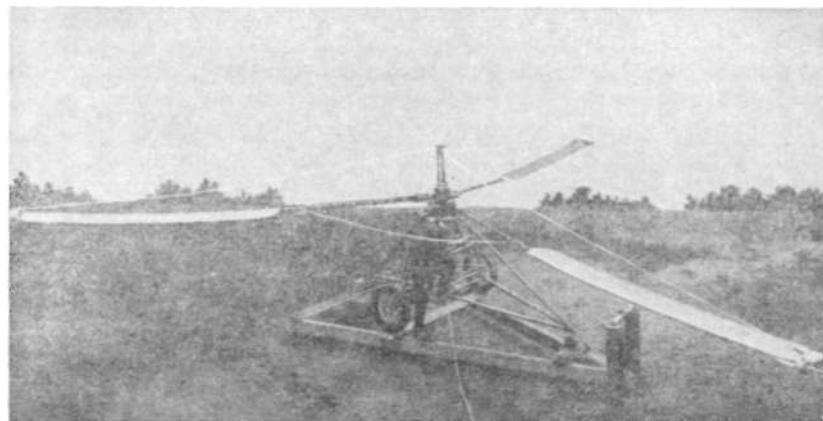
по привязному электровертолету

В начале 30-х годов сотрудник Всесоюзного электро-технического института А. Г. Иосифьян, инженер-электрик по специальности, увлекся идеей создания привязного вертолета с электродвигателями.

В течение 1933—1935 гг. он работал над моделью двухвинтого вертолета соосной схемы. Два трехлопастных винта диа-



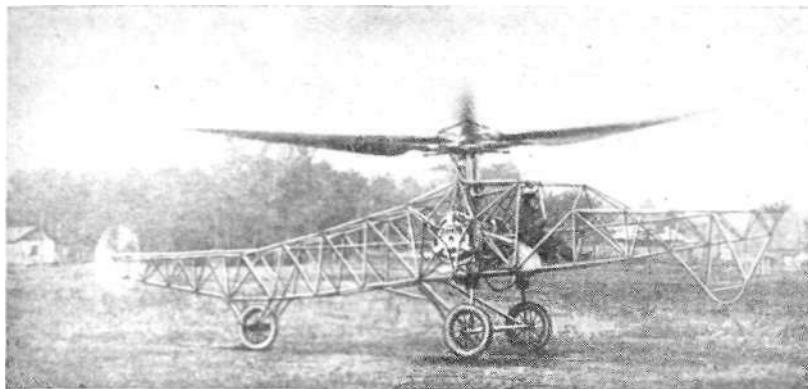
Модель привязного электровертолета соосной схемы А. Г. Иосифьяна. В центре группы А. Г. Иосифьяна



метром 1,8 м с креплением лопастей к втулке с помощью горизонтальных шарниров вращались в противоположные стороны. Винты приводились во вращение специальным трехфазным асинхронным электродвигателем мощностью 0,52 квт, получавшим питание от обычной электросети напряжением 220 В через гибкий кабель.

Один винт вращался вместе с ротором двигателя, другой — вместе со статором. Полная масса модели была 28 кг (включая массу двигателя 11 кг).

Построенная модель была всесторонне испытана; в процессе этих испытаний меняли угол установки лопастей и измеряли развивающую подъемную силу. Больше всего затруднений доставила вибрация всей установки вследствие недостаточной балансировки статорной и роторной обмоток двигателя. Был отработан метод крепления модели в трех точках.



Вертолет ЦАГИ Б-ЭА, переделанный под вариант привязного электровертолета

В результате испытаний была намечена разработка электродвигателей мощностью 25—30 кВт, рассчитанных на более высокое напряжение в питающей сети.

В начале 1937 г. была закончена постройка модели привязного электровертолета новой схемы.

Модель имела трехлопастной несущий винт, приводимый во вращение тягой небольших тянувших винтов, размещенных вместе с электродвигателями на конце каждой лопасти.

Основные параметры модели

Диаметр несущего винта	1,1 м
Число лопастей	3
Диаметр тянувших винтов	0,4 м
Частота вращения тянувших винтов	9000 об/мин
Мощность каждого электродвигателя	8 кВт
Частота вращения несущего винта	примерно 75 об/мин
Полная масса модели (с человеком)	320 кг
Масса каждого двигателя	8,3 »

Лопасти несущего винта крепились к втулке через горизонтальные, вертикальные и осевые шарниры.

В целях управления и стабилизации модели в системе управления был установлен автомат перекоса, позволявший производить изменения циклического и общего шага лопастей несущего винта.

Модель испытывалась в мае — июне 1937 г. При частоте вращения несущего винта 40—45 об/мин установка работала нормально. При повышении оборотов до 70—75 об/мин начиналась вибрация втулки, сопровождавшаяся резким дерганием ручки управления.

Так как модель в процессе постройки была значительно перетяжелена (примерно на 120 кг), приходилось при ее испытании

сильно перегружать двигатели (почти на 50%), что не давало возможности работать более 5—10 мин из-за их перегрева.

В процессе испытаний модель поднималась на небольшую высоту (до 1 м). При посадке во время одного из таких испытаний модель сломалась и намечавшаяся широкая программа дополнительных испытаний модели не была осуществлена.

Наиболее интересной из всех работ по привязанным электро-вертолетам является переделка вертолета ЦАГИ 5-ЭА с установкой вместо бензиновых двух особо облегченных электродвигателей, построенных специально для этой цели. Переделка вертолета ЦАГИ 5-ЭА коснулась только его силовой установки и частично главного редуктора. Каждый из двух электродвигателей имел мощность 200 л. с. при 2200 об/мин и весил 130 кг.

Питание электродвигателей производилось через гибкий бронированный кабель со специальной передвижной электростанцией, смонтированной на 5-тонном грузовике.

Электростанция находилась на расстоянии примерно 100 м от вертолета, вследствие чего вертолет при подъеме должен был поднимать с собой часть кабеля, питающего его током.

После монтажа силовой установки с подводкой кабеля была опробована система запуска двигателей и винта на земле. Была проверена система переключения всей мощности электростанции на один электродвигатель. Производился запуск винта на малых углах атаки, т. е. без подъема в воздух.

Позднее вертолет многократно совершал подъем на привязи на высоту 5—10 м. Аппарат при этих подъемах был устойчив и управляем в пределах привязи.

Основная трудность доводки вертолета, его регулировки и испытания легла на плечи ведущего инженера В. И. Баршева.

Летные испытания вертолета, которые проводил инженер-летчик В. А. Карпов, были начаты в первой половине **1941 г.**

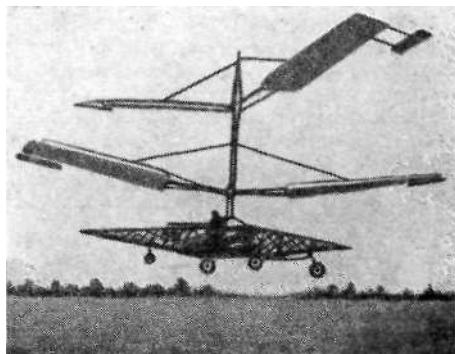
В связи с началом Великой Отечественной войны работы по привязанному вертолету были прерваны и больше не возобновлялись.

Успехи вертолетостроения за рубежом

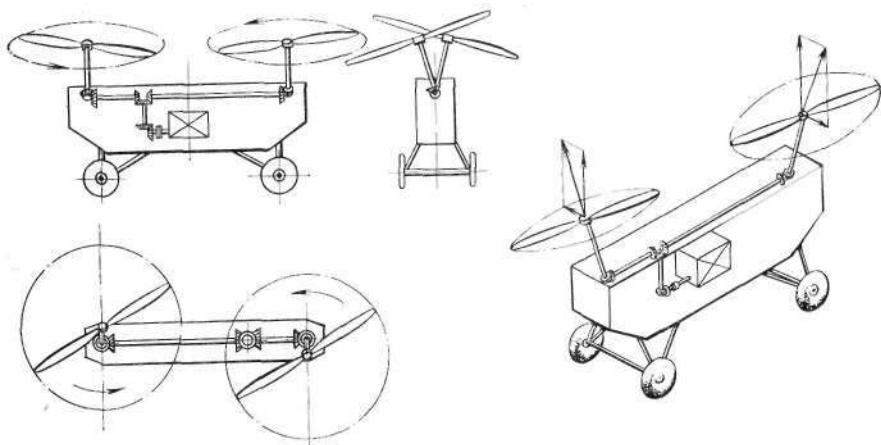
В конце 1930 г. в некоторых иностранных журналах появились сообщения об испытании нового итальянского вертолета Асканию.

Вертолет Асканию — двухвинтовой аппарат соосной схемы. Корпус его состоял из центральной части, несущий двигатель с муфтой и редуктором, центральный вал, несущие винты и кабину летчика со всеми органами управления, и трех пирамидальных отростков, образующих вместе с центральной частью как бы несимметричную трехконечную звезду.

Аппарат имел два двухлопастных винта диаметром 13—15 м, вращающихся в противоположные стороны. Лопасти винтов могли свободно вращаться вокруг своей оси и становиться под нужными углами к плоскости вращения в зависимости от установленного угла стабилизаторов и рулей высоты, которыми была снабжена каждая лопасть. Кроме того, лопасти могли совершать небольшие колебательные (взмахивающие) движения.



Принципиальная схема вертолетов Флорина



Стабилизаторы имели небольшие открышки — рули высоты, которые (по усмотрению летчика) могли быть установлены под любым нужным углом. В полете углы установки стабилизаторов не менялись.

На вертолете Асканию был установлен авиационный двигатель Фиат А-505 мощностью 95—100 л. с.

Верхний и нижний винты вращались с одинаковой частотой вращения (75 об/мин).

В случае отказа двигателя лопасти винтов при помощи тех же стабилизаторов с рулями высоты должны были автоматически встать под небольшими углами, переводя тем самым несущие винты на режим авторотации.

Управление аппаратом осуществлялось тремя небольшими рулевыми винтами, два из которых (на концах левого и заднего отростков) с вертикально расположеными осями служили для управления в продольном и поперечном направлениях и наклона всего аппарата для горизонтального передвижения. Третий винт с горизонтальной осью (на конце правого отростка) предназначался для уравновешивания возможной разницы крутящих моментов несущих винтов и для ориентирования аппарата относительно вертикальной оси.

Полная полетная масса аппарата составляла около 800 кг.

Аппарат Асканию совершил в 1930 г. ряд успешных полетов на аэродроме под Римом. Максимальная высота полета составляла 18 м, максимальная продолжительность полета — 8 мин. 45 с. По дальности и высоте эти полеты были рекордными для вертолетов того времени.

В период 1926—1934 гг. значительные работы по созданию вертолетов проводил проживавший в Бельгии русский инженер Флорин.

Идея Флорина сводилась к тому, что в двух- или многовинтовом вертолете несущим винтам давать одинаковое направление вращения, наклонив одновременно оси этих винтов на небольшой угол по отношению к вертикали. При этом использовались появляющиеся при наклоне осей горизонтальные составляющие суммарной тяги для создания необходимого момента, парирующего реактивный крутящий момент.

По этой схеме Флорином было построено три аппарата. Они были двухвинтовые (диаметр 7,2 м) и имели двигатели мощностью 180—200 л. с.

В процессе длительных испытаний были получены следующие результаты:

максимальная высота подъема	5 м
максимальная продолжительность полета	9 мин 58 с

Все аппараты Флорина не обладали необходимой устойчивостью.

В 1933 г. в печати появились сведения о проводившихся в Англии работах двух австрийских конструкторов Наглера и Хафнера.

Первый построенный ими вертолет имел один несущий винт, приводимый во вращение двигателем воздушного охлаждения «Сальмсон» мощностью 40 л. с. Для парирования реактивного момента и придания большей устойчивости аппарат был снабжен двумя специальными лопастиобразными открылками, установленными сзади. Угол установки открылков можно было менять по желанию летчика.

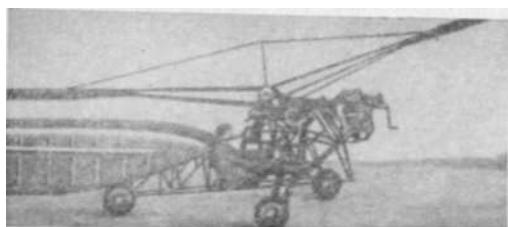
Вертолет Наглера и Хафнера имел специальное приспособление для управления лопастями несущих винтов и перекашивания этих лопастей для управления аппаратом.

Этот вертолет не вышел из стадии начальных испытаний, так как конструкторы встретились с трудностями, преодолеть которые они не могли (несбалансированность и биение несущего винта, сильный нагрев двигателя и слишком малый запас подъемной силы).

Спустя 10 лет после первоначальных работ по созданию привязного вертолета конструктор Асбот вновь вернулся к работе над вертолетами. Им было построено четыре вертолета, каждый из которых имел по два деревянных несущих винта диаметром 4,35 м, расположенных один над другим и вращавшихся в противоположных направлениях. Эти винты приводились во вращение при помощи ротативных двигателей: «Рон» (110 л. с.) в первых трех типах и «Клерже» (ПО л. с.) в четвертом. Устойчивость в полете и поступательное передвижение аппарата достигались воздействием на специальные плоскости, помещенные под винтами в струе отбрасываемого им воздуха.

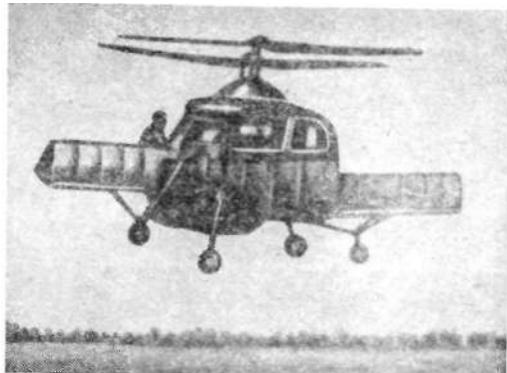
В последнем аппарате этого типа АН-4 был вращающийся от того же двигателя тянувший винт, который давал возможность вертолету передвигатьсяся горизонтально.

Эти машины совершили много полетов. Официальных результатов испытания вертолетов Асбота не имеется, но по данным, сообщаемым самим конструктором, на его аппаратах было налетано 29 ч, причем большое количество полетов по продолжительности превышало полчаса. По заявлению Асбота, самый продол-



Вертолет Наглера и Хафнера

Вертолет Асбота в полете



жительный полет (53 мин) был осуществлен им на машине АН-3 с двигателем «Рон».

Максимальная высота полета на аппаратах Асбота была 30 м, максимальная дальность — 3 км при наибольшей горизонтальной скорости 20 км/ч.

Вертолеты, созданные в начале тридцатых годов, по своей схеме, степени конструктивной проработки и результатам летных испытаний представляли собой крупный шаг вперед по сравнению с прежними аппаратами этого типа. Вместе с тем они обладали существенными недостатками: неудовлетворительной устойчивостью; недостаточно безопасным спуском при аварийном выходе из строя двигателя, что не позволяло совершать подъем на сколько-нибудь удовлетворительную высоту; недостаточным охлаждением двигателя; некоторыми недоработками в конструкции элементов трансмиссии и лопастей несущих винтов.

Через несколько лет после рекордных полетов советского вертолета ЦАГИ I-ЭА проблема создания вертолета была решена также во Франции и Германии.

Примерно в 1930 г. Бреже предпринял при помощи молодого инженера его фирмы М. Дорана разработку проекта нового вертолета, названного им «жироплан Бреже—Доран».

Жироплан Бреже—Доран — двухвинтовой вертолет соосной схемы с двигателем «Испано-Сюиза» мощностью 300 л. с.

Вертолет имел два несущих винта диаметром 15,886 м каждый, вращавшихся в противоположных направлениях. Винты приводились во вращение трансмиссией с передаточным числом примерно 1 : 15, т. е. при нормальной частоте вращения вала двигателя (около 2000 об/мин) винты вращались со скоростью 132 об/мин.

Оба несущих винта были двухлопастные с шарнирным креплением лопастей ко втулке. Это шарнирное крепление на жироплане Бреже—Доран имело свои особенности. Помимо обычных для современных винтовых аппаратов горизонтальных и вертикальных шарниров, расположенных вблизи втулки, лопасти жироплана имели дополнительные вертикальные шарниры, удаленные от втулки на некоторое расстояние.

Лопасти обоих винтов могли поворачиваться относительно их продольной оси, меняя тем самым угол установки.

На пилоне были установлены два автомата перекоса: один, управляющий шагом верхнего винта, — между винтами, и второй, помещенный ниже его, — для управления шагом нижнего винта.

Лопасти несущего винта автоматически изменяли угол установки в зависимости от взмаха лопасти. Для этой цели имелся механизм регулятора шага, который уменьшал угол установки на величину, равную половине угла подъема лопасти (угла взмаха).

Втулки обоих винтов имели свободный ход, что позволяло переводить эти винты в случае внезапной остановки двигателя на режим авторотации.

Поступательное движение вертолета создавалось за счет горизонтальной составляющей от тяги несущих винтов при наклоне аппарата вперед.

Масса конструкции жироплана составляла 1430 кг при общей полетной массе 1950 кг.

При проектировании жироплана предполагалось поставить на него двигатель в 600 л. с.

В процессе испытания этого аппарата выявились его неудовлетворительная устойчивость.

Наблюдался случай соударения лопастей верхнего и нижнего винтов. В связи с этим был установлен ограничитель, предотвращающий удары лопастей. Этот жироплан во время одного из испытаний потерпел аварию, и его полеты возобновились лишь весной 1935 г.

В процессе летных испытаний в 1936 г. на жироплане были установлены следующие мировые рекорды по классу вертолетов:

скорость на дистанции 20 км	44,7 км/ч
наибольшая высота полета	158 м
наибольшая продолжительность полета	1 ч 02 мин 50 с
дистанция по замкнутому кругу	44 км

На основе опыта, накопленного в процессе летных испытаний жироплана Брге приступил к проектированию нового аппарата, получившего марку G10 Достоверных сведений о его постройке не имеется.

26 июня 1936 г. был совершен первый полет вертолета Фокке-Вульф FW-61, продолжавшийся 28 с. Четвертый полет уже продолжался 16 мин, а через год на вертолете FW-61 были установлены мировые рекорды высоты, скорости, дальности и продолжительности полета для вертолетов.

FW-61 — одноместный двухвинтовой вертолет поперечной схемы. Крутящие моменты обоих винтов взаимно уравновешивались вследствие противоположного направления их вращения.

Двигатель Сименса мощностью 160 л. с., специально переделанный для установки на вертолет, был укреплен в передней части фюзеляжа.

В цепи трансмиссии имелись муфта сцепления для плавного включения несущих винтов после запуска двигателя и муфта свободного хода, отключавшая несущие винты при авторотирующем спуске.

Несущие винты были трехлопастные диаметром 7 м. Лопасти винтов крепились ко втулке горизонтальными и вертикальными шарнирами, обеспечивавшими маховое движение лопастей в вертикальной плоскости и в плоскости вращения. Собственные колебания лопастей в горизонтальной плоскости гасились фрикционными демпферами.



Жироплан Брге —Доран



Силовым элементом лопасти был лонжерон, на котором крепились нервюры, вся лопасть была обшита фанерой и полотном. Несущие винты имели изменяемый в полете шаг.

В системе управления несущими винтами было два автомата перекоса.

При летных испытаниях вертолета были выявлены достаточная устойчивость на всех режимах полета и хорошая управляемость. Эти качества позволили проводить регулярные полеты вертолета в закрытом помещении цирка. В короткое время на вертолете FW-61 были установлены мировые рекорды:

высоты (1939 г.)	3427 м
скорости на дистанции 20 км (1937 г.)	122,53 км/ч
дальности без остановки (1938 г.)	230,248 км
продолжительности полета с возвратом на место взлета (1937 г.)	1 ч 20 м

Вертолет FW-61 был построен в двух экземплярах, на которых проводились демонстрационные и исследовательские полеты. Фокке рассматривал свой аппарат как модель многоместного вертолета для практического назначения. Проектирование более тяжелого вертолета этого типа было начато примерно в 1939 г.

Однако трудности перехода от легкого аппарата к тяжелому, которые на вертолете выражаются значительно резче, чем на самолете, задержали постройку его на многие годы.

Новые задачи и пути их разрешения

Постройка и результаты летных испытаний советских вертолетов ЦАГИ 1-ЭА, ЦАГИ 5-ЭА и ЦАГИ 11-ЭА, а также не- сколько позднее французского вертолета Брге — Доран и не- мецкого вертолета Фокке-Вульф FW-61 означали разрешение проблемы создания нового типа летательного аппарата — верто- лета и нанесли окончательный удар неверию и скептицизму в этом вопросе.

Однако на пути к широкому применению вертолета и к эффе-ктивной его эксплуатации стояли большие препятствия.

Пока что полеты вертолета были редки и каждый такой полет являлся в какой-то степени техническим событием. Это были полеты с чисто испытательной целью или тренировочные и де- монстрационные.

Для перехода к широкой эксплуатации требовалось накопить больше опыта, полнее выявить недостатки существующих верто-

летов, найти пути к их устраниению, упростить конструкцию, повысить летные качества и резко повысить безопасность полета.

В основном эти новые задачи можно было сформулировать таким образом:

повышение устойчивости вертолета, его управляемости, облегчение и упрощение техники пилотирования;

обеспечение нормального поведения ручки летчика и решение вопроса об усилиях в системе управления вертолетом;

обеспечение безопасности полета на вертолете на всех присущих ему режимах, в том числе и при выходе из строя двигателя (спуск на режиме авторотации);

создание двигателей специально приспособленных для постановки на вертолет (соответствующее редуцирование оборотов, система включения несущего винта, обеспечение охлаждения на всех режимах полета вертолета);

обеспечение большей технологичности конструкции и приспособление элементов вертолета к условиям широкой эксплуатации;

обеспечение большей надежности основных агрегатов вертолета и повышение их долговечности.

Разрешение каждой из этих задач было связано с большими техническими трудностями.

Их можно было решить лишь путем всемерного накопления практического опыта, уточнения и совершенствования методов расчета вертолета в целом и его элементов (аэродинамического и на прочность), а также путем изучения и использования опыта испытания и эксплуатации многочисленных типов автожиров, максимального развертывания научных исследований (как теоретических, так и экспериментальных), создания специальных лабораторных установок и стендов.

Только этот путь мог обеспечить условия, необходимые для дальнейшего прогресса и совершенствования вертолета.

Советское автожиростроение

Как уже отмечалось, параллельно с работами по вертолетам в отделе особых конструкций ЦАГИ в период 1930—1940 гг. проводились работы по созданию автожиров.

Накапливаемый технический опыт, а также результаты проводимых теоретических и экспериментальных исследований по тем и другим аппаратам теснейшим образом переплетались в повседневной работе, а опыт автожиростроения оказал большое и плодотворное влияние на доводку и дальнейшее совершенствование вертолетов.

Место автожира среди прочих летательных аппаратов тяжелее воздуха

Самолеты обладают рядом недостатков, органически им присущих и затрудняющих в некоторых случаях их практическое применение, а именно:

большие посадочные скорости;

большая длина разбега при взлете и пробега при посадке;

малый диапазон возможных скоростей полета;

опасность потери скорости и связанный с этим срыв в штопор.

Поэтому автожиры по мере их успешной доводки и совершенствования вызвали к себе значительный интерес.

Особое внимание к автожирам объяснялось также и тем обстоятельством, что проводимые на протяжении многих лет работы по созданию вертолета не давали надежд на быстрое разрешение этой проблемы.

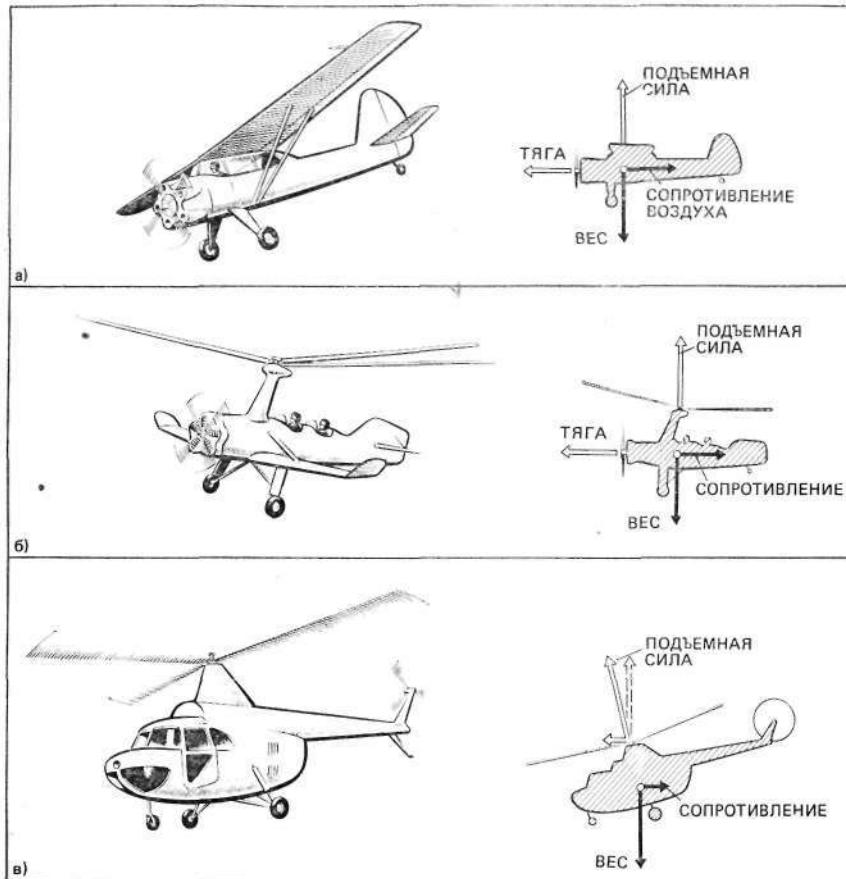
Место автожира среди других типов летательных аппаратов тяжелее воздуха вытекает из принципиальных схем этих аппаратов.

В дополнение к этим схемам ниже дается таблица основных особенностей каждого типа аппарата, вытекающих из его принципиальной схемы и определяющих его специфические летные качества.

Место автожира среди других типов летательных аппаратов тяжелее воздуха.

Таблица 1

Тип летательного аппарата	Орган, создающий подъемную силу	Орган, необходимый для поступательного полета	Условия поддержания в полете	Метод управления в полете
Самолет	Крыло, находящееся в потоке встречного воздуха	Тянувший винт, приводимый во вращение от двигателя (или тяга реактивного двигателя)	Лишь при наличии поступательного движения с определенной скоростью	С помощью рулей и элеронов, эффективность которых зависит от скорости полета
Автожир крылатого типа	Ротор, вращающийся от встречного потока воздуха на режиме автогенерации	То же	То же	То же
Автожир беспрыгательный с непосредственным управлением	То же	То же	То же	Путем отклонения оси ротора; эффективность этого управления не зависит от скорости полета
Вертолет	Несущий винт, приводимый во вращение от двигателя	Тот же несущий винт путем наклона равнодействующей его подъемной силы (или благодаря тяге специальных тянувших винтов)	Независимо от наличия или отсутствия поступательного движения	Путем отклонения равнодействующей пилотом элеронов, несущего винта, причем эффективность этого способа управления не зависит от наличия и величины скорости полета



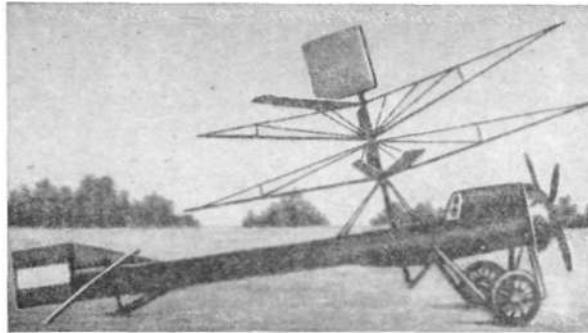
Принципиальные схемы самолета (а), автожира (б) и вертолета (в)

Как следует из приведенной схемы и таблицы, автожир является как бы промежуточным типом летательного аппарата между самолетом и вертолетом: по принципиальной схеме поддержания в воздухе он ближе к самолету, по основному конструктивному элементу — ротору — ближе к вертолету.

Автожиростроение за рубежом

Первый автожир, построенный Сперва (Испания) в 1920 г., — автожир С1 — имел два соосно расположенных четырехлопастных ротора с жестким креплением лопастей ко втулке.

Справившись с большим опрокидывающим моментом в поперечной плоскости конструктор не смог, аппарат оказался неудачным.



Поперечная устойчивость построенных в последующие годы новых автожиров С-2 и С-3 с одним ротором и с разным числом лопастей оказалась также неудовлетворительной.

Только на автожире С-4 (1922 г.) было найдено удачное решение вопроса автоматической устойчивости, предопределившее дальнейшее успешное развитие аппаратов этого типа. Здесь была впервые применена шарнирная подвеска лопастей ко втулке ротора, позволяющая лопастям совершать маховое движение в вертикальной плоскости.

Лишь на следующем автожире С-5 (1923 г.), где для поперечного управления имелись элероны, смонтированные на концах длинной балки, был совершен первый круговой полет над аэродромом.

После аварии автожира С-6 в 1925 г. (поломка лопастей ротора в полете) в результате упорных исследований была разработана новая система подвески лопастей ко втулке ротора, позволяющая лопастям совершать маховое движение в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Сочленения этой схемы стали применяться на всех автожирах последующих конструкций.

В 1928 г. на новом автожире С-8 Сиерва совершил перелет из Парижа в Лондон и затем круговой полет по Англии.

С этого времени автожиростроение начинает интенсивно развиваться.

Сам Сиерва переезжает в Англию, где организует компанию по постройке автожиров. Ряд заграничных фирм покупает у него лицензии на постройку автожиров.

В 1930 г. Сиерва выпускает автожир С-19 МкIII, у которого ротор имеет более совершенные формы, втулка ротора снабжена тормозом, установлено определение с дефлектором, облегчающим раскрутку ротора перед взлетом. В автожи-

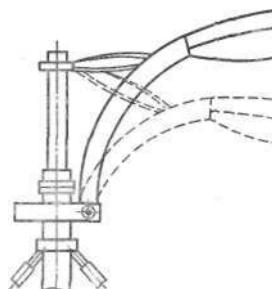


Схема шарнирного крепления лопастей к втулке ротора автожира Сиерва С-4 (1922 г.)

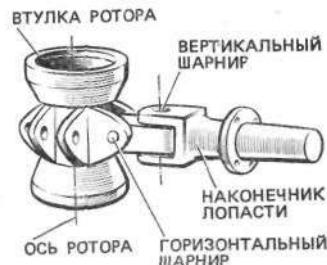
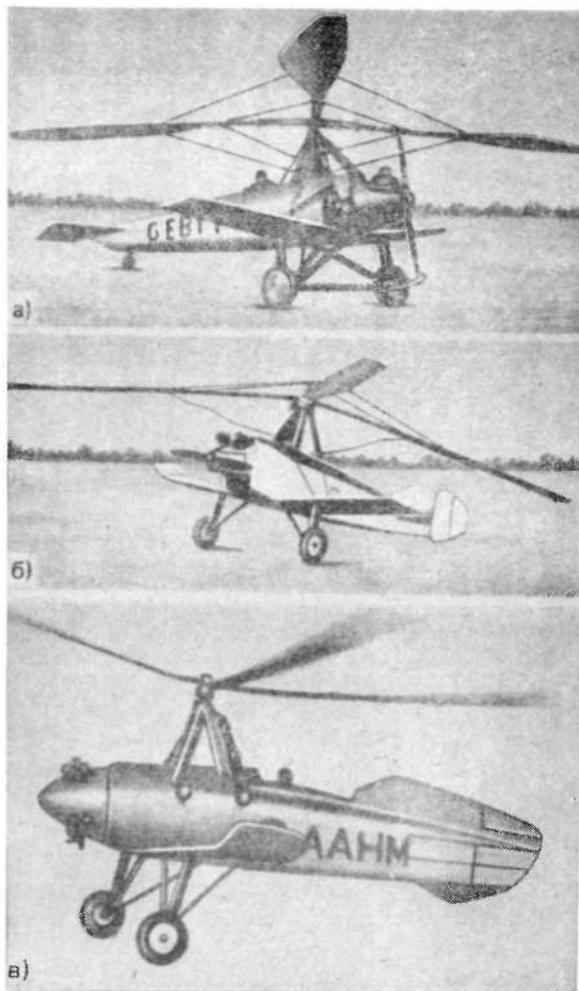


Схема сочленения лопасти к втулке ротора при помощи горизонтального и вертикального шарниров

Крылатые автожиры Сиерва (1928 — 1933 гг.):

а — автожир С-8; б — автожир С-19 Мк-III;
в — автожир С-19 Мк-IV

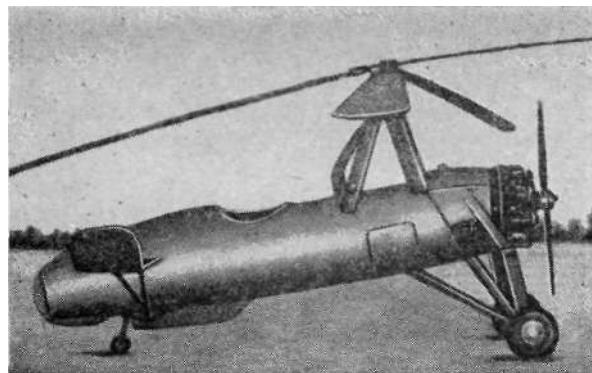


жире С-19 МКIV был впервые применен ротор со свободно несущими лопастями (вместо ротора расчалочного типа), введена механическая раскрутка ротора от двигателя с помощью системы механического запуска.

К 1933 г., т. е. через 10 лет после первого полета автожира, во всем мире было построено более 130 автожиров, на них были перевезены десятки тысяч пассажиров и было покрыто расстояние более 4 000 000 км, налетано 35 000 ч.

В процессе эксплуатации стали обнаруживаться некоторые недостатки автожиров, затруднявшие их использование: недостаточная эффективность имеющихся органов управления при полете на малых скоростях и невозможность после посадки автожира при наличии даже небольшого ветра предотвратить склонность его к разворотам, а при боковом ветре — тенденцию к опрокидыванию, так как органы управления при этом совершенно не эффективны.

Эти недостатки можно было устранить лишь путем коренного изменения принципиальной схемы автожира, что и сделал Сиерва, создав новые бескрылые автожиры с непосредственным управлением втулкой ротора.



Бескрыльный автожир
Сиерва С-30 с непо-
средственным управ-
лением (1933 г.)

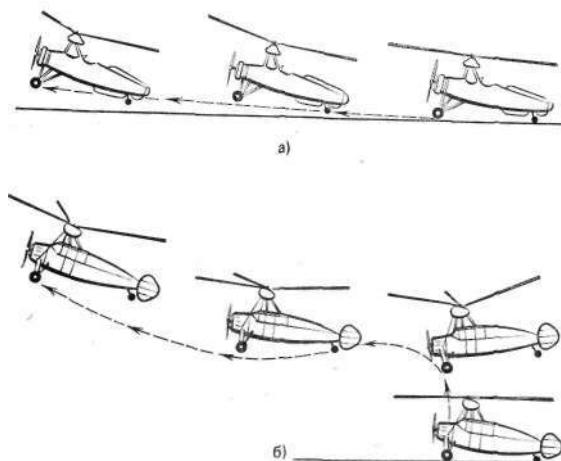
После выпуска нескольких опытных образцов в 1933 г. в Англии появляется автожир С-30, послуживший прототипом для серийной постройки значительного количества автожиров на протяжении нескольких последующих лет. Автожиры аналогичного типа были созданы и выпускались серийно многими фирмами и в других странах.

В 1936 г. делается еще один крупный шаг вперед — на базе серийного автожира С-30 был создан новый экспериментальный автожир С-30Р, осуществивший взлет без разбега («прыгающий» автожир).

Среди множества автожиров разного типа, построенных другими конструкторами, следует отметить экспериментальный автожир Хафнера АР-III.

В отличие от прочих автожиров на его аппарате ось втулки ротора не наклонялась, а управление осуществлялось путем завала «тюльпана» ротора циклическим изменением угла установки лопастей посредством автомата перекоса своеобразной конструктивной схемы.

Это был первый случай использования автомата перекоса, применявшегося в вертолетах, для управления ротором с шарнирным креплением лопастей. Схема нашла в дальнейшем широкое применение в вертолетостроении.



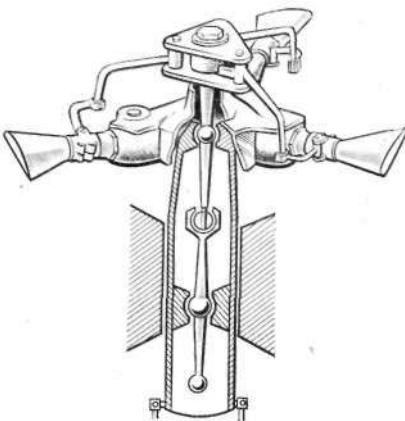
Траектории взлета автожира с непосредственным управлением (а) и «прыгающего» (б)

Начиная с 1937—1938 гг. в связи со значительными успехами в области вертолетостроения объем работ по автожирам начинает заметно снижаться. В начавшейся второй мировой войне автожиры не находят эффективного применения, что решило их дальнейшую судьбу.

К концу войны (1944—1945 гг.) выпуск автожиров совсем прекратился. Казалось, что на этом закончился непродолжительный путь вертолетостроения.

Однако в 1958—1959 гг. вновь было выпущено несколько опытных двухместных автожиров: Амбо 18 (США), Авиан 2/180 (Канада), Эликон-Эр L.51 «Жирель» (Франция), а автожир Келлет КД-1 (США) выпускался даже малой серией.

В некоторых случаях применение автожиров было целесообразным, так как они проще по конструкции и дешевле по стоимости, чем вертолеты такой же грузоподъемности.



Первые шаги по созданию советских автожиров

Успехи зарубежного вертолетостроения, постройка новых автожиров вызвали, естественно, повышенный интерес к ним в нашей стране.

В экспериментально-аэrodинамическом отделе (ЭАО) ЦАГИ был поставлен ряд экспериментальных исследований по изучению работы разных типов несущих винтов на режиме авторотации и влияния некоторых конструктивных параметров на авторотирующие свойства этих винтов.

Специально изучались работа несущих винтов на режиме авторотации при гибком сочленении лопастей винта с втулкой и влияние степени жесткости этих сочленений на поведение несущего винта.

После организации в ЭАО ЦАГИ секции особых конструкций (1928 г.) и постепенного пополнения секции новыми работниками появилась реальная возможность кроме чисто вертолетной тематики непосредственно заняться новой отраслью техники — вертолетостроением.

Небольшой группе сотрудников секции (инженеры И. П. Братухин и В. А. Кузнецов) было поручено всесторонне ознакомиться по имеющейся иностранной литературе с конструкцией построенных за границей автожиров, с их летными испытаниями, изучить появившиеся в последние годы теоретические работы по автожирам.



Автожир Каскр II (1930 г.)

В конце 1929 г. авиасекцией ЦК Осоавиахима СССР был построен автожир Каскр I (также «Красный инженер»), названный так по имени авторов его проекта инженеров Н. И. Камова и Н. К. Скржинского.

По своей схеме, геометрическим параметрам и основным конструктивным элементам этот автожир полностью повторял один из последних автожиров Сиерва — С-8.

Автожир Каскр I имел фюзеляж от самолета Авро, двигатель «Рон» в 120 л. с. и четырехлопастный ротор расчалочного типа. Мощность двигателя была явно недостаточна и после нескольких первых неудач двигатель был заменен более мощным («Титан», 230 л. с.).

На модифицированном автожире — Каскр II в течение 1930—1931 гг. было совершено около 90 полетов, максимальная высота полета достигла 450 м, а наибольшая скорость — 110 км/ч.

Этот аппарат был первым автожиром, построенным в СССР, и конструкторский и летный опыт, приобретенный при его испытаниях и доводке, оставил определенный след в истории советского автожиростроения.

Все конструкторские работы по этому автожиру были выполнены Н. И. Камовым и Н. К. Скржинским. Механиком автожира был Э. А. Крейндлин, он же наблюдал за его постройкой. Летчиками-испытателями на автожире Каскр I был И. В. Михеев, на Каскр II — Д. А. Кошиц.

К началу 1930 г. в секции особых конструкций ЦАГИ были изучены иностранный теоретический материал, схемы всех построенных за рубежом автожиров, основные опубликованные материалы по их летным испытаниям и доводке. На основании этого был разработан инженерный метод аэродинамического расчета автожира и его балансировки.

Было решено приступить к проектированию экспериментального автожира по образцу последнего автожира Сиерва. При этом имелось в виду: проверить возможность применения разработанной методики аэродинамического расчета и балансировки, проверить и уточнить разработанные временные нормы прочности, получить конструкторский опыт по созданию основных агрегатов автожира, а также летно-эксплуатационный опыт испытания аппаратов нового типа, подготовить летно-технический персонал.

Советские автожиры крылатого типа

Автожир ЦАГИ 2-ЭА

Проектирование этого автожира было начато во второй половине 1930 г.

По общей схеме за прототип автожира ЦАГИ 2-ЭА был взят последний автожир Сиерва С-19 Mk III выпуска 1930 г.

Автожир ЦАГИ 2-ЭА — двухместный аппарат с двигателем «Титан» мощностью 230 л. с. Автожир имел небольшое крыло, несущее элероны.

Из известных в те годы систем раскрутки ротора перед взлетом — механической и аэродинамической — была выбрана из соображений большей конструктивной простоты аэродинамическая система, что и определило общую схему горизонтального оперения.

Над передней кабиной была установлена пирамида («кабан»), к которой крепился ротор.

Ротор состоял из четырех лопастей, соединенных с помощью горизонтальных и вертикальных шарниров с втулкой, свободно вращавшейся на оси.



Автожир ЦАГИ 2-ЭА

Лопасти поддерживались тросами, идущими от конуса на втулке к середине лопастей.

Кроме поддерживающих тросов имелись тросы, связывавшие лопасти между собой.

Эти тросы крепились к демпферам, укрепленным на лонжеронах лопастей и предназначенным смягчать нагружение лопастей при раскрутке ротора.

Лонжерон лопасти был сделан из хромомолибденовой трубы. Нервюры были выполнены из дерева и крепились к лонжерону четырьмя дуралюминовыми угольниками с помощью заклепок.

Хвостовое оперение автожира ЦАГИ 2-ЭА, являясь органом управления, использовалось дополнительно для аэродинамического запуска — раскрутки ротора перед взлетом. В полете управление рулем было связано с нормальной ручкой управления, а управление стабилизатором — со специальным штурвальчиком, находившимся в кабине, сбоку от сиденья. Для отклонения руля высоты и стабилизатора при раскрутке ротора имелась дополнительная кинематическая цепь.

Осенью 1931 г. постройка автожира ЦАГИ 2-ЭА была закончена и начались его летные испытания.

Первый полет на автожире ЦАГИ 2-ЭА был совершен 17 ноября 1931 г. летчиком-испытателем Сергеем Александровичем Корзиниковым.

Во время первого этапа летных испытаний пришлось столкнуться с рядом неизвестных ранее моментов:

подувом лопастей ротора при его раскрутке от случайных порывов ветра;

трудностью раскрутки ротора до нужной частоты вращения перед взлетом ввиду невозможности удержать автожир на месте из-за отсутствия тормозов на колесах;

потряхиванием автожира вследствие биения ротора, лопасти которого чрезмерно деформировались из-за недостаточной жесткости лонжеронов;

тенденцией автожира к боковому неуправляемому развороту при посадке.

Выявление этих явлений, их изучение и устранение потребовало больших теоретических и экспериментальных исследований.

Освоение автожира, выявление и устранение основных дефектов позволило перейти ко второму этапу летных испытаний — снятию летных характеристик и общей оценке летных качеств аппарата.

В процессе летных испытаний большое внимание было уделено вопросам устойчивости и управляемости автожира. Было снято большое количество балансировочных кривых на разных режимах полета и при изменении некоторых параметров.

Во время испытаний автожира, имевших чисто исследовательский характер, впервые в СССР было произведено снятие поляры на режиме планирования.

Сергей Александрович Корзинников
(1938 г.)



В процессе летных испытаний и доводки автожира ЦАГИ 2-ЭА был получен ценный материал для уточнения методики аэродинамического расчета и расчета балансировки автожира, расчета длины разбега и пробега, для оценки соответствия расчетных данных данным летных испытаний, для дальнейшего уточнения норм прочности.

В 1933 г. автожир ЦАГИ 2-ЭА был передан в агитэскадрилью «Максим Горький», где совершил несколько агитационных полетов.

В начале 1934 г. ввиду израсходования ресурса двигателя автожир был передан в музей Осоавиахима.

Ведущими конструкторами по проектированию автожира ЦАГИ 2-ЭА были В. А. Кузнецов и И. П. Братухин. В проектировании принимали участие Г. И. Солнцев и А. Ф. Маурин. Общее техническое руководство лежало на А. М. Черемухине (он же разработал для этого аппарата временные нормы прочности).

В летных испытаниях и исследованиях автожира активное участие принял М. Л. Миль. В частности, им был исследован вопрос неуправляемого разворота автожира при пробеге после посадки.

Ведущим летчиком-испытателем был С. А. Корзинников.

Автожир ЦАГИ А-4

В начале 1932 г. было получено указание начальника Главного управления авиационной промышленности П. И. Баранова создать на базе испытанного автожира ЦАГИ 2-ЭА новый автожир, внеся в него ряд конструктивных улучшений и заменив иностранный двигатель двигателем отечественного производства.

Новую машину было решено построить небольшой опытной серией для использования в качестве автожира связи в частях ВВС и в народном хозяйстве.

Этот автожир, получивший марку ЦАГИ А-4, решено было снабдить механическим запуском ротора, более эффективным



Автожир ЦАГИ А-4

по сравнению с системой аэродинамического запуска, и двойным управлением — для использования аппарата в учебных целях.

Автожир ЦАГИ А-4 имел фюзеляж прямоугольного сечения, сварной из стальных углеродистых труб.

Кабину ротора состоял из трех отдельных ног-стоеек.

Была использована с небольшой доработкой конструкция крыла автожира ЦАГИ 2-ЭА.

На автожире ЦАГИ А-4 был установлен авиационный двигатель М-26 воздушного охлаждения мощностью 300 л. с.

Система ротора автожира ЦАГИ А-4 была та же, что и у автожира ЦАГИ 2-ЭА. На аппарате были опробованы лопасти разной конструкции. По общей схеме все они были сделаны аналогично лопастям ротора автожира ЦАГИ 2-ЭА, отличаясь лишь размерами лонжерона и некоторыми конструктивными элементами.

Система механического запуска ротора позволила при частоте вращения двигателя 835 об/мин раскручивать ротор до 100 об/мин. Система была рассчитана на передачу мощности в 15 л. с.

В октябре 1932 г. был построен опытный экземпляр автожира. Первый полет на нем был совершен 6 ноября 1932 г. летчиком-испытателем С. А. Корзинниковым. Еще в июне 1932 г. автожир был запущен в серийное производство, 30 ноября был совершен первый полет на головной серийной машине.

В первом полете опытного экземпляра автожира ЦАГИ А-4 были обнаружены биение и тряска ротора, возраставшие с увеличением скорости полета.

Кроме того, частота вращения ротора была значительно ниже расчетной (110—120 об/мин вместо 145—150 об/мин по расчету). Это давало основание опасаться снижения авторотирующих свойств ротора.

Во втором полете 9 ноября 1932 г. (летчик С. А. Корзинщиков) автожир потерпел аварию. При взлете появилась сильная тряска, частота вращения ротора резко уменьшилась, автожир стал проваливаться, теряя подъемную силу. Была совершена беспорядочная посадка, при которой автожир получил значительные повреждения, летчик, однако, остался невредим.

Перед коллективом отдела особых конструкций ЦАГИ всталася трудная задача: разобраться в причинах обнаруженных явлений, принять срочные меры к их устранению и сделать это очень быстро, чтобы не нарушить нормальный ход серийного производства.

В результате развернутой в ООК большой теоретической работы было установлено, что ненормальное поведение ротора объяснялось недопустимо большой круткой лопастей из-за слишком задней их центровки (лопасти были обшиты целиком фанерой), недостаточной жесткостью лопастей на кручение и неудовлетворительной их конструктивной компоновкой.

В короткие сроки было изготовлено несколько вариантов новых лопастей. С их установкой на автожире прекратились тряска и биение ротора, частота вращения ротора поднялась до расчетной величины.

В результате летных испытаний автожира ЦАГИ А-4 были определены его летные данные.

Летные испытания и доводка автожира ЦАГИ А-4, потребовавшие большого труда и энергии всего конструкторского коллектива, дали богатейший технический опыт, помогли в совершенстве изучить материальную часть, глубоко вникнуть в вопросы эксплуатации автожиров.

Кроме того, был приобретен ценный опыт внедрения автожира в серийное производство, были определены взаимоотношения конструкторского бюро с серийным заводом и заказчиком.

Запуск в серийное производство автожира ЦАГИ А-4 одновременно с постройкой опытного экземпляра, без предварительного его испытания, был связан с определенным техническим риском.

Этот риск себя целиком оправдал, так как был получен выигрыш во времени, по крайней мере в 1–1,5 года. Кроме того, выпуск опытной серии автожиров значительно расширил возможность изучения и освоения нового типа авиационных аппаратов.

Технический проект автожира ЦАГИ А-4 был разработан в Отделе особых конструкций ЦАГИ под общим руководством заместителя начальника ООК ЦАГИ А. М. Черемухина. Ведущим инженером этого автожира в стадии изготавления чертежей и постройки опытного экземпляра был Г. И. Солнцев.

Разработка рабочих чертежей велася конструкторским бюро Московского авиационного института, специально для этого созданного. Все аэродинамические изыскания и расчеты по автожиру ЦАГИ А-4 выполнялись бригадой аэrodинамики ООК под руководством М. Л. Миля.

Техническое руководство внедрением автожира ЦАГИ А-4 в серийное про-

изводство, доводкой конструкции автожира в период серийного производства и летных испытаний осуществлялось Н. К. Скржинским.

Основные летные испытания автожира (как опытного, так и головного серийного) провел летчик-испытатель С. А. Корзинчиков.

Автожир ЦАГИ А-6

Почти одновременно с началом проектирования автожира ЦАГИ А-4 (начало 1932 г.) поступило задание создать новый опытный двухместный автожир под двигатель М-11 мощностью 100 л. с., предназначенный для практического использования в частях ВВС.

При проектировании этого автожира, получившего марку ЦАГИ А-6, было решено внести в его конструкцию целый ряд усовершенствований для повышения его летно-технических и эксплуатационных качеств.

Автожир ЦАГИ А-6 представлял собой двухместный аппарат с двигателем М-11 в 100 л. с., с трехлопастным ротором и небольшим низкорасположенным крылом.

В отличие от автожиров ЦАГИ 2-ЭА и ЦАГИ А-4 ротор нового автожира имел свободнонесущие лопасти без поддерживающих и междулопастных тросов.

Перед взлетом ротор автожира раскручивался от двигателя с помощью системы механического запуска.

Для уменьшения габаритных размеров автожира и облегчения тем самым его перевозки и хранения в ангаре ротор и крылья автожира были сделаны быстроскладывающимися.

Система механического запуска была рассчитана на передачу мощности в 15 л. с. Передаточное число от вала двигателя к ротору — 5,7 : 1.

Руль высоты был связан с ручкой управления тягами из дуралюминиевых труб. На ручках имелись штурвальчики, при помощи которых можно было менять передаточное число, увеличивая чувствительность управления на малых скоростях полета.

Включение механического запуска и тормоза производилось при помощи одного рычага, находящегося слева от сиденья. При отклонении рычага вперед включался запуск ротора, а при оттягивании рычага на себя — тормоз.

В первой половине 1933 г. постройка автожира ЦАГИ А-6 была закончена.

На первом этапе летных испытаний нового автожира испытатели впервые столкнулись с новым явлением — «земным резонансом»: при раскручивании от механического запуска ротора при некоторых его оборотах автожир начинал раскачиваться на колесах, причем это явление усиливалось при возрастании частоты вращения ротора.

Были начаты большие исследовательские работы для выяснения причин этого явления и изыскания методов борьбы



Автохир ЦАГИ А-6



Автохир ЦАГИ А-6 со сложенными крыльями и ротором

с ним. Одновременно было заснято на кинопленку поведение лопастей ротора при его раскручивании.

«Земной резонанс» был устранен постановкой более жестких, пружин с добавлением резиновых буферов в демпферах, расположенных в вертикальных шарнирах сочленений лопастей. Кроме того, был несколько уменьшен угол поворота лопасти около вертикального шарнира.

Испытания автохира показали хорошие летные качества аппарата этого класса.

Хорошая поперечная и продольная устойчивость допускала полет с брошенной ручкой.

Несколько велика была величина разбега при взлете, но это явилось результатом завышенной удельной нагрузки на 1 л. с. (у автохира ЦАГИ А-6 она равнялась 8,4 кг/л. с, в то время как обычно она не превосходила 4—5 кг/л. с.).

Помимо снятия полных летных характеристик на автохире ЦАГИ А-6 были проведены обширные исследования устойчивости и управляемости аппарата.

Вячеслав Александрович Кузнецов (1930 г.)



Эскизный проект автожира ЦАГИ А-6 был разработан В. А. Кузнецовым. Он же руководил рабочим проектированием аппарата и наблюдал за проведением летных испытаний и доводкой автожира. Все аэродинамические расчеты и изыскания выполнялись бригадой аэродинамики ООК под руководством М. Л. Миля.

М. Л. Миль принимал активное участие в проведении летных испытаний и исследовании автожира, в частности в изучении и устраниении «земного резонанса» аппарата.

Летные испытания автожира проводил летчик-испытатель С. А. Корзинщиков. Кроме него в отдельных испытаниях участвовали летчики-испытатели ЦАГИ К. К. Попов и М. Ю. Алексеев.

Автожир ЦАГИ А-7

В середине 1931 г. было начато проектирование нового автожира ЦАГИ А-7. Его назначение — ближний разведчик и артиллерийский корректировщик.

Это был двухместный автожир крылатого типа с трехлопастным ротором и двигателем М-22 мощностью 480 л. с.

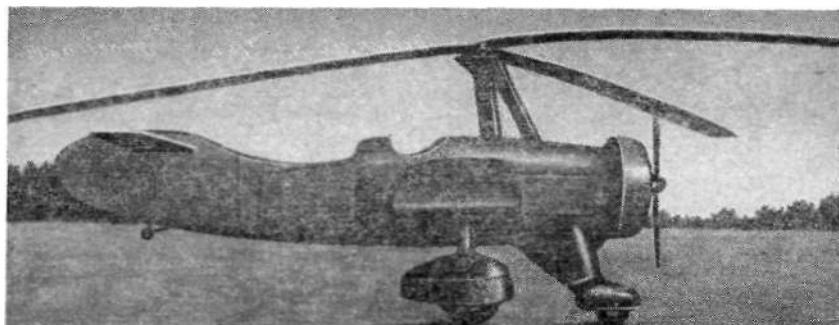
Фюзеляж автожира состоял из центральной части, имевшей три отсека (баковый отсек, кабина летчика и кабина наблюдателя) и хвостовой балки.

Крыло автожира состояло из центроплана с V-образными подкосами и консольных частей с элеронами. Консоли были приспособлены для складывания.

К специальным узлам верхней панели центральной части фюзеляжа крепился трехстоечный кабан ротора с дополнительными стальными ленточными расчалками в поперечной плоскости.

Три лопасти ротора были подвешены к втулке с помощью горизонтальных и вертикальных шарниров. Лопасти ротора имели лонжерон из термически обработанных и телескопически соединенных хромомолибденовых труб.

Деревянные нервюры с помощью дуралюминиевых розеток были насажены на лонжерон.



Автожир ЦАГИ А-7 бис

Ротор автожира ЦАГИ А-7 перед взлетом раскручивался от двигателя с помощью системы механического запуска.

Полное передаточное число системы запуска $-5,78 : 1$, т. е. при 1130 об/мин вала двигателя втулка ротора делала 195 об/мин. Механизм включения был соединен с тормозом ротора так, что при вращении ручки по часовой стрелке происходило включение механического запуска, а при вращении против часовой стрелки производилось торможение ротора. Гидравлическая система воздействовала также на тормоза колес, что происходило одновременно при включении системы запуска ротора.

Шасси автожира ЦАГИ А-7 состояло из основных опор и передней опоры.

Оборудование автожира ЦАГИ А-7 (электрооборудование, радиооборудование, фотоустановка, аэронавигационное и вспомогательное) находилось в соответствии с его назначением и было аналогично оборудованию самолета того же назначения.

Впервые в мировой практике автожиростроения автожир ЦАГИ А-7 имел защитное вооружение. Оно состояло из передней пулеметной установки для стрельбы через тянувший винт и спаренного пулемета, установленного на турели в кабине наблюдателя.

Конструкция автожира позволяла складывать лопасти ротора и консоли крыльев, тем самым сильно уменьшая габаритные размеры аппарата, что было весьма ценно для его хранения и транспортировки.

В апреле 1934 г. постройка автожира ЦАГИ А-7 была окончена. 3 мая 1934 г. автожир был перевезен на аэродром, и начались его летные испытания.

20 сентября 1934 г. летчик-испытатель С. А. Корзинников совершил на нем первый полет.

Летные испытания и доводка автожира продолжались до 9 декабря 1935 г. Столь длительный срок летных испытаний был связан с доводкой автожира, с выявлением причин встретившихся



Дмитрий Александрович Кошиц (1938 г.)

ненормальных явлений (тряска ротора, вибрация хвостового оперения и дрожание ручки пилота, перегрев двигателя) и их устранением.

В процессе летных испытаний автожира были сняты его летные характеристики, оказавшиеся весьма высокими по сравнению с данными ранее выпущенных автожиров ЦАГИ и зарубежных автожиров того

времени (см. приложение 1).

За время испытаний автожира были сняты балансировочные кривые, проверен полет в полном диапазоне допустимых центровок, произведена качественная оценка устойчивости при полете на разных режимах.

Испытания в основном проводились в колесном (летнем) варианте, но были также выполнены полеты и в зимнем варианте (на лыжах).

18 августа 1935 г. автожир ЦАГИ А-7 участвовал в авиационном параде в День авиации (летчик К. К. Попов).

В соответствии с рекомендациями отчета о заводских летных испытаниях конструкция автожира была подвергнута тщательной переработке, и в середине 1936 г. была начата постройка дублера автожира А-7 бис.

В мае 1937 г. новый автожир был построен и передан для летных испытаний.

Наиболее важным изменениям в конструкции автожира А-7 бис были подвергнуты кабан ротора и горизонтальное оперение; были изменены и облагорожены аэродинамические формы некоторых агрегатов и их сочленений. Кабан ротора был сделан по двуногой схеме с двумя боковыми лентами-расчалками. Под стабилизатором были установлены две шайбы для увеличения устойчивости пути.

В 1936 г. автожир ЦАГИ А-7 был передан на государственные испытания, которые он прошел весьма успешно, получив положительную оценку.

Летные испытания дублера автожира А-7 бис продолжались с мая 1937 г. по июль 1938 г. Результаты испытаний были примерно те же, что и результаты испытаний автожира А-7.

С 28 августа по 17 сентября 1937 г. были проведены исследования в полете махового движения лопастей ротора автожира ЦАГИ А-7 с целью выяснить действительное положение лопастей ротора в полете, выявить влияние на маховое движение некоторых параметров и накопить фактический материал для уточнения методов теоретического расчета махового движения.

В начале 1938 г. для снятия с дрейфующей льдины группы И. Д. Папанина было решено наряду с другими мерами использовать автожир, базирующийся на ледоколе.

С этой целью из Кронштадта вышел ледокол «Ермак», имея на борту автожир ЦАГИ А-7, доставленный из Москвы по железной дороге. «Ермак» дошел до Гренландии, но в это время группа И. Д. Папанина была снята с льдины с помощью других средств.

В результате эксплуатационных испытаний автожира (1938 г.) было принято решение о постройке небольшой войсковой серии в количестве пяти экземпляров.

В первой половине 1940 г. пять автожиров войсковой серии были построены и летчик-испытатель Д. А. Кошиц приступил к их испытаниям.

Для изучения возможности использования автожира в различных областях народного хозяйства весной 1941 г. Наркомлесом и Аэрофлотом была организована экспедиция в Среднюю Азию. Экспедиция работала в предгорьях Тянь-Шаня в течение месяца и доказала возможность применения автожиров в лесном хозяйстве.

В начале Великой Отечественной войны пять автожиров ЦАГИ А-7 перелетели на один из прифронтовых аэродромов под Смоленском, где были использованы в ночное время для ближней разведки и сбрасывания листовок.

Эскизный проект автожира ЦАГИ А-7 был разработан Н. И. Камовым. Он же руководил проектированием.

Из основного инженерного персонала, работавшего по этому автожиру, следует назвать Н. С. Терехова, В. А. Солововникова, А. Е. Лебедева, В. И. Баршева, В. С. Морозова и Н. Н. Андрееву. Ведущими летчиками-испытателями были С. А. Корзинников и Д. А. Кошиц.

Активное участие на всех этапах проектирования, летных испытаний и доводки автожира ЦАГИ А-7 принимал начальник бригады М. Л. Миль.

Большая работа по аэродинамическому расчету и обработке материалов летных испытаний была проделана инженером М. Я. Гусевой. Общее руководство проектированием, разработка норм прочности и расчет на прочность принадлежали заместителю начальника ООК А. М. Черемухину.

Автожир ЦАГИ А-8

При запуске в производство автожира ЦАГИ А-6 было принято решение строить аппарат в трех экземплярах, имея в виду

значительную программу экспериментальных работ, которую намечалось провести на автожире в процессе летных испытаний.

Постройка этих трех аппаратов осуществлялась с некоторым сдвигом во времени, что давало возможность внести в каждый последующий экземпляр ряд конструктивных изменений, основываясь на опыте испытания и доводки первого экземпляра.

По сравнению с первым автожиром А-6 во втором и третьем были внесены следующие конструктивные изменения:

крыло было сделано со значительным поперечным V и без отгибов на концах;

шасси имело амортизационную стойку и колеса нормального самолетного типа;

кабан ротора был выполнен по двухстержневой схеме с ленточными расчалками в поперечной плоскости;

на стабилизаторе были поставлены дополнительные кили.

Кроме того, с целью проведения предварительных испытаний для перехода в дальнейшем к строительству бескрылых автожиров с непосредственным управлением втулкой ротора на этих двух экземплярах автожира ЦАГИ А-6 была поставлена новая втулка, благодаря которой можно было изменять наклон оси ротора из кабины летчика.

Так как внешний облик автожира после внесения указанных конструктивных изменений сильно изменился, то эти два экземпляра получили самостоятельный шифр — ЦАГИ А-8.

Новое шасси имело масляно-пневматическую амортизационную стойку, примененную впервые в СССР. Удаление задних подкосов кабана ротора облегчило посадку в кабину и улучшило его аэrodинамику.

Как уже указывалось, автожир ЦАГИ А-8 имел комбинированное управление, состоящее из управления обычного самолетного типа (с помощью элеронов и рулей высоты и направления) и управления наклоном втулки ротора, причем это дополнительное управление осуществлялось от ручки летчика в поперечной плоскости и от специального штурвала в продольной плоскости.

Проектные работы по конструктивным переделкам автожира велись на протяжении 1933 г.

Первый экземпляр автожира ЦАГИ А-8 был передан на летные испытания 28 июня 1934 г. В процессе летных испытаний были сняты летные характеристики аппарата и изучена эффективность управления автожиром при помощи наклона втулки ротора.

Была установлена полная возможность управлять автожиром в полете путем наклона втулки ротора, причем это управление на малых скоростях было эффективнее обычного управления самолетного типа.

Диапазон отклонения втулки ротора на автожире был вполне достаточен для нормального управления аппаратом на всех режимах полета.



Автожир ЦАГИ А-8 (первый экземпляр)

Первый полет автожира ЦАГИ А-8 (1-й экземпляр) состоялся 29 июня 1934 г., а 18 августа 1934 г. автожир принял участие в авиационном празднике в Тушино.

В дальнейшем автожир был использован для тренировочных целей и для выполнения отдельных заданий исследовательского характера.

Постройка второго экземпляра автожира ЦАГИ А-8 была закончена в начале 1935 г. Первый его полет состоялся 19 февраля 1935 г.

Испытания автожира с закрепленными элеронами при пользовании только управлением с помощью наклона втулки ротора в поперечном направлении показали, что полет автожира при этом вполне возможен на всех режимах.

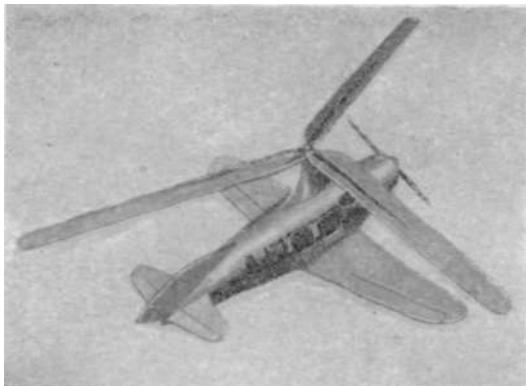
Летные испытания были закончены 20 августа 1935 г. 18 августа 1935 г. автожир принял участие в авиационном празднике и совершил посадку на аэродроме в Тушино.

В результате летных испытаний было признано возможным снять крыло автожира и перейти к испытаниям аппарата в бескрылом варианте с непосредственным управлением наклоном втулки ротора в поперечной плоскости.

Второй экземпляр автожира ЦАГИ А-8 был использован для переделки его в бескрыльный вариант с непосредственным управлением втулкой ротора.

Все конструкторские работы по автожиру ЦАГИ А-8 выполнялись под руководством В. А. Кузнецова. Он же наблюдал за летными испытаниями и доводкой автожира.

Основные летные испытания обоих экземпляров автожира ЦАГИ А-8 проводил летчик-испытатель ЦАГИ С. А. Корзинщиков. Все аэродинамические изыскания и расчеты, связанные с лет-



Автожир ЦАГИ А-10 (эскизный проект)

ными испытаниями, доводкой и специальными исследованиями автожира, выполнялись бригадой аэродинамики ООК ЦАГИ под руководством М. Л. Миля.

Автожир ЦАГИ А-10

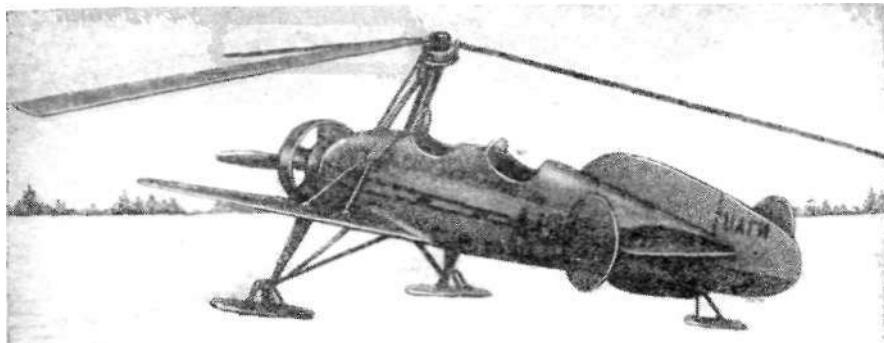
В результате достаточно удовлетворительных летных данных, полученных на автожире ЦАГИ А-4, благодаря успешной доводке автожира и выявленной надежности его в эксплуатации в 1933 г. в ООК ЦАГИ была предпринята эскизная разработка шестиместного пассажирского автожира с двигателем М-22 мощностью 480 л. с. Это был автожир крылатого типа с трехлопастным ротором, раскручиваемым перед взлетом от механического запуска, получивший марку ЦАГИ А-10.

К моменту окончания эскизного проекта этого автожира стало ясно, что создавать новый аппарат по выбранной схеме нецелесообразно и следует переходить на автожиры бескрылого типа с непосредственным управлением втулкой ротора. Это обстоятельство заставило прекратить работы по автожиру ЦАГИ А-10.

Эскизное проектирование автожира ЦАГИ А-10 выполнялось под руководством Н. К. Скржинского.

Автожир ЦАГИ А-13

Автожиры ЦАГИ А-6 и ЦАГИ А-8 имели существенные для аппаратов этого типа недостатки: большую длину разбега, низкий потолок, малую скороподъемность. Эти недостатки были результатом завышенной величины удельной нагрузки на единицу мощности — перетяжеление аппарата. Перед конструкторами была поставлена задача создать новый автожир с тем же двигателем, но облегченной конструкции и более совершенный аэродинамически.



Автожир ЦАГИ А-13

В начале 1935 г. было начато проектирование такого автожира, получившего марку ЦАГИ А-13. В начале 1936 г. он был построен и передан на летные испытания.

В конструктивном отношении он не намного отличался от прежних автожиров, но все элементы конструкции были более тщательно рассчитаны и максимально облегчены.

Наклон втулки ротора в продольном направлении можно было менять от штурвального управления, что позволяло менять центровку автожира в довольно широких пределах.

Первый полет на автожире ЦАГИ А-13 был совершен 13 марта 1936 г. (летчик-испытатель С. А. Корзинников). После второго полета была обнаружена вибрация горизонтального оперения, наблюдавшаяся на всех режимах моторного полета, усиливавшаяся на малых скоростях и сохранявшаяся при планировании.

Все дальнейшие мероприятия и летные испытания проводились для выяснения причин вибрации и их устранения.

В связи с этим на аппарате был осуществлен целый ряд конструктивных доделок, были совершены полеты со снятием тензограмм и с фотографированием ленточек, наклеенных на крыле и на оперении. Но вибрации не исчезли.

В результате всех исследований был сделан вывод, что основная причина вибрации оперения в недостаточной жесткости фюзеляжа автожира.

При проектировании нового автожира имелось в виду облегчить его конструкцию по сравнению с автожиром ЦАГИ А-8 на 75 кг. Фактически облегчение составило лишь 39 кг. Так как попытка устранить вибрацию оперения повлекла за собой некоторое увеличение массы отдельных агрегатов, то общее облегчение аппарата еще уменьшилось.

Увеличение жесткости фюзеляжа требовало больших конструктивных переделок и связано было с дополнительным утяжелением автожира. Это делало аппарат еще более беспersпективным.

Исходя из этих соображений дальнейшие работы с автожиром ЦАГИ А-13 были прекращены.

Проектирование автожира ЦАГИ А-13 велось под руководством В. А. Кузнецова.

Испытания проводили летчики-испытатели С. А. Корзинчиков и А. П. Чернавский.

Советские автожиры бескрылого типа

К концу 1933 г советское автожиростроение уже имело богатый опыт проектирования, постройки и испытаний крылатых автожиров. Перед ООК ЦАГИ была выдвинута новая задача: освоение автожиров бескрылого типа с непосредственным управлением.

Автожир ЦАГИ А-14

В августе 1935 г. автожир ЦАГИ А-8 (второй экземпляр) после окончания летных испытаний был поставлен на переделку под бескрылый вариант с непосредственным управлением.

Автожир подвергся следующим конструктивным изменениям: снято крыло;

частично изменена конструкция шасси;

снято управление элеронами;

произведены доделки в системе управления втулкой ротора. Новый автожир получил марку ЦАГИ А-14.

Основное отличие его от ранее выпущенных автожиров заключалось в новой схеме управления. Автожир имел своеобразное управление наклоном оси ротора в поперечной плоскости и рулем высоты в продольной плоскости.

То и другое осуществлялось обычным движением ручки пилота в поперечном и продольном направлениях. Кроме того, с помощью специального штурвала можно было наклонять ось ротора в продольной плоскости. Это делалось для лучшей балансировки автожира при разных центровках и на разных режимах полета, а не для целей управления.

Для улучшения путевой устойчивости на стабилизаторе были установлены две кильевые шайбы, а позднее — отгибы.

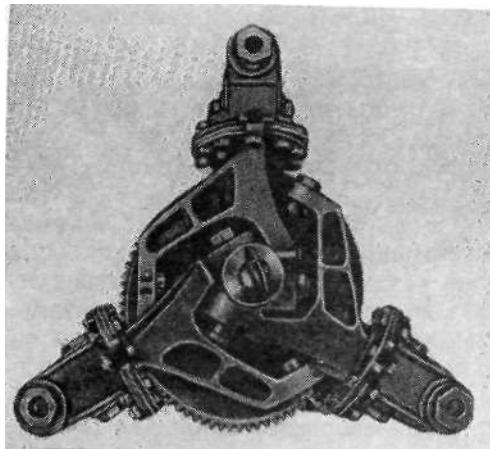
Для уравновешивания давления, передающегося от ротора на ручку пилота, в систему поперечного управления ротором были включены регулируемые пружинные устройства.

Первый полет на автожире ЦАГИ А-14 был совершен 17 сентября 1935 г. (летчик-испытатель С. А. Корзинчиков).

Обнаружилось отсутствие у аппарата поперечной устойчивости. Устранение люфтов в управлении поперечным наклоном оси ротора, подбор более подходящего передаточного числа в кинематической цепи, установление нужного градиента усилий на



Автожир ЦАГИ А-14



Втулка ротора автожира ЦАГИ А-14 с пересекающимися в центре втулки осями горизонтальных шарниров

ручке пилота от пружинного разгрузочного устройства — все это дало возможность проводить нормальные летные испытания автожира, хотя и не решило полностью вопроса о поперечной устойчивости.

В результате летных испытаний было установлено, что: летные характеристики и взлетно-посадочные свойства автожира А-14 изменились весьма мало по сравнению с автожиром А-8 (с крылом);

продольная устойчивость значительно улучшилась;

поперечное управление автожиром наклонением оси ротора достаточно эффективно на всех режимах полета и позволяет совершать все обычные маневры.

Автожир ЦАГИ А-14 был создан как экспериментальный аппарат для освоения и изучения особенностей бескрылых автожиров с непосредственным управлением втулкой ротора. Данные,

полученные при его испытании, должны были помочь в создании нового автожира ЦАГИ А-12 того же типа.

На новом автожире была запроектирована втулка ротора принципиально новой схемы: с пересекающимися в центре втулки осями горизонтальных шарниров.

Было решено втулку новой схемы предварительно испытать и изучить на уже облетанном автожире. Подобная втулка для автожира ЦАГИ А-14 была изготовлена и испытана.

Эти испытания были проведены в начале 1936 г. и дали вполне удовлетворительные результаты.

Несмотря на окончание официальных испытаний автожира ЦАГИ А-14, на нем продолжались полеты, изучалось его поведение, производилась конструктивная доработка для улучшения устойчивости и управляемости аппарата.

В этой работе принимали участие летчики-испытатели К. К. Попов, А. П. Черновский, Д. А. Кошиц, С. Козырев.

Всеми конструкторскими работами по автожиру ЦАГИ А-14 руководил В. А. Кузнецов, наблюдавший также за летными испытаниями и доводкой аппарата. Все аэродинамические изыскания и расчеты, связанные с созданием автожира и его испытаниями, проводили М. Л. Миль и В. К. Квашнин.

Автожир ЦАГИ А-12

В течение 1934 г. в бригаде аэродинамики ООК ЦАГИ производилось теоретическое обследование нескольких вариантов автожира (влияние изменения ряда основных параметров автожира на его летные качества).

Среди обследованных вариантов особое внимание привлек к себе проект одноместного автожира с двигателем большой мощности, дающего высокие для автожира летные качества: максимальная скорость — порядка 300 км/ч, минимальная скорость — около 45 км/ч, потолок — выше 7000 м, длина разбега — порядка 35—45 м.

При создании автожира этого типа предстояло разрешить целый ряд важных теоретических вопросов, не встречавшихся до сих пор в мировой практике автожиростроения, что также представляло значительный интерес.

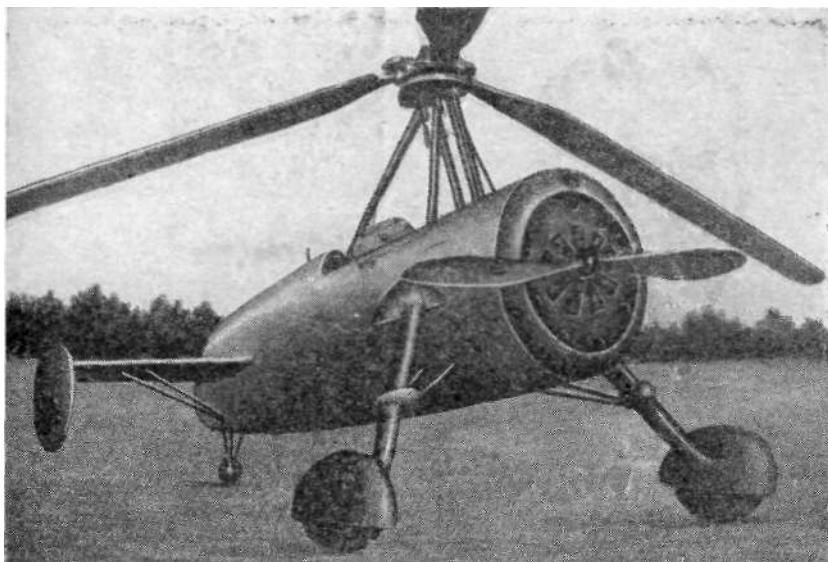
В начале 1935 г. были начаты проектные работы по созданию нового экспериментального автожира ЦАГИ А-12.

В период эскизного и рабочего проектирования были проведены многочисленные теоретические изыскания и большое количество экспериментальных исследований по вопросам:

устойчивости автожира (продольной и поперечной) при установке втулки ротора принципиально новой схемы (с пересекающимися осями горизонтальных шарниров);

усилий в системе управления и на ручке пилота при втулке ротора новой схемы;

поведения автожира при взлете и посадке;



Автожир ЦАГИ А-12

поведения лопастей ротора при больших окружных скоростях; охлаждения двигателя большой мощности при полете автожира на минимальных скоростях.

В основном это были вопросы, связанные с работой втулки ротора новой схемы. Для их успешного разрешения нужно было преодолеть большие трудности.

Были проведены специальные летные испытания на автожирах ЦАГИ А-8, ЦАГИ А-14, Сиерва С-30.

Автожир ЦАГИ А-12 представлял собой одноместный автожир бескрылого типа с непосредственным управлением втулкой ротора, с двигателем «Райт-Циклон» мощностью 650 л. с.

Двигатель был закрыт дуралюминиевым кольцом типа NACA, которое для регулирования степени охлаждения двигателя имело открывющуюся «юбку», управление которой производилось из кабины пилота.

Кабину ротора состоял из основной трубы, переднего подкоса и двух ленточных расчалок в поперечной плоскости.

Автожир был снабжен трехлопастным ротором диаметром 14 м со свободной подвеской лопастей.

Конструктивно лопасти ротора этого автожира были выполнены аналогично лопастям роторов других автожиров. К лонжерону из хромомолибденовых закаленных труб крепились заклепками с помощью розеток деревянные нервюры.

Носовая часть лопастей была обшита фанерой, хвостовая часть — полотном. Внешние концы лопастей, работающие на



Николай Кириллович Скржинский (1936 г.)



Александр Петрович Чернавский (1936 г.)

больших окружных скоростях, были целиком защищены фанерой. Лопасти имели профиль Геттинген-429 (на большей части) и Стэк 0009—63 (на конце).

Ось вращения втулки и оси всех горизонтальных шарниров пересекались в одной точке.

Раскрутка ротора на земле перед взлетом осуществлялась от двигателя при помощи системы механического запуска.

Управление автожиром производилось наклоном втулки ротора, рулем поворота и закрылками стабилизатора.

При стоянке на земле и при рулежке ручка управления стояла в специальном гнезде на доске приборов.

Для упрощения управления автожиром перед взлетом органы управления системой механического запуска, тормозами колес и замком ручки летчика были сблокированы между собой.

Рядом с сектором газа был сделан второй сектор, которым можно было одновременно выключить механический запуск, тормоза колес и прибавить газ двигателю сектором газа. Выключить механический запуск и тормоза колес было невозможно, не вынув из замка ручку управления втулкой ротора.

Хвостовое оперение автожира ЦАГИ А-12 состояло из стабилизатора, руля поворота и двух шайб.

У правой половины стабилизатора был перевернутый профиль для компенсации реактивного момента тянувшего винта.

Стабилизатор имел два закрылка, управляемых порознь от двух штурвалов в кабине летчика. Стабилизатор можно было переставлять на земле в пределах $\pm 3^\circ$.

Руль поворота был снабжен флетнером, угол установки которого можно было изменять на земле.

Лопасти ротора могли складываться назад (крепление — на специальных штативах).

Постройка автожира была закончена в апреле 1936 г.

После тщательной проверки и регулировки всех агрегатов и аппарата в целом 10 мая 1936 г. летчик-испытатель ЦАГИ А. П. Чернавский совершил на автожире две пробежки с небольшими подлетами у земли. Была обнаружена сильная неустойчивость автожира в воздухе, вызванная наличием на головке ротора больших люфтов.

Для устранения этого дефекта на головку ротора были поставлены четыре пружины, чтобы ее задемпфировать от самопривольных колебаний и для выбирания люфтов, сильно уменьшен люфт в игольчатых подшипниках в кардане наклона втулки ротора и сменены бронзовые втулки на ползуне ручки управления втулкой ротора.

Принятые меры дали определенный эффект, и 27 мая 1936 г. А. П. Чернавский совершил первый полет продолжительностью 10 мин.

Второй полет длился 55 мин и проходил на высоте 2000 м.

Дальнейшие полеты на автожире ЦАГИ А-12 должны были выявить поведение аппарата на разных режимах, устранить обнаруженные дефекты, снять балансировочные кривые, определить летные характеристики и взлетно-посадочные свойства аппарата.

В летных испытаниях автожира принял участие летчик-испытатель С. Козырев. Всего было совершено 43 полета общей продолжительностью 17 ч 55 мин.

23 мая 1937 г. с автожиром произошла катастрофа, в результате которой трагически погиб летчик Козырев.

Несмотря на длительное и тщательное расследование, достоверно установить причину катастрофы автожира в то время было невозможно. Лишь много лет спустя было установлено, что причиной катастрофы автожира ЦАГИ А-12 была неудовлетворительная конструкция лопастей ротора, в которой не были учтены явления усталости материала лонжерона в условиях переменных динамических нагрузок.

Из-за катастрофы не удалось закончить летные испытания автожира и полностью определить его летные данные.

Тщательный анализ результатов всех полетов дал возможность утверждать, что на автожире ЦАГИ А-12 можно было бы достигнуть соответствия фактических летных данных расчетным, если бы летные испытания аппарата были доведены до конца.

Полученные в этих полетах данные были очень высоки:

реально достигнутая наибольшая скорость 245 км/ч

наибольшая достигнутая высота полета 5570 м

Было доказано, что создание автожира подобного типа с такими летными качествами вполне осуществимо.

Предварительная проработка эскизного проекта автожира ЦАГИ А-12 и многочисленные изыскания по выбору его рациональных параметров выполнялись под руководством М. Л. Миля.

Руководил проектированием автожира, наблюдал за его постройкой, летными испытаниями и доводкой Н. К. Скржинский.

Конструктивную разработку отдельных агрегатов автожира выполняли инженеры Г. В. Никонов, Н. Н. Андреева, В. И. Баршев, И. Г. Карпун, К. А. Черкасов и др.

Многочисленные аэродинамические изыскания и расчеты выполняли инженеры В. К. Квашнин и А. Н. Михайлов под руководством М. Л. Миля.

Расчетами автожира на прочность занимались Б. В. Богатырев и А. Я. Бахур.

Постройка автожира проходила под руководством А. А. Кобзарева.

Летные испытания автожира проводили летчики-испытатели А. П. Чернавский и С. Козырев.

Автожир ЦАГИ А-15

В конце 1935 г. в отделе особых конструкций ЦАГИ была начата предварительная разработка эскизного проекта нового мощного автожира ЦАГИ А-15.

Это был двухместный бескрыльный автожир с непосредственным управлением втулкой ротора, снабженный мощным двигателем М-25В. Новый автожир предназначался для использования в качестве артиллерийского корректировщика и ближнего разведчика.

Рабочее проектирование продолжалось в течение всего 1936 г. и было окончено в начале 1937 г. Постройка автожира ЦАГИ А-15 была закончена в апреле 1937 г.

Автожир был снабжен металлическим двухлопастным винтом Гамильтон-Стандарт диаметром 2,96 м.

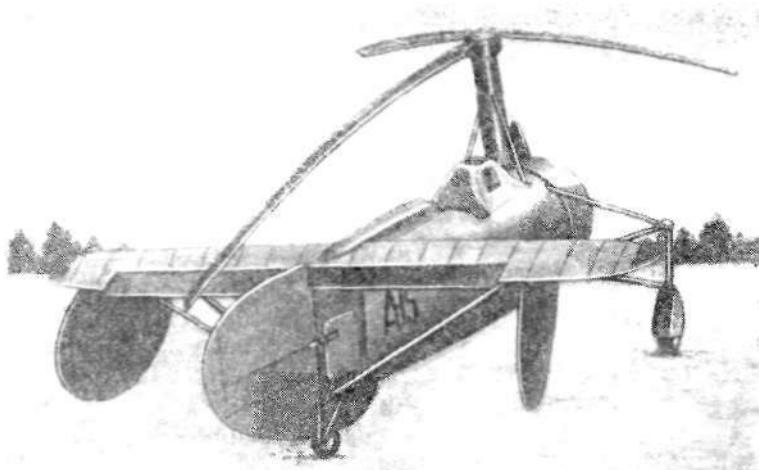
Перед кабиной летчика на специальных узлах на верхней панели фюзеляжа был укреплен кабан ротора, состоявший из основной центральной опоры, переднего подкоса и двух стальных ленточных расчалок в поперечной плоскости.

Ротор автожира имел три свободнонесущих лопасти. Диаметр ротора составлял 18 м. От корня лопасти до радиуса 5,5 м лопасти имели профиль ЦАГИ серии В относительной толщины 17,6 — 15% и от радиуса 5,5 м до конца лопасти — профиль Стэк относительной толщины 12,8 — 11%.

Конструкция лопастей ротора автожира ЦАГИ А-15 была аналогична конструкции лопастей ротора автожира ЦАГИ А-12: стальной трубчатый лонжерон, деревянные нервюры, насаженные с помощью заклепок на специальные розетки, фанерная и полотняная обшивка.

Хвостовое оперение автожира состояло из стабилизатора, двух управляемых закрылков, двух боковых шайб, нижнего киля и руля поворота.

В соответствии с назначением автожир ЦАГИ А-15 имел соответствующее фото- и радиооборудование, а также защитное вооружение.



Автожир ЦАГИ А-15

После опробования системы механического запуска ротора автожира началась систематическая работа по изучению поведения машины на земле и устранению выявившихся дефектов.

В результате большой работы по проверке и доводке всех параметров ротора, соответствующих конструктивных изменений и подбора жесткости демпферов на оси вертикальных шарниров лопастей ротора удалось почти полностью устранить раскачивание автожира при раскручивании ротора от системы механического запуска. Подбором разгрузочных пружин в системе управления втулкой ротора вождение ручки летчика и усилие на ручку удалось также значительно уменьшить.

Катастрофа с автожиром ЦАГИ А-12 не могла не отразиться на темпах испытания автожира ЦАГИ А-15.

Работы были временно законсервированы, пока происходил углубленный анализ всех параметров автожира ЦАГИ А-12 и возможных причин катастрофы.

Испытания автожира ЦАГИ А-15 возобновились в феврале 1938 г. Требовалось небольшое усилие для устранения имевшихся еще дефектов в системе механического запуска, но это не было сделано. Дальнейшие работы с автожиром были приостановлены и аппарат был окончательно законсервирован, не будучи даже испытан в полете.

Все аэродинамические изыскания, связанные с выбором основных параметров автожира ЦАГИ А-15, были проведены бригадой аэродинамики ООК ЦАГИ под руководством М. Л. Миля.

Он же выполнил предварительную разработку эскизного проекта автожира. Руководил рабочим проектированием аппарата и наблюдал за его постройкой и летными испытаниями В. А. Кузнецова. В разработке конструкции отдельных

агрегатов автожира принимали участие А. П. Проскуряков, Н. С. Терехов, Г. В. Никонов, Т. М. Дзерве и др.

Многочисленные аэродинамические расчеты выполнялись под руководством М. Л. Миля сотрудниками бригады: В. К. Квашниным, Е. Куролесовой, Е. Понхальновой. Расчеты на прочность агрегатов автожира производили Б. В. Богатырев, А. Я. Бахур, Л. В. Балкинд и другие сотрудники бригады прочности КБ.

Руководил постройкой автожира в цехе винтовых аппаратов (ДВА) А. А. Кобзарев.

В наземных испытаниях принимали участие А. И. Иванов и А. П. Чернавский.

Автожир ЦАГИ А-10

После гибели автожира ЦАГИ А-12 на протяжении почти двух лет проводились тщательные теоретические и экспериментальные исследования возможных причин катастрофы, была подвергнута критическому пересмотру аэродинамика построенных ранее автожиров и их основных параметров.

В результате указанных работ, в значительной степени затрагивавших вопросы устойчивости и управляемости автожиров (особенно бескрылого типа с непосредственным управлением), были выявлены слабые места в выборе некоторых параметров советских автожиров, построенных ранее. Это создавало условия для появления нового автожира, более совершенного, безопасного в полете и пригодного для широкой эксплуатации.

В 1938—1939 гг. было разработано несколько вариантов эскизного проекта нового автожира, получившего марку А-10 *.

Автожир А-10 — двухместный, с двигателем «Рено» (МВ-4) мощностью 140 л. с. и деревянным двухлопастным тянувшим винтом. Автожир был бескрылого типа. Продольное и поперечное управление осуществлялось наклоном втулки ротора. Стабилизатор имел закрылки, регулируемые на земле.

Аппарат был снабжен тормозными колесами, тормозом ротора и механическим запуском, действующим от рычагов блока комбинированного управления. Выключение обоих рычагов блока производилось специальным выключателем, который работал только после освобождения из замка ручки управления.

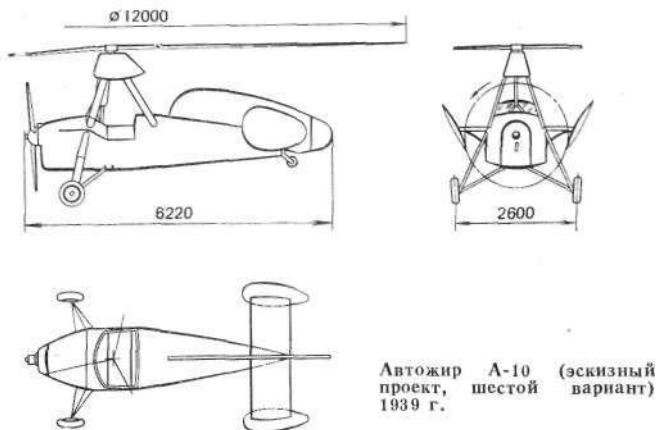
Ротор автожира — трехлопастный. Для удобства хранения и перевозки автожира лопасти складывались назад.

Втулка ротора — нормальной схемы с разнесенными горизонтальными шарнирами.

Всю работу по созданию автожира А-10 намечалось осуществить в два этапа.

1-й этап — постройка автожира с управлением наклоном втулки ротора в том виде, как описано выше, для отработки устойчивости.

* Эта марка ранее была присвоена пассажирскому автожиру крылатого типа, эскизный проект которого разрабатывался в 1933 г. Так как этот автожир не был построен, то его марка была использована для нового автожира бескрылого типа.



Автожир А-10 (эскизный проект, шестой вариант) 1939 г.

чивости и управляемости. Автожир был снабжен мощным механическим запуском ротора, обеспечивающим укороченный разбег при взлете. Аппарат должен был быть полностью доведен и передан в серийное производство и затем в эксплуатацию в 1939 г.

2-й этап — изготовление спроектированной втулки ротора с механизмом изменения шага ротора на взлете и испытания ее на втором экземпляре автожира А-10.

Новая втулка должна была обеспечить взлет автожира без разбега. При этом автожир А-10 должен был стать «прыгающим». Второй этап работ намечалось выполнить в течение 1940 г.

При обычной схеме управления бескрылым автожиром путем наклона втулки ротора мощность механического запуска достигала 28 л. с.

При управлении поворотом лопастей мощность механического запуска возрастила до 35 л. с. При этом можно было раскрутить ротор при 0° до повышенной частоты вращения, при которой накапливалась значительная кинетическая энергия, используемая для взлета («прыжка») при увеличении угла от 0 до 5—7°.

Предполагалось, что новый автожир сможет найти практическое применение в первую очередь в полярной авиации, в гражданском воздушном флоте, в пограничной авиации и т. п.

Эти надежды не оправдались, так как интерес к автожиру упал и дальнейшие работы по автожиру были прекращены.

Эскизный проект автожира А-10 разрабатывал Н. К. Скржинский совместно с В. А. Кузнецовым (первый вариант эскизного проекта) и с В. П. Лаписовым (все последующие варианты).

Автожир ЦАГИ А-9

В начале 1937 г. проводилась эскизная разработка экспериментального автожира бескрылого типа с непосредственным управлением втулкой ротора, осуществляющего взлет без разбега («прыгающий» автожир).

Предполагалось этот автожир с маркой А-9 построить на базе автожира ЦАГИ А-13, спроектировать заново систему механического запуска ротора, шасси, весь ротор и систему управления им.

Эти агрегаты были проработаны в эскизном порядке. Особое внимание было обращено на проектирование специальной автодинамической втулки ротора.

Поскольку автожир А-9 проектировался как сугубо экспериментальный аппарат, в конструкции автодинамической втулки предусматривалась возможность в довольно широких пределах изменять ее основные параметры. Но дальше предварительной эскизной проработки работа по созданию автожира А-9 не пошла.

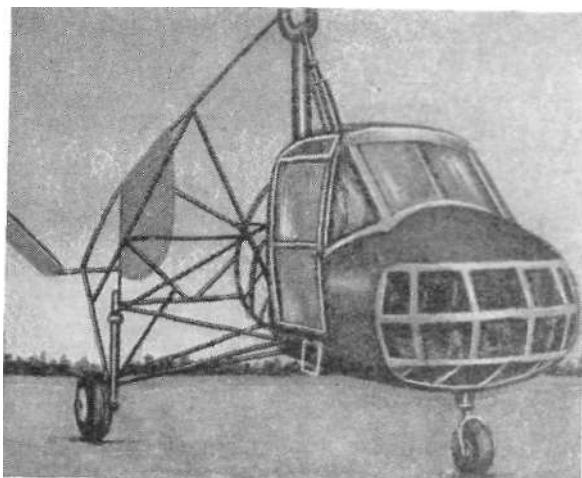
Руководил работой Н. К. Скржинский. Ему же принадлежит разработка конструкции автодинамической втулки.

Автожир АК

В 1940 г. было начато проектирование нового автожира с непосредственным управлением, взлетающего без разбега.

Этот автожир, получивший марку АК, имел двухместную кабину закрытого типа; на нем был установлен двигатель МВ-6 мощностью 225 л. с. с толкающим воздушным винтом. Ротор автожира был трехлопастный, профиль лопастей — NACA-23012. Втулка ротора имела гидравлический механизм изменения общего шага лопастей ротора, соединенный с общей гидросистемой автожира.

Управление автожира должно было осуществляться с помощью автомата перекоса, воздействующего на циклический шаг лопастей ротора.



Автожир АК в стадии постройки (1942 г.).

На специальной трубчатой форме было расположено оперение, состоявшее из стабилизатора с наклонными шайбами и центрального киля.

Постройка автожира, происходившая во время войны в условиях эвакуации, не была закончена.

Автожир проектировался под руководством Н. И. Камова при участии М. Л. Миля, В. А. Кузнецова и Н. Г. Русановчика.

Использование опыта автожиростроения при создании и совершенствовании советских вертолетов

Первый советский автожир был построен в 1929 г., в 1937 г. вышел на аэродром автожир ЦАГИ А-15 — последний автожир, созданный в Советском Союзе.

Несмотря на столь короткий срок, практический опыт, накопленный при проектировании, летных испытаниях и доводке построенных автожиров, оказался весьма полезным при создании и совершенствовании советских вертолетов.

В чем же конкретно сказалось влияние этого опыта на вертолетостроение?

В процессе летных испытаний первого советского вертолета ЦАГИ 1-ЭА выявила недостаточная устойчивость аппарата в полете, в сильной степени затруднявшая управление им.

При модификации этого вертолета и создании нового аппарата ЦАГИ 5-ЭА была коренным образом изменена принципиальная схема несущего винта. Функции создания подъемной силы и управления аппаратом были разграничены. Часть несущего винта, служившая для поддержания аппарата в воздухе, была выполнена по новой схеме: лопасти крепились к втулке не жестко, а посредством горизонтальных шарниров, как это имело место у автожиров.

Вскоре в системе подвески лопастей были применены и вертикальные шарниры с системой демпфирования лопастей в плоскости вращения несущего винта. Тем самым лопасти получили возможность совершать маховое движение в плоскости тяги и в плоскости вращения несущего винта аналогично тому, как это было в системе ротора автожира.

Как показали летные испытания вертолета ЦАГИ 5-ЭА, изменения, внесенные в схему несущего винта, повысили устойчивость аппарата в полете и значительно облегчили и упростили управление им. Эти изменения положительно сказались также на прочности лопастей и системы их крепления к втулке несущего винта.

Обеспечить безопасный спуск вертолета при вынужденной (аварийной) остановке двигателя можно лишь переводом несущего винта на режим авторотации. Этот режим работы несущего винта был достаточно изучен теоретически и исследован в лабораторных условиях, но не хватало решающей проверки — в усло-

виях полета. Ценную роль сыграл здесь опыт автожиростроения.

Как известно, в основе автожира лежит работа ротора на режиме авторотации. Неоднократные случаи спуска автожира с неработающим двигателем на режиме чистой авторотации позволили восполнить имевшийся пробел и дали столь необходимый материал, который дал возможность уточнить ряд основных параметров, обеспечивающих снижение вертолета на режиме авторотации несущего винта.

Следующий вертолет ЦАГИ 11-ЭА по своей принципиальной схеме представлял собой комбинацию вертолета и автожира. При его создании — при разработке методики аэродинамического расчета, метода балансировки, при выборе ряда параметров, коэффициентов — был использован опыт автожиростроения.

На вертолетах ЦАГИ 1-ЭА, ЦАГИ 5-ЭА, ЦАГИ 11-ЭА управление осуществлялось сдвигом равнодействующей тяги несущего винта с его оси, достигаемым циклическим изменением угла установки лопастей от автомата перекоса.

На вертолете ЦАГИ 1-ЭА автомат перекоса воздействовал на все лопасти несущего винта, на вертолетах ЦАГИ 5-ЭА и ЦАГИ 11-ЭА — лишь на лопасти управления несущего винта, но принципиальная схема (сдвиг равнодействующей) у всех этих аппаратов была одинакова.

У автожиров бескрылого типа управление осуществлялось наклоном равнодействующей тяги ротора, достигаемым соответствующим наклоном его втулки.

На вертолете «Омега», построенном в 1940 г., для управления аппаратом был использован тот же принцип, т. е. наклон равнодействующей тяги несущих винтов, но достигалось это не наклоном втулок винтов, а воздействием на циклический шаг шарнирно подвешенных лопастей этих винтов — автомата перекоса.

Происходил завал конуса («тюльпана») винта, и равнодействующая тяга получала нужный наклон.

Многочисленный теоретический материал по теории автожира, методике аэродинамического расчета, расчету балансировки, все время уточнявшийся и корректировавшийся результатами летных испытаний, был в значительной степени использован и при проектировании вертолета.

Точно так же результаты обширных лабораторных исследований, выполненных при создании автожиров (продувки моделей, снятие балансировочных кривых, круговые обдувки профилей лопастей, исследования продольной и путевой устойчивости), нашли применение при проектировании и доводке вертолетов.

Разработанные и все время уточнявшиеся нормы прочности, применяемые при расчете автожиров на прочность, послужили основной базой для выработки норм прочности для вертолетов.

С 1930—1935 гг. в Советском Союзе летные испытания проходили три вертолета и примерно 15 автожиров. Каждый полет вертолета был выдающимся техническим событием. Автожиры

же летали часто и много, и их полеты были обычным явлением.

Кроме того, полеты вертолетов были очень непродолжительны и до предела насыщены заданиями по освоению и изучению нового аппарата. В этих условиях было невозможно проводить в полете многие очень нужные исследования.

На автожирах же была осуществлена обширная программа летных исследований: снятие поляры, изучение махового движения лопастей ротора на разных режимах полета, замер усилий в системе управления, снятие балансировочных кривых, изучение устойчивости, определение скоса потока за ротором и др.

Результаты этих исследований, очень ценные для автожиров, оказались весьма нужными и полезными и при работе над вертолетами.

Многочисленные теоретические работы и экспериментальные исследования, проведенные в течение нескольких лет в процессе создания, летных испытаний и доводки многочисленных типов автожиров, накопленный при этом практический опыт послужили хорошей базой для выращивания и воспитания квалифицированных научных, конструкторских, летно-технических кадров, эксплуатационного и производственного персонала.

Достаточно указать, что над автожирами работали многие впоследствии крупные конструкторы вертолетов в разных странах: Н. И. Камов, В. А. Кузнецов, М. Л. Миль, Н. К. Скржинский (СССР), Бенет, Шапиро, Вейр, Хафнер (Англия), Хохенемзер (США), Фокке (Германия) и др.

8

В преддверии МОЩНОГО ПОДЪЕМА

Характерные особенности нового этапа

Если предыдущий этап в истории вертолета ознаменовался разрешением проблемы создания летательных аппаратов этого типа, то новый этап (1940—1950 гг.) характеризовался дальнейшим их развитием и совершенствованием.

В отличие от более раннего периода, когда в каждой стране работало небольшое число конструкторских организаций и выпускались единичные образцы экспериментальных вертолетов, в этом десятилетии фронт работ по вертолетам значительно расширился.

Возросло количество специальных конструкторских организаций, увеличилось число выпускаемых экспериментальных и опытных вертолетов. Новые вертолеты имели разные схемы: тут и одновинтовая схема с рулевым винтом, и двухвинтовая схема с соосным, продольным и поперечным расположением несущих винтов, и двухвинтовая схема с большим перекрытием дисков несущих винтов.

Происходил процесс прощупывания разных схем вертолета, поисков наиболее рациональных схем для разных областей применения. Одновременно изыскивались наиболее совершенные и целесообразные конструктивные формы как аппарата в целом, так и основных его агрегатов.

Более жесткие требования были предъявлены к подбору двигателей; для новых вертолетов стали применять исключительно двигатели воздушного охлаждения, показавшие неоспоримые преимущества. Были выдвинуты постепенно претворявшиеся в жизнь требования о приспособлении двигателя специально для вертолета (с установкой редуктора, муфт включения и свободного хода в комплекте с вентиляторной установкой для охлаждения и т. п.).

Более глубокому изучению подвергалась работа специфически вертолетных агрегатов — лопастей несущего винта, сочленений лопастей, втулки несущего винта, демпферов и др.

Были испытаны втулки несущего винта различных принципиальных схем, подшипники и смазки разных сортов.

В связи с намечавшейся широкой эксплуатацией вертолетов были предъявлены повышенные требования к устойчивости, управляемости, безопасности и надежности аппарата. Проводилась работа по обеспечению на новых вертолетах нормального поведения ручки управления, небольших и поддающихся регулировке усилий на ней. Были приняты меры по упрощению и облегчению управления вертолетом.

По мере расширения областей применения вертолетов все новые и новые специфические требования выдвигались к их конструкции и летно-тактическим данным. Новые требования коснулись компоновки аппаратов и их оборудования, оснащения их приборами и вспомогательными средствами, обеспечения посадки вертолета в любых условиях (земля, снег, вода).

Намеченный объем работ было бы немыслимо осуществить без резкого возрастания производственных мощностей, масштаба проводимых теоретических и экспериментальных исследований. Создаются новые лабораторные установки и натурные стенды, специальная исследовательская аппаратура. Разрабатываются новые методы таких исследований.

Пути и формы дальнейшего совершенствования вновь создаваемых вертолетов не во всех странах были одинаковы. Влияние второй мировой войны на развитие вертолетостроения не всегда было стимулирующим. В условиях максимального напряжения сил и мобилизации всех средств на обслуживание фронта работы по вертолетам затягивались. В отдельных случаях потребности фронта заставляли форсировать доводку некоторых опытных вертолетов для выполнения конкретных заданий военного времени.

Советские вертолеты опытно-конструкторского бюро И. П. Братухина

В январе 1940 г. при Московском авиационном институте им. Серго Орджоникидзе было организовано новое вертолетное Опытно-конструкторское бюро (ОКБ-3), основное ядро которого составила группа конструкторов и расчетчиков, работавших ранее на протяжении нескольких лет по этой тематике в отделе особых конструкций ЦАГИ.

Руководили новым ОКБ в течение нескольких месяцев (по март 1940 г.) проф. Б. Н. Юрьев, а затем И. П. Братухин, ранее возглавлявший эту группу работников в ЦАГИ.

Вертолет «Омега»

Первый опытный объект ОКБ — вертолет 2МГ «Омега», эскизный проект которого был рассмотрен и утвержден 27 июля 1940 г.

Это был двухвинтовой вертолет с поперечным расположением несущих винтов.



Фюзеляж ферменной конструкции был выполнен в виде двухместного лимузина, сварен из стальных труб, сверху обшит полотном.

Боковые фермы прямоугольного сечения были сварены из стальных труб.

На вертолете «Омега» устанавливались два рядных

двигателя воздушного охлаждения МВ-6 (по двигателю на несущий винт) номинальной мощностью 220 л. с. при 2500 об/мин на высоте 2000 м.

Коленчатый вал каждого двигателя соединялся с нижним редуктором через муфту включения, которая одновременно являлась также и муфтой свободного хода. Нижний редуктор передавал вращение от коленчатого вала двигателя к вертикальному валу и валу синхронизации.

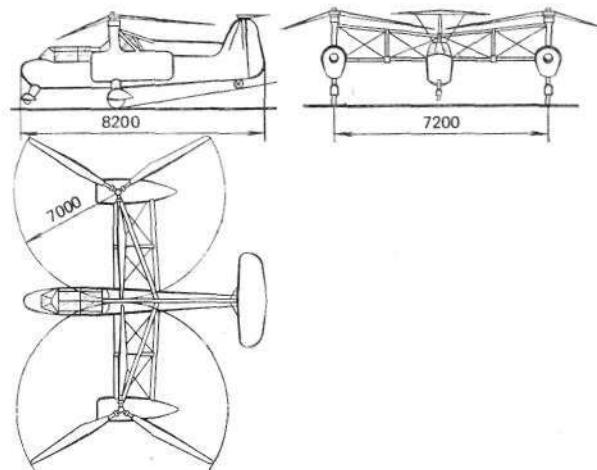
Вертикальный вал передавал мощность верхнему редуктору, имевшему пару цилиндрических зубчатых колес. Общее передаточное число от коленчатого вала двигателя к валу несущего винта было 0,231.

В целях получения одинаковой частоты вращения обоих несущих винтов нижние редукторы были связаны между собой валом синхронизации. Для облегчения запуска двигателей синхронный вал был выполнен из двух отдельных частей, соединявшихся синхронной муфтой, расположенной в кабине наблюдателя.

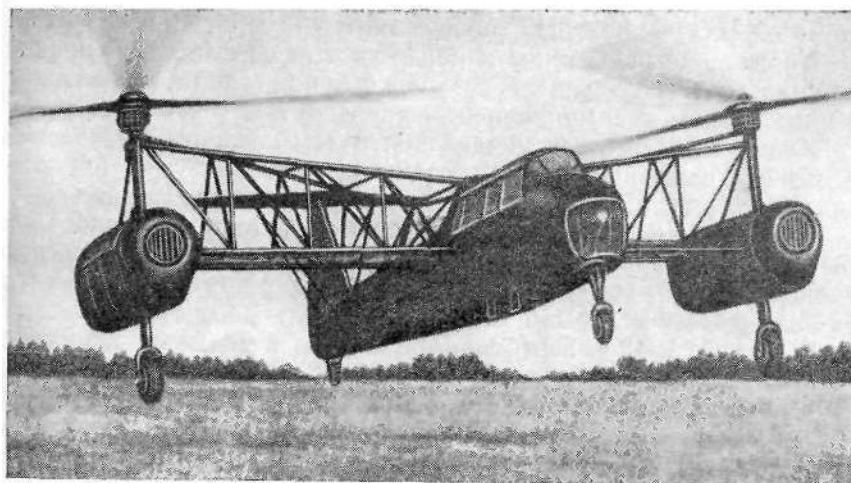
При включении муфты синхронность вращения обоих несущих винтов обеспечивалась и в том случае, если один из двигателей останавливался. Это давало возможность при выходе из строя одного двигателя продолжать полет на втором, исправном.

Несущая система вертолета состояла из двух трехлопастных несущих винтов диаметром 7 м, расположенных на кабинах гондол двигателя.

Вертолет «Омега»



Вертолет «Омега» совершает вертикальный взлет



Лопасти винтов состояли из двух частей: носовой, выполненной из дуралюмина, и хвостовой, склепанной из полутора-миллиметровых дуралюминиевых листов.

Лопасти винтов крепились к втулке через вертикальные, горизонтальные и продольные шарниры, что обеспечивало лопастям возможность совершать маховое движение в двух плоскостях и менять угол установки.

Движение лопастей относительно вертикального шарнира амортизировалось пружинами, замененными позднее масляными демпферами.

Вертолет имел хвостовое оперение, состоявшее из большого киля, руля поворота и стабилизатора. Угол установки стабилизатора можно было изменять в полете, воздействуя на штурвал, расположенный в кабине летчика.

Управление вертолетом осуществлялось путем одновременного или дифференциального изменения углов установки лопастей обоих несущих винтов, достигаемого при помощи автоматов перекосов своеобразной конструктивной схемы, имевшихся на втулках несущих винтов.

Управление относительно поперечной оси (продольное управление) производилось наклоном сил тяги несущих винтов в продольном направлении, что достигалось циклическим изменением углов установки лопастей одновременно и аналогично у обоих винтов.

Управление относительно продольной оси (поперечное управление) осуществлялось дифференциальным изменением общего шага несущих винтов.

Управление относительно вертикальной оси (управление пути) производилось циклическим изменением углов установки лопастей дифференциально для обоих несущих винтов.

Управление продольное и поперечное осуществлялось ручкой летчика, путевое управление — ножными педалями, управление общим шагом — специальным штурвалом.

Кроме того, имелись управления рулем поворота (от ножных педалей), изменением угла установки стабилизатора (от специального штурвала) и включением муфт в системе трансмиссии.

В аварийном случае путем нажатия кнопки на приборной доске через механизм аварийного сброса можно было мгновенно уменьшить углы установки лопастей несущих винтов и перевести их на режим авторотации.

В августе 1941 г. вертолет «Омега» был передан на заводские летные испытания.

Испытания вертолета проходили в два этапа: испытания на привязи с целью выяснения работы отдельных агрегатов и их доводки и испытания в свободном полете для определения летных свойств аппарата.

В процессе первого этапа выявилась необходимость установки в системе трансмиссии муфт включения несущих винтов, а также необходимость усилить жесткость кабанов несущих винтов.

В это время в испытаниях произошел шестимесячный перерыв, связанный с эвакуацией ОКБ. При возобновлении испытаний было установлено, что при частоте вращения двигателей порядка 1700—1800 об/мин возникают большие крутильные автоколебания боковых ферм и происходит раскачивание всего вертолета.

После демпфирования лопастей около вертикальных шарниров раскачивание аппарата прекратилось.

При сохранении достаточного запаса прочности были удалены четыре раскоса с задней панели ферм, в подкос около фюзеляжа был поставлен пружинно-масляный демпфер, после чего крутильные колебания уже не наблюдались.

Неудовлетворительная работа двигателей (тряска, замасливание свечей, перебои) самым отрицательным образом сказалась на ходе испытаний, и снять летные характеристики не представлялось возможным.

В ходе испытаний, проводившихся летчиком-испытателем К. И. Пономаревым, вертолет совершил вертикальные взлеты и посадки, развороты на месте на 360° , полеты с небольшими горизонтальными скоростями, виражи и планирующие посадки. Летные испытания вертолета проводились в основном летом 1943 г. при температуре окружающего воздуха до $50-55^\circ$, что приводило к перегреву масла. Поэтому продолжительность полета не превышала 12–15 мин.

Общее поведение вертолета давало основания сделать следующее заключение:

при выбранной схеме вертолета его система управления полностью себя оправдала;

вертолет был устойчив в полете на всех испытанных режимах, а управление им оказалось простым и вполне надежным;

после замены двигателей вертолет мог быть практически использован как для гражданских, так и для военных целей.

Вертолет «Омега-П»

В сентябре 1944 г. в Москве был построен и передан на заводские летные испытания новый вертолет с двумя двигателями МГ-31-Ф. Этот аппарат являлся модификацией первого вертолета «Омега».

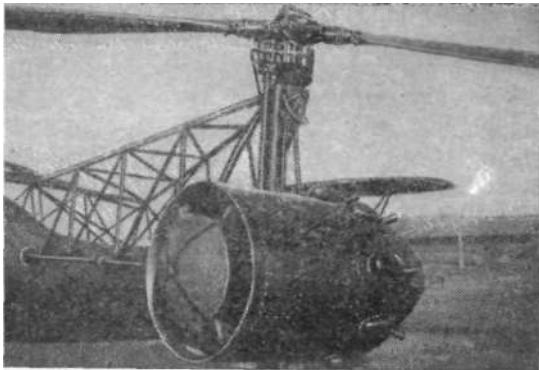
Замена двигателей привела к целому ряду конструктивных изменений: были изготовлены новые рамы двигателей, переделаны вновь система принудительного охлаждения, маслобак, капоты двигателей, бензобаки и бензосистема. Изменения коснулись также нижних и верхних редукторов, муфт включения и боковых ферм.

Установленные на вертолете двигатели МГ-31-Ф (девятицилиндровые, звездообразные, воздушного охлаждения) имели следующие данные: максимальная (взлетная) мощность 350 л. с. при 1950 об/мин, номинальная мощность 300 л. с. при 1860 об/мин.

В системе трансмиссии обороты двигателя редуцировались с передаточным числом 0,32.

Работа всех агрегатов вертолета, подвергнутая обстоятельным наземным испытаниям, оказалась вполне удовлетворительной.

В процессе летных испытаний аппарата (летчик-испытатель К. И. Пономарев), которые проходили с сентября 1944 г. по январь



Моторная гондола вертолета «Омега-II» с двигателями МГ-31-Ф

1945 г., вертолет «Омега-II» с двигателями МГ-31-Ф неоднократно совершал все эволюции, присущие вертолетам этого типа, показал вполне удовлетворительные пилотажные свойства и неплохие летные данные.

После изменения передаточного числа трансмиссии с 0,32 на 0,283, что было достигнуто путем замены пары зубчатых колес верхних редукторов, суммарная тяга несущих винтов повысилась на 300 кгс, что увеличило и значение статического потолка.

Колебания фюзеляжа, обнаруженные в начале испытаний, были устранены установкой специальных гасителей колебаний.

В 1945 г. на вертолете «Омега-II» с двигателями МГ-31-Ф были проведены дополнительные летные испытания (летчик-испытатель К. И. Пономарев, ведущий инженер Д. Т. Мацицкий), в процессе которых значение достигнутого динамического потолка возросло до 3000 м (ранее было 700 м).

С осени 1945 г. вертолет использовался для обучения и тренировки летного состава. В 1946 г. вертолет «Омега-II» принял участие в воздушном параде на Тушинском аэродроме (летчик М. К. Байкалов). Но вскоре он был снят с эксплуатации в связи с выходом из строя двигателей и отсутствием запасных.

Вертолет Г-3

Весьма удовлетворительные результаты летных испытаний этого вертолета вызвали большой интерес к нему с точки зрения возможности практического использования его для корректировки артиллерийского огня.

Поскольку новые двигатели МГ-31-Ф отсутствовали, было закуплено некоторое количество импортных авиационных двигателей Пратт-Уитни R-985 AN-1 и было дано задание построить опытный экземпляр нового вертолета на базе вертолета «Омега», но с установкой новых импортных двигателей. В течение 1945 г. было построено два таких вертолета, получивших наименование «артиллерийский корректировщик» (заводская марка Г-3).

Вертолет Г-3, созданный на базе вертолета «Омега», имел ту же принципиальную схему и сохранил большую часть основных его агрегатов. Конструктивные изменения коснулись лишь элементов аппарата, непосредственно связанных с новыми двигателями: рамы двигателей, элементы трансмиссии, капоты и т. п. Передаточное число в трансмиссии было сохранено прежним: 0,283.

Вертолет Г-3 был построен в двух экземплярах и оба экземпляра были подвергнуты летным испытаниям.

Еще до окончания испытаний было принято решение о постройке небольшой (10 экземпляров) войсковой серии этого вертолета на одном из авиационных заводов. Всего за два года (1945—1946 гг.) было построено пять серийных аппаратов.

В воздушном параде в 1946 г. кроме вертолета «Омега-II» с двигателем МГ-31-Ф приняли участие два вертолета Г-3 (летчики К. И. Пономарев и В. Г. Мареев).

По целому ряду причин, главным образом организационных, построенные серийные вертолеты Г-3 не были в полной мере использованы по своему прямому назначению. В 1948—1949 гг. один из серийных вертолетов Г-3 был передан в воинскую часть для обучения и тренировки летного состава.

Вертолет Г-4

Имевшиеся запасы импортных двигателей «Пратт-Уитни» были полностью использованы.

Чтобы продолжить выпуск серийных вертолетов Г-3, в ОКБ в 1946 г. разрабатывалась модификация вертолета Г-3 под новые двигатели отечественного производства (двигатель АИ-26ГР).

В 1946—1947 гг. в производстве находились два опытных экземпляра модифицированного вертолета с двигателями АИ-26ГР.

По принципиальной схеме и конструктивному выполнению новый вертолет Г-4 аналогичен ранее построенным аппаратам «Омега» и Г-3. От вертолета Г-3 он отличался в основном агрегатами, непосредственно связанными с новым двигателем.

Так как по мощности и массе новый двигатель АИ-26ГР пре-восходил двигатели, применявшиеся на прежних вертолетах, то пришлось в вертолете Г-4 внести некоторые изменения в размерности ряда основных агрегатов и произвести усиление некоторых узлов и деталей.

Двигатель АИ-26ГР, построенный по техническим условиям ОКБ, был первым советским двигателем, предназначавшимся специально для установки на вертолет, что отразилось на его конструкции.

Двигатель АИ-26ГР, семицилиндровый, звездообразный, воздушного охлаждения, обладал следующими данными:

взлетная мощность	500 л. с. при 2100 об/мин
номинальная мощность	370 л. с. » 2000 »
номинальная мощность на расчетной высоте 3000 м	420 л. с. » 2000 »

ВЕРХНИЙ РЕДУКТОР



Схема трансмиссии вертолета Г-4

Двигатель имел специальный редуктор, передававший вращение вверх (под прямым углом к коленчатому валу) вертикальному валу, идущему к верхнему редуктору, и в сторону — на синхронный вал. Редуктор имел, кроме того, еще один вывод для осевого вентилятора, установленного для искусственного охлаждения двигателя на всех режимах полета вертолета.

Редуктор двигателя был снабжен комбинированной муфтой, управляемой одним рычагом, включавшей в себя фрикцион для раскрутки несущих винтов и жесткое кулачковое сцепление для передачи полного крутящего момента двигателя.

Комбинированная муфта являлась одновременно муфтой свободного хода, автоматически отключавшей вал двигателя от системы

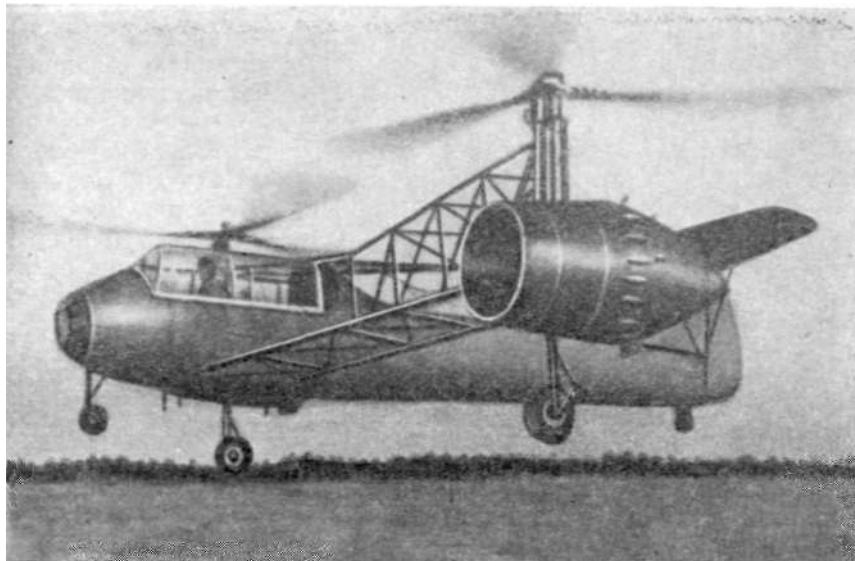
трансмиссии в случае снижения им частоты вращения (по сравнению с другим двигателем) или в случае полной его остановки.

Передаточное число трансмиссии от коленчатого вала двигателей к валам несущих винтов было равно 0,27, т. е. при нормальной частоте вращения двигателя 2000 об/мин несущий винт делал 540 об/мин.

В отличие от вертолетов «Омега» и Г-3 у вертолета Г-4 несущие винты имели диаметр 7,7 м. Конструкция их была цельнометаллическая, носовая часть была выполнена из дуралюминиевой балки сплошного по размаху сечения, переходящей в круглый комель, который крепился к обоймам втулки винта. Хвостовая часть — полая, склепана из дуралюминиевых листов и набора диафрагм и стрингеров. Профиль лопастей — NACA-23016. Лопасти — плоские, без закрутки.

Для быстрого уменьшения углов установки лопастей несущих винтов в случае остановки одного или обоих двигателей на вертолете был установлен аварийный автоматический сброс общего шага. Гидропневматическая система его была связана с давлением масла в двигателе. При остановке двигателя и падении давления масла автоматически срабатывала аварийная система сброса общего шага.

Первый экземпляр вертолета Г-4 был передан на заводские летные испытания в октябре 1947 г. Проводили испытания летчик-испытатель М. К. Байкалов и ведущий инженер Г. В. Ремезов,



Вертолет Г-4

На летных испытаниях была проверена возможность полета вертолета без снижения на одном двигателе.

Один из разделов программы заводских летных испытаний вертолета Г-4 предусматривал посадку вертолета с безмоторного планирования на режиме авторотации несущих винтов, что проводилось впервые в Советском Союзе. Однако вследствие пилотажной ошибки, допущенной летчиком-испытателем, и недостаточно строгого инструктажа со стороны руководства летной части вертолет потерпел аварию (28 января 1948 г.) и программа заводских летных испытаний не была выполнена.

В ноябре 1947 г. поступил на заводские летные испытания второй опытный экземпляр (дублер) вертолета Г-4 (летчик-испытатель К. И. Пономарев и ведущий инженер Д. Т. Мацицкий).

Значения статического и динамического потолка, полученные при испытании первого экземпляра вертолета Г-4, оказались значительно ниже расчетных. В связи с этим были внесены изменения в аэродинамическую компоновку лопастей несущих винтов дублера Г-4.

В то время как в первом экземпляре лопасти несущих винтов были плоские (без закрутки), во втором экземпляре лопасти винтов были закручены на $6^{\circ} 45'$. Это обстоятельство благоприятно отразилось на летных данных дублера вертолета Г-4, полученных в процессе его летных испытаний. Была вновь проверена возможность полета вертолета без снижения на одном двигателе.

Как уже отмечалось, испытания первого экземпляра вертолета Г-4 на режиме безмоторного планирования провести не удалось из-за аварии аппарата. Эти испытания по весьма обширной программе были выполнены в процессе летных испытаний дублера.

Режим безмоторного полета и посадки вертолета до этого времени в Советском Союзе практически не был изучен. Новизна и сложность этого вопроса, особенно для вертолетов, имеющих большую удельную нагрузку на ометаемый диск (порядка 30 кгс/м²), потребовала обширной программы исследований, оснащения вертолета различной аппаратурой и разработки тщательно продуманной методики, что и было выполнено силами ОКБ.

За два месяца было совершено 44 полета общий продолжительностью 7 ч 52 мин. В результате этих исследований были сделаны следующие выводы:

вертолет Г-4 с режима безмоторного планирования посадку производит нормально;

скорость снижения при планировании на режиме авторотации 12 м/с;

скорость планирования 155—160 км/ч;

угол планирования при этом 15,5—16°;

посадочная скорость 80—90 км/ч;

пробег после посадки 10—15 м при медленном движении ручки на себя;

угол установки лопастей несущих винтов 5° 45'.

Эти исследования, которые проводили летчик-испытатель К. И. Пономарев и ведущий инженер Д. Т. Мацицкий, доказали возможность для вертолета Г-4 в случае одновременного отказа двух двигателей совершить безопасную посадку на авторотирующих несущих винтах.

В период летных испытаний вертолета Г-4 (дублера) агрегаты трансмиссии и несущей системы (редукторы, валы, муфты, лопасти и управление) прошли длительные 100-часовые ресурсные испытания в соответствии с требованиями заказчика. Это были первые систематические ресурсные испытания основных агрегатов вертолета, сделавшиеся впоследствии непременной составной частью испытаний и доводки каждого нового опытного образца.

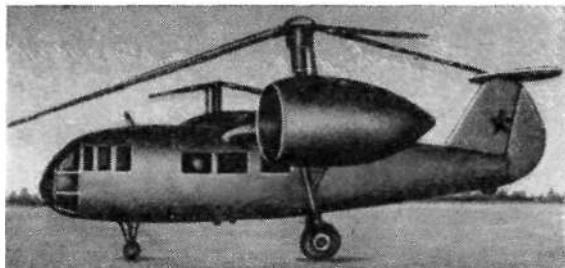
В воздушном параде в День авиации в 1947 г. принимали участие три вертолета ОКБ-3: вертолет Г-4 и два вертолета Г-3.

Из намечавшейся серии вертолета Г-4 в десять экземпляров было построено на серийном заводе всего лишь четыре, и с конца 1948 г. дальнейшая постройка этих вертолетов была приостановлена.

Пассажирский вертолет Б-5

В начале 1945 г. в ОКБ-3 началось проектирование нового опытного вертолета Б-5, и в течение года были изготовлены рабочие чертежи этого аппарата.

Шестиместный пассажирский вертолет Б-5 с двумя двигателями АИ-26ГР(Ф)



Б-5 — шестиместный пассажирский вертолет двухвинтовой поперечной схемы с двумя двигателями АИ-26ГР (Ф).

По своей принципиальной схеме вертолет Б-5 аналогичен ранее построенным вертолетам «Омега», Г-3 и Г-4, но существенно отличался от них размерами, конструкцией и массой.

На вертолете были установлены два форсированных двигателя АИ-26ГР(Ф), которые почти не отличались от ранее применявшихся двигателей АИ-26ГР.

Путем изменения наддува взлетная мощность была увеличена до 550 л. с., а номинальная — до 420 л. с. Габаритные размеры двигателя и его масса остались неизменными. Точно так же остался без изменения специальный редуктор, муфты включения и свободного хода.

Чтобы придать аппарату лучшую аэродинамическую форму, фермы, соединяющие фюзеляж с гондолами двигателей, были выполнены в виде крыла, которое к тому же на максимальной скорости полета создавало подъемную силу, достигавшую 25% от полной массы вертолета.

Конструктивно крыло состояло из трех частей: центроплана и двух консолей.

Верхняя часть кабана представляла собой точеную (из двух половин) конусную дуралюминовую трубу, соединяющую своими фланцами верхний редуктор с нижней частью кабана. Нижняя часть кабана была выполнена в виде пространственной фермы, сваренной из стальных труб, которая пристыковывалась к каркасу крыла и несла на себе двигатель, редуктор, шасси и прочие агрегаты, составлявшие в целом гондолу двигателя.

Конструкция несущих винтов, управления ими и трансмиссия ничем, кроме габаритных размеров и конструктивного оформления некоторых узлов и деталей, принципиально не отличались от конструкции этих агрегатов в вертолете «Артиллерийский корректировщик».

Вертолет Б-5 был закончен в производстве в 1947 г. В течение года проводились его наземные испытания и был совершен ряд кратковременных полетов на небольшой высоте.

Санитарный вертолет Б-9

В 1946 г. в ОКБ-3 был спроектирован и в 1947 г. построен санитарный пятыместный вертолет, рассчитанный на перевозку четырех лежачих больных в сопровождении одного санитара.

Конструктивно он был создан на базе шестиместного пассажирского вертолета и отличался от него лишь конструкцией фюзеляжа. Система трансмиссии, двигательные установки, крыло, несущие винты, шасси, оперение и прочие агрегаты были однотипны с конструкцией этих агрегатов на пассажирском вертолете Б-5.

Фюзеляж санитарного вертолета имел несколько большее (по сравнению с фюзеляжем пассажирского аппарата) миделево сечение и был выполнен в виде монокока, собранного из продольного и поперечного наборов дуралюминиевых стрингеров и шпангоутов и имевшего дуралюминовую обшивку.

Кабина для больных была значительно увеличена за счет багажного отделения. Носилки были размещены в два яруса вдоль правого борта. На левом борту был расположен столик медработника.

Вертолет Б-10

В 1947 г. был построен еще один опытный вертолет с маркой Б-10.

По общей схеме и по конструкции большинства агрегатов вертолет Б-10 не отличался от ранее созданных аппаратов Б-5 и Б-9.

На вертолете Б-10 были установлены два двигателя АИ-26 ГВФ со взлетной мощностью 575 л. с. и номинальной мощностью на земле 400 л. с.

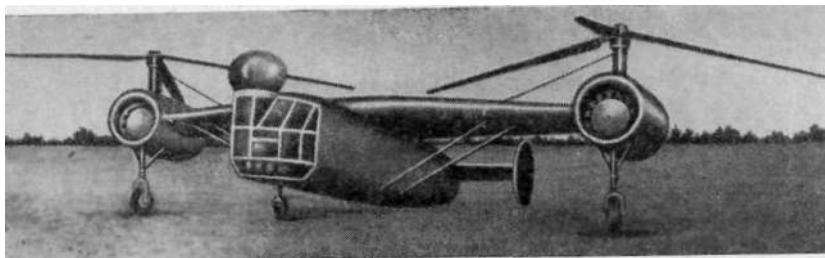
Экипаж вертолета состоял из трех человек: летчика, штурмана и наблюдателя.

В носовой части фюзеляжа со смещением к правому борту была расположена кабина штурмана. Сиденье летчика было расположено у левого борта фюзеляжа и смещено назад относительно сиденья штурмана.

В средней части фюзеляжа был отсек, где размещалось фото-радиооборудование. При необходимости этот отсек мог быть использован для перевозки грузов небольших габаритных размеров или двух-трех пассажиров.

В хвостовой части фюзеляжа была расположена кабина наблюдателя.

В отличие от вертолетов Б-5 и Б-9 крыло вертолета Б-10 имело подкосы, идущие от верхней части верхней опоры кабана к верхней части фермы крыла и от нижней части фермы крыла к узлам фюзеляжа.



Вертолет Б-10

Хвостовое оперение состояло из стабилизатора с изменяемым в полете углом установки и двух киелей, разнесенных и закрепленных по концам стабилизатора.

В течение двух лет (1946—1947 гг.), когда проектировались и строились последние три опытных вертолета (Б-5, Б-9 и Б-10), происходила значительная переоценка существовавших ранее взглядов на практическое использование и применение разных типов вертолетов. Это отразилось непосредственно на дальнейших планах работ ОКБ-3.

Интерес к вертолетам Б-5, Б-9 и Б-10 пропал, на первый план была выдвинута задача создать на базе этих вертолетов новый аппарат. Так был создан новый опытный вертолет связи Б-11.

В его основу была положена принципиальная схема указанных трех опытных вертолетов, были использованы также некоторые основные их агрегаты.

Вертолет связи Б-11

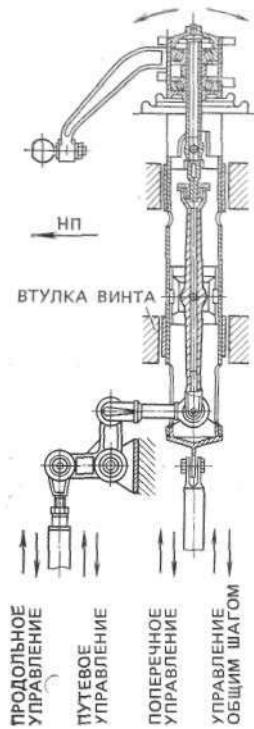
Проектирование вертолета связи Б-11, постройка двух его экземпляров и частично летные испытания составили основное содержание работы ОКБ-3 в течение 1948 г.

По общей схеме и конструкции ряда основных агрегатов вертолет Б-11 был аналогичен ранее выпущенным вертолетам Б-5, Б-9, и Б-10.

В переднем отсеке кабины фюзеляжа было два пассажирских кресла, а в задней части кабины находился грузовой отсек, в котором могли быть установлены носилки для больного и сиденье для медработника. Погрузка и выгрузка больного, лежащего на носилках, производилась через заднюю дверь увеличенного размера.

На вертолете Б-5 крыло имело несущий профиль. На вертолетах Б-9 и Б-10 крыло было выполнено с симметричным профилем. Такой же профиль имело крыло вертолета Б-11.

В процессе испытаний вертолета Б-5 на некоторых режимах работы несущих винтов была выявлена тряска крыла, имевшая явно выраженный характер резонанса. Требовалось изменить



собственные частотные характеристики крыла. С этой целью на вертолетах Б-10 и Б-11 крыло было подкреплено подкосами, идущими от верхней части опор кабана к верхней панели фермы крыла и от нижней панели фермы крыла к узлам на фюзеляже.

Задние подкосы (верхние и нижние) были снабжены гидравлическими демпферами.

Управление вертолетом осуществлялось с помощью автоматов перекоса, которые через суммарно-дифференциальный механизм были связаны с ручкой и педалями управления.

В соответствии с назначением вертолет Б-11 был оснащен оборудованием, обеспечивавшим его применение днем и ночью в сложных метеорологических условиях, а также необходимыми для этого средствами радиосвязи.

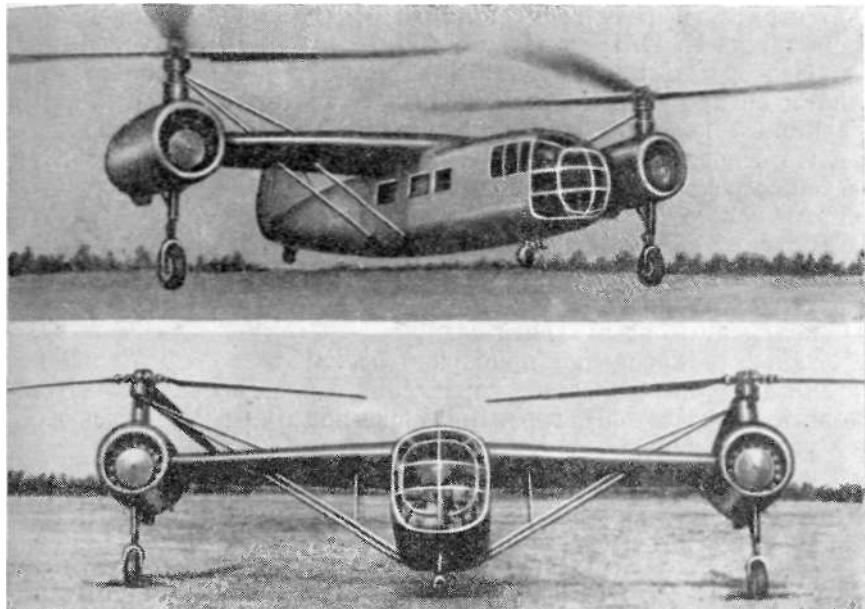
На аппарате были установлены два двигателя АИ-26ГР (ф), технические данные которых были приведены при описании вертолета Б-5. В апреле 1948 г. оба экземпляра вертолетов Б-11 были закончены в производстве и переданы на заводские летные испытания.

В июне состоялся первый вылет первого экземпляра вертолета, а в сентябре — второго экземпляра. Летные испытания проводились одновременно на обоих экземплярах. Были сняты балансировочные кривые, оттариован указатель скорости на мерной базе, определена наивыгоднейшая скорость полета для набора высоты, определены динамический потолок и скороподъемность, определена минимальная мощность для горизонтального полета.

Для определения характеристик полета на одном двигателе, расхода горючего, дальности полета и дальности радиосвязи оба аппарата совершили по одному полету на расстояние 80 км от аэродрома базирования с возвращением на свою базу без посадки.

Были получены характеристики планирования на режиме авроротации и произведены посадки на этом режиме. Первый экземпляр вертолета, кроме того, совершил два полета на одном двигателе продолжительностью 47 мин и три полета на высоте 2300 м общей продолжительностью 2 ч 46 мин.

В процессе летных испытаний было выявлено, что на некоторых режимах полета и особенно на режимах максимальных скоростей на высоте возникали вибрации вертолета и колебания



Вертолет связи Б-П

ручки управления. Выяснилось, что крыло имело малый угол установки, в результате чего на некоторых режимах полета оно не создавало нужной дополнительной подъемной силы. Это приводило к тому, что ожидаемой разгрузки несущих винтов не происходило и винт начинал работать на режимах, близких к срывным.

Кроме того, было установлено совпадение собственных частот колебаний некоторых агрегатов с частотами сил, действующих на втулки несущих винтов.

Колебания ручки управления в значительной степени объяснялись состоянием гидравлических демпферов лопастей и системы управления, которые при работе давали течь, несмотря на все попытки их герметизации.

С целью проведения исследований вибраций агрегатов вертолета в полете и их устранения 31 августа 1948 г. испытания по программе были приостановлены.

Эти исследования, в которых участвовали научно-исследовательские организации, проводились в основном на дублере вертолета Б-11. Было установлено, что стойки основного шасси, приборная доска и двигатели на амортизаторах входят в резонанс с силами на втулках несущих винтов при наступлении срывных режимов.

Во время одного из таких полетов с целью записи колебаний агрегатов 13 декабря 1948 г. с вертолетом Б-11 (дублер) произошла

катастрофа, в результате которой трагически погибли летчик-испытатель К. И. Пономарев и бортрадист И. Г. Нилус.

Непосредственной причиной катастрофы явилось разрушение вилки крепления лопасти № 3 правого несущего винта, имевшей серьезный конструктивный и производственный дефекты.

На основе проведенных летных исследований вертолета Б-11 а также рекомендаций аварийной комиссии было решено внести в его конструкцию следующие изменения:

усилить вилки крепления лопастей;
заменить амортизаторы двигателей более мягкими;
увеличить ход стоек шасси;
подкрепить рамы двигателей;
изменить крепление приборной доски;
на демпферах лопастей, управления и в подкосах крыла установить компенсаторы, гарантирующие пополнение их смесью;

усилить киль;
установить аварийный люк в кабине летчика;
на крыло установить подкрылки (щитки), закрепленные под постоянным углом 30° к нижней плоскости крыла;
двигатели АИ-26ГР (ф) (полуфорсированные) заменить двигателями АИ-26ГРФ (форсированными) со следующими техническими данными:

взлетная мощность	575 л. с. при 2200 об/мин
номинальная мощность на высоте 2000 м	460 л. с. при 2050 »
номинальная мощность на земле . . .	420 л. с. при 2050 »

После внесения в первый экземпляр вертолета Б-11 указанных конструктивных изменений и доработок, после специальных дополнительных испытаний вертолета на вибрации на режиме висения и снятия виброхарактеристик аппарата на всех режимах заводские летные испытания, временно приостановленные в августе 1948 г., были продолжены.

Доводки, произведенные на вертолете, отдалили срывные режимы, однако во избежание попадания в режимы, близкие к срыву потока на лопастях, были установлены ограничения следующего характера:

высота полета	не более 2500 м
максимальные скорости на высотах:	
2500 м	не более 110 км/ч
2000 м	не более 130 «
1500 м	не более 155 «

Эти ограничения в значительной степени предопределили результаты летных испытаний.

В 1948 г. вертолет связи Б-11 принял участие в воздушном параде на авиационном празднике.

Последующие работы по доводке вертолета Б-11 показали, что для полного удаления срывов на режимах набора высоты и максимальной скорости необходимо иметь лопасти несущих винтов с увеличенной на 15% хордой или увеличить частоту вращения винтов на 10%.

На вертолете с существующими параметрами требовалось установить дополнительное ограничение на наибольшую полетную массу (не свыше 3950 кг) и на режим набора высоты.

Вертолет Б-11 был в большей степени, чем остальные, строившиеся ранее, доведен и исследован; он обладал хорошей устойчивостью и управляемостью на всех режимах полета.

Предложение (май 1950 г.) о модификации этого вертолета для повышения его летно-тактических данных и полного устранения выявленных дефектов не встретило поддержки и не было принято.

Некоторые эскизные проекты, разрабатывавшиеся в ОКБ И. П. Братухина

Эскизные проекты опытных вертолетов разного назначения и разных принципиальных схем, разрабатывавшиеся в Опытно-конструкторском бюро И. П. Братухина, представляют значительный интерес, несмотря на то, что вертолеты по ним построены не были.

В 1947 г. был разработан эскизный проект тяжелого десантного вертолета той же принципиальной схемы, что и предыдущие аппараты, т. е. двухвинтовой с попеченным расположением винтов.

Вертолет намечалось снабдить двумя двигателями М-82ФН воздушного охлаждения. Диаметр несущих винтов должен был быть равен 16 м, полетная масса намечалась порядка 10 000 кг. Вертолет предназначался для перевозки тридцати солдат и военной техники (автомобили, пушки и проч.).

На протяжении 1948—1950 гг. в ОКБ производилась эскизная разработка нескольких вариантов многоцелевого и учебного вертолета (марка Б-12).

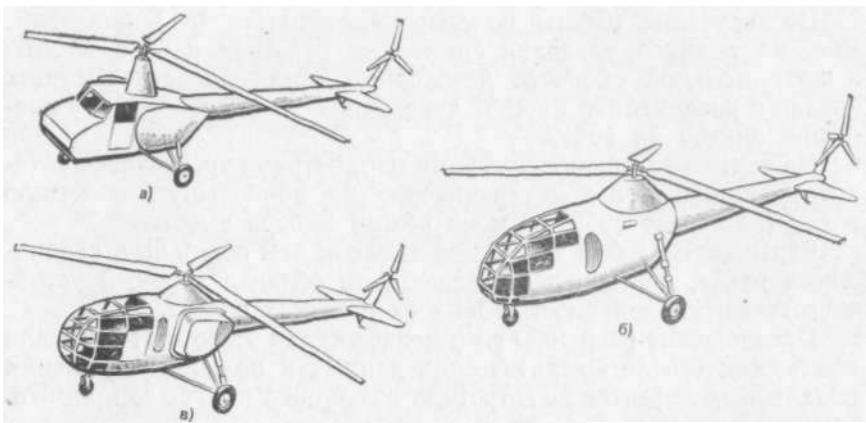
При разработке проектов этого вертолета была принята одновинтовая схема с рулевым винтом в отличие от обычной для ОКБ двухвинтовой схемы.

Разрабатывавшиеся варианты различались в основном применявшимися двигателями, количеством мест и конструкцией некоторых элементов. В соответствии с этим несколько варьировались и ожидаемые летные данные.

Во всех эскизных проектах предусматривались интересные нововведения.

Для повышения безопасности полета в системе трансмиссии намечалось установить дополнительную аварийную муфту свободного хода, обеспечивающую свободное вращение несущего винта в случае поломки агрегатов трансмиссии.

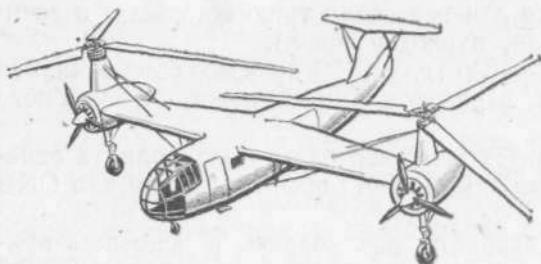
Кроме того, на вертолете должно было быть установлено специальное устройство для автоматического перевода несущего



Эскизные проекты многоцелевого вертолета с двумя двигателями МП ФР1 (а), с двигателем М-4 (б), учебного вертолета с двумя двигателями М-11 ФР-1 (в)



Многоцелевой вертолет с двумя двигателями М-14 (эскизный проект)



Проект двухвинтового комбинированного вертолета по перечной схемы (10-местный, взлетная масса 5800 кг)



Компоновочная схема реактивного вертолета (эскизный проект)

винта на режим авторотации в случаях остановки двигателей, остановки (повреждения) рулевого винта или поломки элементов трансмиссии.

Представляет интерес эскизный проект многоцелевого вертолета с двумя двигателями М-14, созданный в 1951 г., — это проект четырехместного вертолета двухвинтовой схемы с поперечным расположением винтов. Диаметр несущих винтов намечался равным 11 мм, полная полетная масса 2500 кг при массе конструкции 1900 кг.

В начале 50-х годов под руководством И. П. Братухина был разработан также проект двухвинтового комбинированного вертолета поперечной схемы. Это был проект десятиместного вертолета с поршневыми двигателями со взлетной массой 5800 кг. Тогда же был разработан проект постановки на этот комбинированный вертолет двух турбовинтовых двигателей.

Общее представление о работе Опытно-конструкторского бюро И. П. Братухина было бы неполным, если бы не была отмечена еще одна работа — создание реактивного вертолетного винта с прямоточными двигателями на концах лопастей.

В 1948 г. была начата эскизная разработка проекта экспериментального вертолета с реактивным несущим винтом, снабженным двумя прямоточными двигателями. Это был проект одновинтового одноместного вертолета с реактивным двухлопастным несущим винтом.

На концах лопастей должны были быть установлены прямоточные двигатели.

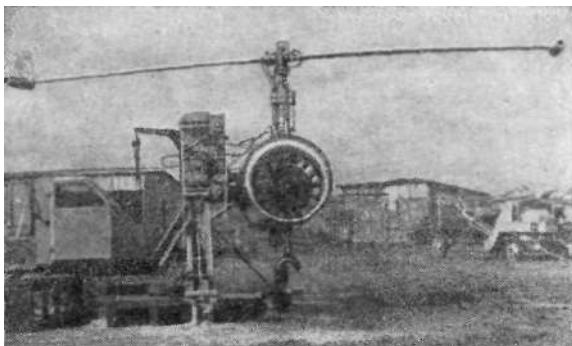
Несущий винт вертолета намечался цельнометаллическим. Он должен был состоять из сплошной носовой балки (сплав АК6), набора диафрагм и хвостовой обшивки (листовой дуралюмин). На концах лопастей при помощи специальных узлов должны были крепиться двигатели.

На комлевой части носовой балки имелась крупная трапециoidalная резьба, при помощи которой должна была осуществляться жесткая бесшарнирная заделка лопасти во втулке. Несущий винт проектировался жестким, он должен был крепиться на кардановом подвесе, размещенном внутри втулки.

Угол установки лопастей во втулке не должен был изменяться в полете, а изменение угла атаки должно было производиться одновременно на обеих лопастях, причем на одной лопасти он увеличивался, а на другой уменьшался.

Угол установки лопастей невелик и поэтому при переходе на авторотацию его не требовалось менять, что сильно упрощало конструкцию несущего винта.

Управление несущим винтом должно было осуществляться при помощи автомата перекоса, воздействующего на стабилизирующий стержень с демпфером. Этот тип управления казался более выгодным, чем непосредственное управление при помощи наклона головки, как это имело место у автожиров.



Испытание реактивного вертолетного винта с прямоточными двигателями на специальном стенде

Реактивный вертолет намечалось снабдить хвостовым оперением, состоящим из стабилизатора с изменяемым в полете углом установки, киля и комбинированного руля поворота. Верхняя часть его должна была обеспечивать (совместно с нижней) путевое управление на режимах горизонтального перемещения; нижняя часть руля, отклоняясь вокруг продольной горизонтальной оси, — путевое управление на режимах висения и вертикального подъема.

Питание двигателей топливом должно было осуществляться при помощи насоса, качающего бензин из бака через систему бензопроводки, идущей по фюзеляжу до специального распределительного устройства на валу винта, оттуда — по бензопроводам, проложенным внутри лопастей, до двигателей.

Предварительная раскрутка несущего винта при запуске двигателей должна была производиться при помощи пиропатронов или от специального наземного стартера.

Диаметр несущего винта намечался 8 м, частота вращения 597 об/мин, заполнение 0,0385.

Полная полетная масса вертолета предполагалась равной 650 кг при массе конструкции 260 кг и массе горючего 300 кг.

Нагрузка на 1 м² должна была составлять 13 кгс/м².

Выбор прямоточных двигателей был сделан исходя из следующих соображений:

простота конструкции двигателей;

высокая надежность их работы;

максимальные возможности форсажа.

После подбора основных параметров, исследования авторотирующих свойств несущего винта, изготовления винта и специального стенда были начаты (1950 г.) экспериментальные исследования работы реактивного винта, приводимого во вращение прямоточными двигателями.

В процессе стендовых исследований были отработаны система питания двигателей, системы управления двигателями и несущим винтом и система зажигания. Самым сложным вопросом оказался

вопрос доводки двигателей в условиях вращательного движения.

После опробования многочисленных схем внутреннего устройства двигателей была определена наилучшая.

С этой схемой внутреннего устройства двигателя реактивный винт работал удовлетворительно до окружной скорости 170 м/с, развивая тягу 290 кгс. Это давало основание рассчитывать, что при окружной скорости 250 м/с винт будет развивать тягу 600 кгс.

Для дальнейшего повышения окружной скорости требовалось провести специальные динамические испытания двигателей на динамическую прочность, что, однако, не удалось сделать из-за отсутствия специального стенда.

В 1951 г. ОКБ-3 было ликвидировано, просуществовав около 11 лет.

Несмотря на ряд трудностей, связанных с войной, эвакуацией, недостатком конструкторских кадров, работа ОКБ-3 была плодотворной и его деятельность оказала большое влияние на дальнейшее развитие советского вертолетостроения.

В чем же заслуга конструкторского коллектива ОКБ-3 и его главного конструктора И. П. Братухина в области развития и совершенствования советских вертолетов?

Вертолеты, созданные Опытно-конструкторским бюро И. П. Братухина, были первыми советскими вертолетами, показавшими достаточно высокие летные данные, эксплуатация которых не была связана только со своим аэродромом, и пригодными для практического применения.

Здесь впервые в практике советского вертолетостроения стали применять на вертолете двигатель, специально созданный по техническим условиям ОКБ для аппаратов этого типа, т. е. в комплекте со специальным редуктором и муфтами включения и свободного хода.

Не менее важное значение имел тот факт, что в ОКБ-3 впервые в СССР было проведено исследование вертолета Г-4 (а затем и Б-11) на режиме безмоторного планирования и посадки. С этого момента важнейший фактор безопасности полета вертолета получил не только теоретическое обоснование, но и практическое подтверждение, что имело величайшее значение для широкого внедрения вертолетов в различные области хозяйства.

Здесь впервые в СССР была установлена и отработана практика длительных ресурсных испытаний вертолета в целом и отдельных его агрегатов, что благоприятным образом повлияло на повышение надежности конструкции вертолета.

Необходимо отметить еще одну сторону деятельности конструкторской организации, неразрывно связанной с созданием опытных образцов.

Ввиду почти полного отсутствия в тот период соответствующих подразделений в ведущих научных организациях ОКБ-3 вынуждено было вести у себя теоретическую и экспериментально-исследо-

довательскую работу, без чего немыслимо было создание новых опытных аппаратов.

Прежде всего следует отметить большую теоретическую работу, проведенную ОКБ по дальнейшему уточнению методики аэродинамического расчета вертолета и расчета балансировки, по изучению вопросов сходимости с результатами летных испытаний.

Большое внимание уделялось также разработке методики расчета отдельных агрегатов вертолета на прочность, дальнейшему уточнению норм прочности. Эти изыскания были тесно связаны с работой по расширению статических и динамических испытаний элементов вертолетов на прочность.

Впервые в практике СССР здесь была разработана методика комплексных статических испытаний на прочность каркаса вертолета в собранном виде.

Испытания построенных вертолетов и их всесторонняя доводка потребовали более глубокого изучения некоторых основных элементов конструкции: лопастей несущего винта, сочленений, подшипников в специфических условиях работы и демпферов. Для этого пришлось создать целый ряд стендов и испытательных установок, разработать специальную методику таких испытаний, использовать новую совершенную аппаратуру.

Следует указать, что выбор направления вращения несущих винтов, что имело особо важное значение для двухвинтовых вертолетов поперечной схемы, был произведен на основе глубокого теоретического анализа с учетом всех возможных режимов полета вертолета и обеспечения эффективного управления им.

На основе анализа параметров созданных ОКБ-3 опытных вертолетов следует отметить технически интересные и наиболее важные их особенности.

1. Все вертолеты, ранее созданные во всем мире, имели коэффициент нагрузки на 1 м² ометаемого диска 10–15 кг/м², превышение этой величины считалось опасным. В вертолетах, построенных ОКБ-3, этот коэффициент достигал 23–26 кг/м². После 1959 г. подобное значение удельной нагрузки стало обычным для всех современных вертолетов.

2. В вертолетах ОКБ-3 значение окружной скорости концов лопастей несущих винтов доходило до 200 м/с.

3. Немаловажной заслугой ОКБ-3 была разработка и практическое освоение нового типа целиком металлических лопастей, которые в значительной степени предвосхитили конструкцию лопастей, нашедшую применение в вертолетах за последние 5–10 лет.

Опытно-конструкторскому бюро И. П. Братухина принадлежит также оригинальное решение ряда конструктивных вопросов: суммарно-дифференциальный механизм в системе управления, автомат перекоса своеобразной оригинальной схемы, автомат аварийного сброса шага несущего винта и перевода его на режим авторотации.

В ОКБ-3 была проделана значительная работа по уточнению и дальнейшей разработке норм прочности, исследованию вопросов вибрации, вождения ручки управления, усилий в системе управления, методики летных исследований, использования совершенной испытательной аппаратуры и т. п.

В Опытно-конструкторском бюро И. П. Братухина были подготовлены квалифицированные кадры конструкторов, летчиков и инженеров.

В 1945 г. за создание советских вертолетов группа конструкторов ОКБ-3 была награждена орденами Советского Союза: орденом Трудового Красного знамени — И. П. Братухин, Д. Т. Мацицкий, И. Я. Никитин, Г. И. Солнцев, орденом Красной Звезды — Б. Я. Жеребцов.

В 1946 г. И. П. Братухину и Б. Н. Юрьеву была присуждена Государственная премия.

Следует также отметить работников конструкторского коллектива: В. П. Лаписова, Г. В. Ремизова, Т. Н. Выропаеву, Е. П. Троицкого, К. А. Бункина, М. Б. Малиновского, А. Я. Бахур, В. Н. Ясенецкого и других, а также летчиков-испытателей: К. И. Пономарева, М. К. Байкалова и Г. И. Комарова.

Фронт работ по вертолетам в СССР расширяется

Успешные результаты летных испытаний вертолета «Омега» конструкции ОКБ И. П. Братухина (1943—1944 гг.) свидетельствовали о том, что вертолеты доведены до состояния пригодности к широкой эксплуатации. Интерес к вертолетам в СССР заметно увеличился.

В конце 1944 г. — начале 1945 г. в одном из старейших конструкторских коллективов — ОКБ А. С. Яковleva — развертываются работы по вертолетной тематике.

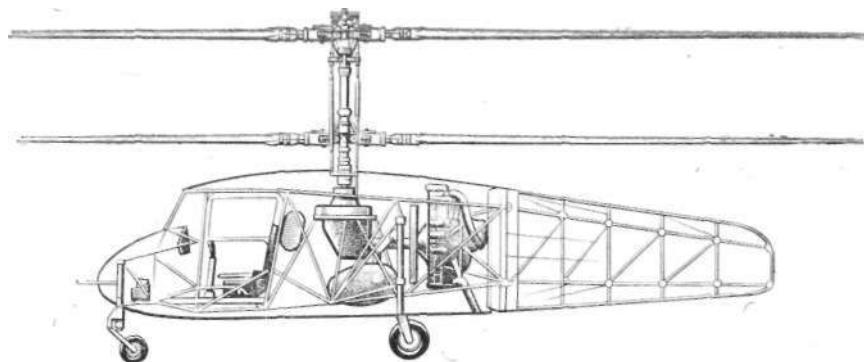
В том же 1945 г. обращается к работам по созданию вертолетов Н. И. Камов, работавший до сего времени в течение многих лет по автожирам.

Несколько позднее, в 1947 г., создается новое специальное вертолетное ОКБ под руководством главного конструктора М. Л. Миля, широко известного в авиационных кругах своими теоретическими работами по винтовым летательным аппаратам.

1947—1952 гг. конструкторской группой под руководством Б. Я. Жеребцова проводилась комплексная работа по созданию экспериментального вертолета с реактивным приводом несущего винта с применением пульсирующих двигателей.

Первые шаги ОКБ А. С. Яковleva в области вертолетостроения

Создание экспериментального вертолета в Опытно-конструкторском бюро А. С. Яковleva, как было сказано выше, относится к концу 1944 г. — началу 1945 г.



▲
Экспериментальный вертолет ОКБ А. С. Яковлева. Общая компоновка.



◀
Экспериментальный вертолет ОКБ А. С. Яковлева

Схема управления экспериментального вертолета ОКБ А. С. Яковлева



Это был двухместный вертолет соосной схемы с двумя несущими винтами, вращающимися в противоположные стороны. На вертолете был установлен двигатель воздушного охлаждения М-11 и ФР-1 номинальной мощностью 140 л. с.

Двухместная кабина была размещена в передней части фюзеляжа.

Каждый несущий винт имел две деревянные лопасти, закрепленные в металлических втулках.

Носок каждой лопасти был склеен из ясеневых реек, каркас хвостовой части составлен из нервюр и обшит фанерой. Вся лопасть была обтянута полотном. Лопасти крепились к втулке с помощью горизонтального, вертикального и продольного шарниров.

На осях вертикальных шарниров были смонтированы фрикционные демпферы.

Для предотвращения ударов лопастей верхнего и нижнего несущих винтов друг о друга подвеска лопастей была снабжена специальными ограничивающими устройствами.

Двигатель охлаждался восьмилопастным вентилятором, установленным на носке двигателя.

Передача мощности от двигателя к редуктору осуществлялась при помощи горизонтального вала с двумя карданными соединениями.

Редуктор состоял из двух соосных вертикальных валов, вращавшихся в разные стороны, набора конических и цилиндрических зубчатых колес и двух муфт: гидравлической муфты раскрутки несущих винтов и роликовой муфты свободного хода.

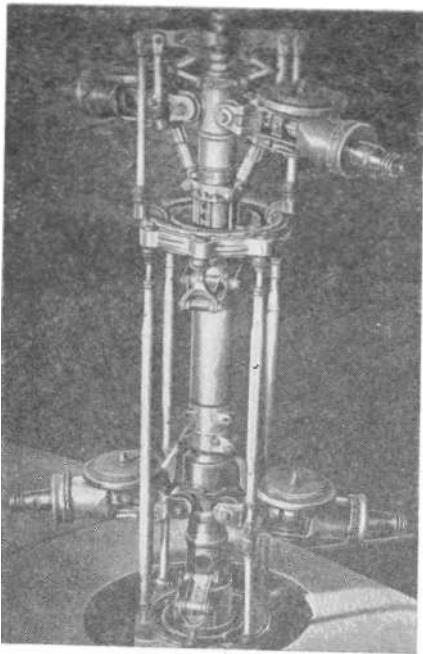
Передаточное число редуктора — 0,133.

Управление поступательным движением вертолета производилось изменением циклического шага лопастей обоих несущих винтов с помощью автоматов перекоса, связанных с ручкой управления.

Управление поворотом вокруг вертикальной оси осуществлялось перераспределением крутящих моментов несущих винтов, что достигалось дифференциальным изменением общего шага винтов при помощи педалей.

Управление движением вертолета вверх и вниз производилось изменением общего шага несущих винтов при помощи ручки общего шага, установленной слева от сиденья летчика.

В систему управления общим шагом был включен гидравлический цилиндр, служивший для автоматического перевода лопастей несущих винтов на малый шаг, соответствующий режиму авторотации. Внутри цилиндра находилась пружина, сжатая давлением масла, поступающего из дополнительного маслонасоса при нормальной работе двигателя. При остановке двигателя поступление масла в цилиндр прекращалось и под действием пружины происходило уменьшение общего шага лопастей несущих винтов.



Колонка системы управления несущими винтами экспериментального вертолета ОКБ А. С. Яковлева

Экспериментальный вертолет ОКБ А. С. Яковлева в полете



В систему ручного и ножного управления были включены гидравлические демпферы.

Конструкция сочленений лопастей несущих винтов с втулкой позволяла производить складывание лопастей, при этом все лопасти размещались весьма компактно вдоль фюзеляжа.

В связи с тем, что постройка вертолета соосной схемы была осуществлена в Советском Союзе впервые, естественно, что летным испытаниям аппарата предшествовало освоение нового вертолета на привязи и в свободном полете и изучение его особенностей.

За время летных испытаний (летчик-испытатель В. В. Тезавровский) было выполнено 40 испытаний на привязи общей продолжительностью 5 ч и 75 полетов общей продолжительностью 15 ч.

В начале испытаний обнаружилась необходимость в смещении вперед центра тяжести, для чего с вертолета были сняты стабилизатор, киевые шайбы, костыльная опора и перенесен вперед масляный бак.

Результаты проведения первого этапа летных испытаний экспериментального вертолета были удовлетворительны: вертолет устойчиво взлетал вертикально, набирал высоту, «висел» на заданной высоте, делал повороты и т. п., т. е. выполнял все эволюции, присущие этому типу летательных аппаратов.

В процессе проведения первого этапа летных испытаний были получены следующие данные:

вертикальный взлет	до высоты 80 м
набор высоты с движением вперед	» 180 м
горизонтальный полет на высотах до 100 м	» 60 км/ч
со скоростью	»

При испытании были обнаружены небольшие продольные колебания, появлявшиеся при скоростях выше 30 км/ч и увеличивавшиеся с ростом скорости, и появление нагрузки на ручку управления, возраставшей с увеличением скорости полета, причем при скоростях 50—60 км/ч эти нагрузки становились утомительными для летчика.

Создание экспериментального вертолета и проведение первого этапа его летных испытаний дали конструкторскому коллективу, впервые начавшему работать в этой области, ценный практический опыт. Впереди предстояла работа по созданию нового вертолета одновинтовой схемы. В связи с этим дальнейшие испытания экспериментального вертолета соосной схемы были приостановлены на первом этапе их проведения.

Вертолеты соосной схемы ОКБ Н. И. Камова

Вертолет Ка-8. Примерно с 1945 г. Н. И. Камов совместно с небольшой группой конструкторов работал над проектированием небольшого одноместного экспериментального вертолета, получившего в дальнейшем марку Ка-8.

Вертолет Ка-8



Этот вертолет, построенный по двухвинтовой соосной схеме, предназначался в качестве аппарата наблюдения и связи. На вертолете был установлен двухцилиндровый мотоциклетный двигатель М-76 мощностью 44,8 л. с. Двигатель обдувался двумя шестилопастными вентиляторами. С помощью весьма простой трансмиссии мощность двигателя распределялась на два вала: наружный, на котором насажена втулка нижнего несущего винта, и внутренний, на котором смонтирована втулка верхнего несущего винта.

Оба несущих винта — трехлопастные; лопасти крепились к втулкам с помощью продольного, вертикального и горизонтального шарниров. Лопасти несущих винтов — склеенные, деревянные, армированные. В систему трансмиссии входила комбинированная муфта, состоявшая из муфты включения и муфты свободного хода.

Управление вертолетом осуществлялось путем циклического изменения углов установки лопастей обоих несущих винтов и суммарного или дифференциального изменения общего шага обоих несущих винтов.

Конструктивно управление состояло из двух блокированных автоматов перекоса, ручки управления циклическим шагом, ручки управления общим шагом, ножных педалей, механизма общего и дифференциального шага, системы тяг, качалок и тросов.

Посадочные устройства вертолета Ка-8 состояли из двух надувных баллонов из прорезиненной ткани. Для обеспечения путевой устойчивости при горизонтальном полете вертолет имел сзади небольшую киевую поверхность, вынесенную на легкой сварной раме.

Всего было построено три экземпляра вертолета, и на них неоднократно совершались испытательные, тренировочные и демонстрационные полеты.



Схема продольного и по-
перечного управления
вертолета Ка-10

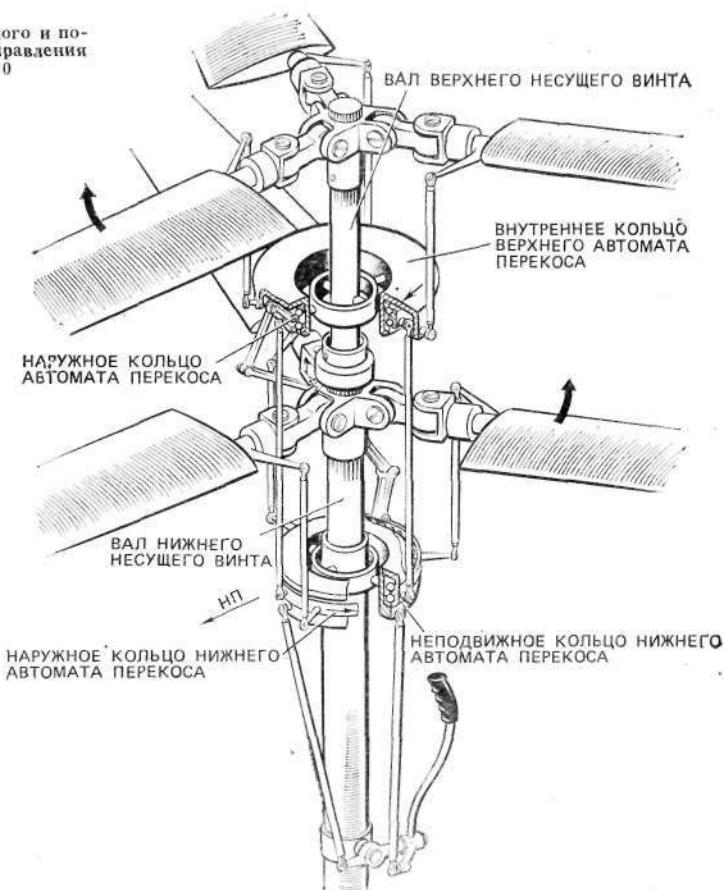
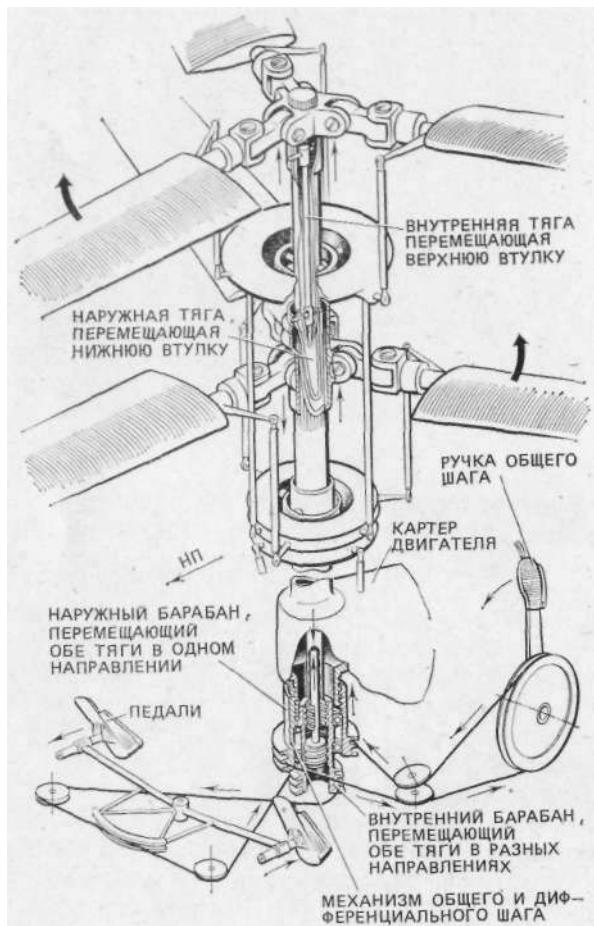


Схема управления общим и дифференциальным шагом несущих винтов вертолета Ка-10



25 июля 1948 г. вертолет Ка-8 принял участие в авиационном параде на Тушинском аэродроме.

Вертолет Ка-10. На основе полученного опыта конструкторским коллективом в 1949 г. был построен новый вертолет той же принципиальной схемы, что и вертолет Ка-8. Это был также одноместный вертолет Ка-10, который предназначался для использования в качестве аппарата связи и наблюдения.

На вертолете был установлен четырехцилиндровый двигатель АИ-4В мощностью 55 л. с. конструкции А. Г. Ивченко с воздушным принудительным охлаждением.

Несущая система вертолета состояла из двух соосных несущих винтов, вращавшихся в противоположных направлениях, с шарнирно подвешенными деревянными лопастями.

Трансмиссия вертолета имела два редуктора: редуктор, сочлененный непосредственно с двигателем, в котором происходил

дило редуцирование оборотов двигателя с передаточным числом 1 : 10,25, и распределительный редуктор, помещенный выше, в котором происходило распределение мощности на два несущих винта. В редукторе двигателя находилась комбинированная муфта, выполнившая функции муфты включения и муфты свободного хода.

Выходивший из редуктора двигателя вертикальный вал передавал мощность на распределительный редуктор и одновременно на верхний несущий винт.

Распределительный редуктор предназначался для распределения мощности между верхним и нижним винтами.

Принципиальная схема управления вертолетом Ка-10 та же, что и вертолета Ка-8.

Конструктивно управление вертолетом включало в себя: два блокированных автомата перекоса, ручку управления циклическим шагом, ручку управления общим шагом, ножные педали, механизм общего и дифференциального шага, целый ряд рычагов, качалок и тяг, составлявших кинематическую цепь управления.

В систему управления вертолетом были включены пружинные устройства для создания необходимого градиента давления на ручке управления.

В сентябре 1949 г. вертолет Ка-10 был построен и передан на заводские летные испытания.

Всего было построено четыре экземпляра опытного вертолета Ка-10 и на них было произведено большое количество испытательных и демонстрационных полетов.

Вертолет Ка-10 неоднократно принимал участие в воздушных парадах в День авиации и в День Военно-Морского Флота СССР.

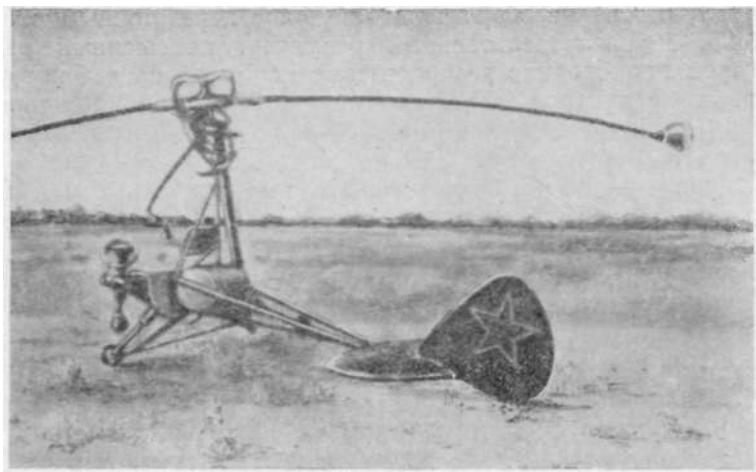
Созданием вертолетов Ка-8 и Ка-10, их доводкой и освоением руководил главный конструктор Н. И. Камов.

Изучение возможности создания вертолета с реактивным приводом несущего винта с применением пульсирующих двигателей

Во второй половине 40-х годов некоторые зарубежные конструкторы в порядке изыскания наиболее рациональных схем вертолетов приступили к изучению схемы вертолета с реактивным приводом несущего винта. Как отмечалось выше, применение этой схемы давало возможность упростить конструкцию вертолета, облегчить его массу и повысить полезную весовую отдачу.

Примерно в это же время аналогичные работы были развернуты и у нас в Советском Союзе.

В 1947 г. начались теоретические исследования основных закономерностей несущего винта с реактивным приводом и принципов рациональной компоновки его лопастей. В процессе этой работы были обследованы характеристики несущего винта на разных режимах полета вертолета, зависимость этих характе-



Одновинтовой вертолет с реактивным приводом несущего винта с пульсирующими двигателями (экспериментальная установка)

ристик от разных геометрических параметров винта и от тяговых данных реактивного двигателя, был разработан план проведения комплекса расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, создания наземных стендов и проведения необходимых опытных конструкторских работ.

Для проведения этих работ была организована небольшая конструкторская группа под руководством Б. Я. Жеребцова, Ю. С. Брагинского и Ю. Л. Старинина.

В результате ряда дополнительных теоретических изысканий и подробного анализа различных схем втулок несущего винта с реактивным приводом была выбрана система непосредственного управления втулкой на кардановом подвесе с общим для двух лопастей горизонтальным шарниром.

Для проведения натурных испытаний был принят двухлопастный винт диаметром 7 м, который путем сменных законцовок можно было увеличить до 8—9 м.

Были изготовлены: опытный винт, ряд малогабаритных пульсирующих двигателей, стенды для испытаний и специальное лабораторное оборудование. Для проведения всесторонних стендовых испытаний вся экспериментальная установка была оформлена в виде упрощенного одноместного вертолета с реактивным приводом несущего винта.

Из проведенных впоследствии испытаний наиболее значительны следующие:

на стенде, установленном на движущейся грузовой автомашине ЗИС-150, проверялась общая надежность работы установки и изучалась авторотация винта с качественной стороны;

в большой аэродинамической трубе изучалась работа несущего винта на режиме авторотации;

на специальном стенде испытывались пульсирующие двигатели в условиях вращения;

на стенде в специальном боксе исследовались характеристики несущего винта с действующими реактивными (пульсирующими) двигателями с различными тяговыми характеристиками (тяга 9,12 и 17 кгс);

для проверки надежности работы установки перед ее полным испытанием в аэродинамической трубе летчик-испытатель Г. А. Тиняков произвел ряд пробежек по аэродрому со скоростью 25—30 км/ч.

В процессе этих испытаний:

была отработана и проверена бесперебойная система подачи горючего к двигателям и воздуха для их запуска;

была отработана система централизованного запуска и дросселирования двигателей;

разработана методика и создана аппаратура для замеров эффективной тяги реактивных двигателей в процессе вращения несущего винта;

получила подтверждение теоретически выведенная ранее зависимость частоты вращения и подъемной силы несущего винта от величины тяги реактивных двигателей.

Одновременно в процессе наземных испытаний и испытаний в аэродинамической трубе выявились серьезные недостатки пульсирующих двигателей:

значительное уменьшение тяги по мере увеличения скорости поступательного движения (до 45% от статического ее значения);

значительный расход горючего;

ухудшение авторотационных качеств несущего винта вследствие больших габаритных размеров и большого сопротивления корпуса двигателей;

высокий уровень шума.

Применение пульсирующих двигателей на реактивном вертолете становилось невозможным.

Все дальнейшие работы были прекращены.

Зарубежные вертолеты этого периода

Появление в США первых вертолетов относится к концу 1940 г. — началу 1941 г. Их успешные полеты и рекламная шумиха, поднятая вокруг этих аппаратов, способствовали появлению целого ряда вертолетных фирм, многие из которых оказались нежизнеспособными.

Те из них, которые сохранились, выпустили ряд опытных вертолетов почти всех известных в то время принципиальных схем, что дало возможность широко познакомиться с этими схемами, выявить их положительные и отрицательные качества.

Во время второй мировой войны в Германии выпуском вертолетов занимались немецкие фирмы Фокке-Ахгелис, Флэттнер, Добльгоф, австрийская фирма Наглер и Гольц.

Кроме того, под контролем немцев проводились работы в оккупированной Франции по постройке вертолета Брге.

Вертолеты И. И. Сикорского

В 1939—1940 гг. Сикорский построил первый экспериментальный вертолет, получивший заводскую марку VS-300.

Первый вариант вертолета VS-300 имел двигатель «Лайкоминг» мощностью в 75 л. с. В начале 1941 г. этот двигатель был заменен четырехцилиндровым двигателем «Франклайн» воздушного охлаждения мощностью 90 л. с.

Вертолет имел один несущий трехлопастный винт диаметром 8,5 м.

Реактивный момент от несущего винта уравновешивался моментом от направленной вбок тяги рулевого винта, установленного в хвостовой части аппарата.

Для продольного и поперечного управления в хвостовой части были расположены на вынесенных по обеим сторонам фюзеляжа ферменных трехметровых балках еще два винта, вращавшихся в горизонтальной плоскости. Изменение шага этих винтов было связано с движениями ручки летчика.

В процессе летных испытаний вертолет подвергался значительным модификациям.

В конце 1941 г. были сняты два рулевых винта продольно-поперечного управления, вращавшиеся в горизонтальной плоскости.

Снятые винты были заменены одним винтом, вынесенным на специальном хвостовом пилоне. Вертикально направленная тяга этого винта использовалась для управления в продольной плоскости.

На аппарате был установлен автомат перекоса, при помощи которого осуществлялось поперечное управление вертолетом.

Второй этап модификации управления, проведенный в декабре 1941 г., заключался в том, что рулевой винт продольного управления также был снят, а автомат перекоса был дополнительно связан и с продольными движениями ручки.

Окончательная схема вертолета VS-300, ставшая прототипом всех последующих вертолетов Сикорского и многих других вертолетов в США, повторяла схему вертолета Б. Н. Юрьева (1912 г.) и первого советского вертолета ЦАГИ I-ЭА (1930 г.)

Последующие вертолеты Сикорского были осуществлены также по одновинтовой схеме. Это были вертолеты R-4, R-6 и R-5. Они предназначались для практического применения и строились серийно.

Самый большой из них R-5 имел несущий винт диаметром 14,6 м и двигатель мощностью 450 л. с. Вертолет был принят на вооружение армии США.

Вертолеты Пясецкого и Даланда PV-2 и PV-3

В 1943 г. в США появился вертолет фирмы Инжениринг Форум PV-2. Этот вертолет был спроектирован Пясецким и Даландом.

По своей принципиальной схеме вертолет PV-2 с двигателем мощностью 90 л. с. не отличался от аппаратов Сикорского.

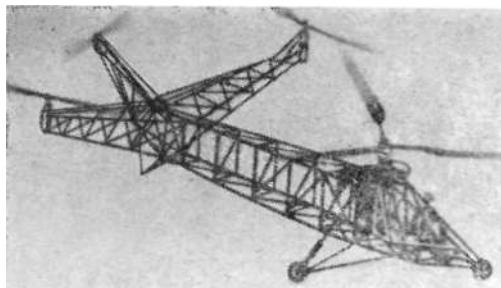
В 1945 г. фирма Инжениринг выпустила новый вертолет, построенный по заказу Морского министерства США. Основной особенностью нового аппарата являлось расположение двух его несущих винтов в продольной плоскости: на носу и хвосте.

Винты были установлены на различной высоте — задний винт находился значительно выше переднего.

Оба винта приводились во вращение двигателем Континентэл Райт-975 со взлетной мощностью 450 л. с. Аппарат был рассчитан на перевозку десяти пассажиров при двух членах экипажа.

Вертолет PV-3 совершил в процессе испытаний много полетов и, по сообщению прессы, показал хорошую устойчивость и управляемость.

Вертолет И. И. Сикорского
VS-300 (первый вариант)



Вертолет И. И. Сикорского
R-5



Вертолет PV-3



Вертолет Белл-47



Вертолет Белл

В начале 1943 г. фирма Белл Эйркрафт (США) построила экспериментальный вертолет, вызвавший большой интерес авиационных специалистов в связи с примененной оригинальной схемой несущей системы и управления.

Новый вертолет был построен по одновинтовой схеме, имел несущий винт диаметром 10,06 м и был снабжен двигателем воздушного охлаждения мощностью 160 л. с. В сочленении лопастей несущего винта со втулкой отсутствовали горизонтальный и вертикальный шарниры, но благодаря карданному соединению втулки винта с валом весь винт мог совершать маховое движение в вертикальной плоскости.

После трех лет исследований и доводок фирма Белл в 1946 г. выпустила два новых образца вертолетов Белл-47 и Белл-42.

Оба новых аппарата в точности повторяли основные особенности первого образца — схему несущей системы и управления. В обоих аппаратах применялся так называемый стабилизирующий стержень. Вновь построенные вертолеты различались между собой главным образом своими параметрами — Белл-47 — двухместный вертолет с двигателем «Франклин» мощностью 175 л. с. Несущий винт — двухлопастный диаметром 10,2 м, полетная масса 950 кг при коммерческой нагрузке 275 кг.

Второй из вновь выпущенных вертолетов Белл-42 был пятиместным. Мощность установленного на нем двигателя составляла 450 л. с., масса пустого аппарата была равна 1563 кг, полетная масса — 2218 кг.

Вертолет Плэтт ле Пейдж R-1A

Первые результаты работы Плэтт ле Пейдж по вертолетам стали известны в 1944 г. после демонстрации полета построенного им аппарата R-1A.

Это был двухвинтовой вертолет поперечной схемы. Его несущие трехлопастные винты диаметром 9,3 м были расположены на концах боковых обтекаемых балок и вращались в противоположных направлениях.

Вертолет был снабжен двигателем «Пратт-Уитни» R-985 AN1 мощностью 450 л. с.

Вертолет Хиллера

Вертолет Хиллера, названный им «Хиллер-контроллер», — первый из американских вертолетов соосной схемы.

На вертолете был установлен четырехцилиндровый двигатель «Франклин» 4AC-199E3 мощностью 90 л. с.

Над отсеком двигателя возвышались соосные валы, на которых были смонтированы двухлопастные несущие винты диаметром 7,62 м, вращавшиеся в противоположных направлениях.

Несущие винты, жесткие по своей схеме (их лопасти крепились ко втулке без горизонтальных и вертикальных шарниров), могли поворачиваться относительно продольной оси для изменения угла установки.

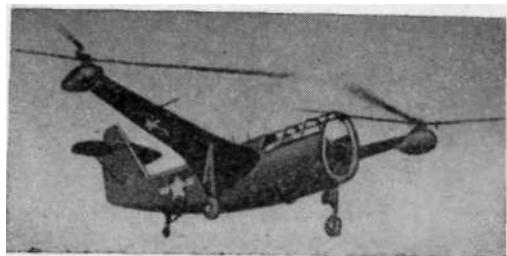
Вертолет Келлет

Первый вылет вертолета XR-8 американской фирмы Келлет был совершен в августе 1944 г.

XR-8, отличавшийся оригинальной схемой, представлял собой двухвинтовой вертолет с расположением винтов на поперечной оси. Винты — трехлопастные диаметром 11 м. Лопасти крепились ко втулке винта при помощи горизонтальных и вертикальных шарниров.

Оригинальная особенность несущей системы заключалась в очень большом сближении осей несущих винтов. Это сближение осей достигалось развалом их в боковой плоскости, вследствие чего лопасти одного винта проходили выше втулки соседнего винта. Винты имели различное направление вращения и их частота вращения была синхронизирована.

Вертолет Плэтт ле Пейдж
R-1A



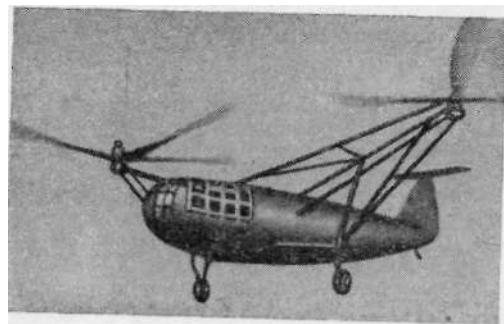
Вертолет Хиллера



Вертолет Келлет XR-8 в по-
лете



Вертолет Фокке-Ахгелис
Fa-223



Будучи двухвинтовым вертолетом, XR-8 ввиду очень большого перекрытия его винтов по существу приближался к соосным вертолетам.

Вертолет XR-8 был снабжен шестицилиндровым двигателем Франклин 6AGV-405 мощностью 245 л. с.

Кроме вертолета XR-8 фирма Келлет спроектировала более мощный, двухмоторный вертолет XR-10 на 12 пассажиров.

Вертолет Фокке-Ахгелис

Начало разработки проекта вертолета Fa-223 можно отнести приблизительно к 1937 г. Однако технические трудности перехода от легкого вертолета к тяжелому надолго задержали выпуск нового аппарата, который оказался возможным выпустить лишь в 1942 г.

По своей принципиальной схеме вертолет Fa-223 подобен вертолету FW-61.

Вертолет Fa-223 был снабжен девятицилиндровым звездообразным двигателем Брамо-Фафнир-323 мощностью 1000 л. с. Трехлопастные винты диаметром 12 м были установлены на головках, каждая из которых объединяла в себе редуктор, аварийное приспособление для перевода винта на авроротацию в случае заклинивания в трансмиссии, втулку винта, автомат перекоса, изменяющий дифференциальный шаг только в продольной плоскости, и механизм изменения общего шага винта.

На центральном редукторе имелся вентилятор для охлаждения двигателя, гидравлическая муфта включения и гидравлический регулятор шага для быстрого автоматического перевода шага винта на режим авроротации в случае нарушений в работе двигателя или трансмиссии.

Конструктивной особенностью вертолета являлась фрикционная муфта сцепления с большим числом стальных дисков, работавших в масле. Включение муфты производилось при помощи давления масла, создаваемого насосом двигателя. Если он не работал, давления масла не было, и в этом случае муфта всегда была выключена.

Подобная схема позволяла обойтись без муфты свободного хода, так как внезапная остановка двигателя приводила к мгновенному отключению его. Дополнительно было предусмотрено, что даже при работающем двигателе давление масла на муфту передавалось только в том случае, если летчик открывал соответствующий кран. Управление этим краном было связано с управлением двигателем таким образом, что на малом газу (при запуске) кран был закрыт, муфта выключена и лишь по мере подачи газа кран постепенно открывался и муфта плавно включалась.

Другая важная функция также осуществлялась при помощи давления масла. Если давление масла падало (что соответствовало случаю остановки двигателя), винты немедленно уменьшали шаг и авроротация становилась возможной. При помощи специального приспособления тот же эффект мог быть получен и в том случае, когда синхронность частоты вращения винтов нарушалась, что могло произойти при поломке трансмиссии. При этом одновременно снималось давление масла с муфты включения, что также требовалось для обеспечения авроротирующего спуска.

Лопасти несущего винта имели стальной лонжерон из цельнотянутой конической трубы. Деревянные нервюры крепились к лонжерону на приклешенных стальных хомутах, вследствие чего в лонжероне не было ни одного просверленного отверстия, что весьма существенно повышало его прочность.

По своей схеме управление вертолетом Fa-223 не отличалось от большинства вертолетов, но в конструкции его были свои особенности. На каждом винте имелся механизм изменения общего шага и автомат перекоса для дифференциального изменения шага в продольной плоскости. Эти виды управления комбинировались для разных целей следующим образом.

Для продольного управления при помощи автоматов перекоса вектор тяги обоих винтов в продольной плоскости следовало наклонять в одну и ту же сторону — вперед или назад, а для путевого управления — изменять дифференциальный шаг различно, вследствие чего вектор тяги одного из винтов наклонялся вперед, а второго — назад.

Особенностью управления вертолетом Фокке являлось наличие инерционного демпфера, поставленного в цепи управления, при помощи которого гасились крутильные колебания лопастей и пульсации от этих колебаний не передавались на ручку управления.

Работы по исследованию и доводке Fa-223 продолжались в течение многих лет вплоть до полного разгрома фашистской Германии. В конечном счете вертолет показал данные, хорошо характеризующие его летные свойства, устойчивость и управляемость. В летных испытаниях были получены максимальная скорость 210 км/ч и потолок 7100 м.

Работы по вертолету Fa-223, так же как и по другим немецким вертолетам, форсировались вследствие настойчивых требований военного ведомства Германии. По его настоянию было построено несколько небольших серий вертолета Fa-223. Сведений о широком их применении на театре военных действий не имеется.

Вертолет Флэтнера

В 1938 г. в Германии был построен вертолет Флэтнера F1-282.

Схема F1-282 в основном совпадала со схемой ранее описанного американского вертолета XR-8 — фирмы Келлет, выпущенного в 1944 г.

Вертолет F1-282 был снабжен звездообразным семицилиндровым двигателем «Брамо» мощностью 150 л. с. Через центральный редуктор, короткий карданный вал и верхний редуктор мощность передавалась двухлопастным винтам диаметром 12 м.

Конструкция лопасти винта состояла из трубчатого цилиндрического лонжерона, набора деревянных нервюр, фанерной и полотняной обшивки.

В сочленении лопастей со втулкой имелись совмещенные в одной точке горизонтальные и вертикальные шарниры.

F1-282 — одноместный вертолет с открытой кабиной летчика, расположенной впереди.

Продольное и поперечное управление вертолетом осуществлялось обычным для всех вертолетов методом — дифференциальным изменением шага обоих винтов в соответствующей плоскости. Путевое управление достигалось дифференциальным изменением общего шага винтов. Разворот производился вследствие разности крутящих моментов на винтах.

По сообщениям печати, вертолет F1-282 показал хорошую маневренность и управляемость и удовлетворительную устойчивость.

В течение ряда лет было построено несколько мелких серий вертолетов F1-282. Пробная их эксплуатация производилась в войсках частях и на кораблях военно-морского флота Германии.

Вертолет Добльгофа

В годы второй мировой войны конструктор Добльгоф построил в Германии вертолет V-1 с реактивным двигателем. Этот аппарат являлся первым вертолетом подобной схемы, который был доведен до стадии практических полетов.

В центре фюзеляжа V-1 был установлен двигатель «Вальтер-Микрон» мощностью 60 л. с., который приводил во вращение центробежный нагнетатель. Воздух подавался нагнетателем в полые лопасти несущего винта и через них поступал в камеры сгорания реактивных двигателей, установленных на концах каждой из трех лопастей винта. Подобным образом в камеру сгорания подводилось и горючее. Продукты сгорания выбрасывались через специальное сопло, обращенное в сторону задней кромки.

Помимо устранения реактивного момента от несущего винта имелся выигрыш в массе аппарата (масса конструкции состояла всего лишь 285 кг) и в стоимости его изготовления. Однако возможности применения реактивного вертолета были весьма ограничены из-за большого расхода горючего.

Следует все же отметить, что конструктором было найдено вполне приемлемое техническое решение, заключающееся в том, что свойства реактивного вертолета должны были использоваться лишь на малых горизонтальных ско-



Вертолет Флэттнера Fl-282



Вертолет Добльгофа V-1

ростях По мере же перехода на большие скорости вместо нагнетателя к двигателю мог быть подключен пропеллер, что превращало вертолет в автожир.

После капитуляции Германии вертолет Добльгофа был вывезен в США, где проводились работы по его изучению и доводке.

Первоначальный опыт эксплуатации вертолетов

К 1940 г. вертолет окончательно утвердился как новый тип летательного аппарата и при многочисленных демонстрационных полетах показал исключительно заманчивые летно-тактические возможности. Тем не менее в период второй мировой войны практическое применение вертолетов в военных операциях было ничтожно.

Военно-морской флот США получил первый вертолет Сикорского лишь в 1943 г. и даже к февралю 1945 г. во флоте США насчитывалось всего 17 аппаратов этого типа. Использовались они главным образом для учебных целей, для спасения людей на море, для связи между кораблями.

В 1942 г. проводились специальные испытания вертолета VS-300 для проверки возможности применения его для охраны морских караванов (разведка и борьба с подводными лодками).

Успешные результаты этих испытаний вызвали большой интерес в Англии и в Канаде. Для военно-морского флота Англии

было заказано несколько вертолетов Сикорского. Шесть таких вертолетов было приобретено для Канады.

В 1944 г. подобные испытания были вновь повторены и прошли так же успешно.

По зарубежной информации, вертолеты Сикорского YR-4, состоявшие на вооружении американской армии, в небольшом количестве принимали участие в воздушно-десантных операциях в Бирме. Они использовались для эвакуации раненых из труднодоступных мест в джунглях, для связи, для корректировки артиллерийского огня.

Созданные в Германии во время второй мировой войны вертолеты Фокке-Ахгелис Fa-223 и Флэттнера F1-282, пригодные для практической эксплуатации, в военных операциях не использовались.

Объяснение ограниченного применения вертолетов в те годы следует искать в некотором несовершенстве их конструкции, а также в недооценке летно-тактических качеств этих летательных аппаратов.

Окончилась мировая война, и изучение ее опыта показало возросшую роль воздушно-десантных операций. Вновь был поставлен вопрос о технических средствах обеспечения быстрого маневра и десантирования больших воинских подразделений и военной техники. И вновь внимание военных специалистов обращается к вертолету как к средству, способному разрешить поставленную временем новую проблему.

Использование вертолетов в хозяйственных целях и изучение этого опыта проходило в обстановке крайней осторожности и даже известной робости, несмотря на некоторые случаи успешного применения вертолетов в хозяйстве.

Получался заколдованный круг: для значительного расширения областей применения вертолета необходимо было проведение работ по его доводке, устранению дефектов, повышению его безопасности, а это было невозможно без расширения сфер его эксплуатации.

Недостаточный опыт в применении вертолетов приводил к тому, что некоторые опытные вертолеты, построенные по мало продуманным техническим требованиям, оказывались после постройки ненужными, что создавало нерациональную загрузку конструкторских коллективов.

Даже выпущенные небольшие войсковые серии вертолетов, постройка которых осуществлялась по требованию заказчика, иногда почти не использовались или использовались крайне мало.

9

Вертолеты вышли на широкую воздушную дорогу

Общая характеристика нового этапа

Этот этап в истории вертолетостроения охватывает период с 1950 г. до наших дней.

За это время вертолетостроение в своем развитии сделало значительный шаг вперед:

увеличилось количество выпускаемых вертолетов разных типов как опытных, так и серийных;

расширились области применения вертолетов в армии и в народном хозяйстве;

накопился опыт широкой эксплуатации вертолетов в самых различных условиях;

отмечен прогресс в разрешении ряда основных вопросов конструирования вертолета в целом и основных его агрегатов;

резко улучшились летно-технические и эксплуатационные характеристики вновь создаваемых вертолетов (увеличение массовой отдачи, улучшение устойчивости, применение устройств автоматической стабилизации, постепенный переход от поршневых двигателей на ТВД, увеличение ресурса основных агрегатов);

достигнуты большие успехи в теоретической и экспериментально-исследовательской областях.

Мощным толчком в развитии вертолетостроения послужила война в Корее 1950—1953 гг., развязанная империалистами против Корейской Народно-Демократической республики. Широкое применение вертолетов в ходе этой войны было обусловлено особенностями, с которыми пришлось столкнуться вооруженным силам стран-агрессоров: сильно пересеченный рельеф Кореи; обилие труднодоступных мест; базирование значительной части агрессивных армий на кораблях и необходимость поддерживать с ними регулярную связь; небольшая протяженность железнодорожных и шоссейных дорог и т. д.

Вначале там применялись вертолеты для ближней воздушной разведки, связи, выбора огневых позиций, эвакуации раненых. В 1951 г. на вертолетах начали осуществлять переброски небольших воинских подразделений с их вооружением.

Ввиду того, что грузоподъемность применявшимся вертолетов не отвечала возросшим требованиям, была поставлена задача создать вертолеты большего размера и грузоподъемности.

Такие вертолеты были созданы и в конце 1951 г. стали поступать в Корею. Количество действовавших там вертолетов возросло с 25 в начале войны до 125 к концу войны.

За весь период военных действий в Корее вертолеты показали высокую эффективность и получили среди военных признание как новое высокомобильное средство военной техники. Это не могло не отразиться на общем отношении к вертолетам, как в США, так и в других странах.

В СССР в этот период по созданию вертолетов работали специальные вертолетные опытно-конструкторские бюро Н. И. Камова и М. Л. Миля и частично ОКБ А. С. Яковлева.

**Вертолеты
опытно-конструкторского бюро
М. Л. Миля ***

В 1947 г. было создано новое специализированное вертолетное Опытно-конструкторское бюро во главе с главным конструктором Михаилом Леонтьевичем Милем.

Деятельность этой конструкторской организации отмечена созданием первоклассных советских вертолетов, получивших всеобщее признание не только у нас, но и в десятках зарубежных стран почти всех континентов мира.

Вертолет Ми-1

В конце 1947 г. в Опытно-конструкторском бюро было начато проектирование вертолета, получившего вначале марку ГМ-1, а затем Ми-1.

На протяжении нескольких десятилетий этот вертолет был одним из самых распространенных вертолетов в Союзе, широко применявшимся в народном хозяйстве (связь, санитарная помощь, охрана лесов и т. п.).

Вертолет Ми-1 — одновинтовой вертолет с рулевым винтом для парирования реактивного момента несущего винта и для путевого управления.

На вертолете установлен семицилиндровый поршневой двигатель АИ-26В с принудительным воздушным охлаждением (конструкция А. Г. Ивченко). Взлетная мощность — 575 л. с.

Вертолет Ми-1 имеет трехлопастный несущий и рулевой винты, трехколесное шасси и кабину, общую для летчика и двух пассажиров.

* После смерти Михаила Леонтьевича Миля (1970 г.) ОКБ возглавил главный конструктор Марат Николаевич Тищенко.



Михаил Леонтьевич Миль

монокока, состоящего из набора шпангоутов, стрингеров и работающей обшивки.

Концевая балка представляет собой монокок, состоящий из набора шпангоутов и работающей обшивки. В передней части фюзеляжа расположена остекленная кабина летчика и пассажиров. В концевой части хвостовой балки установлен управляемый стабилизатор.

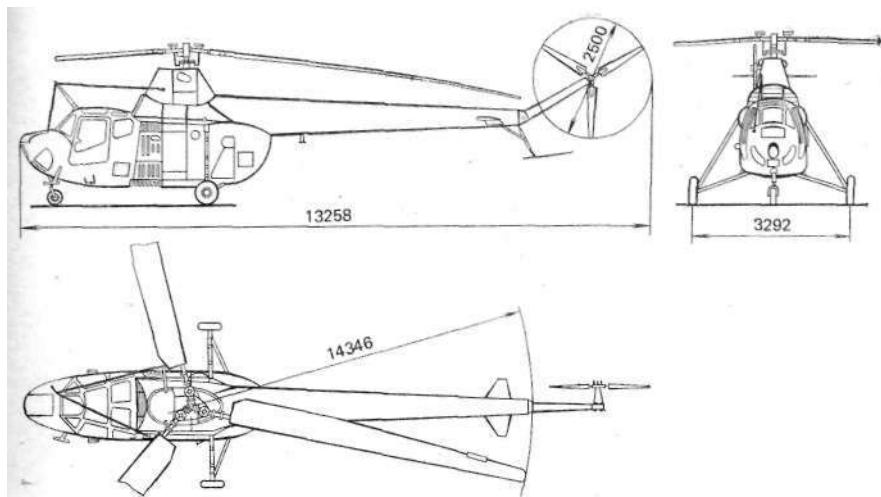
Позади кабины расположен двигательный отсек, в котором установлен двигатель, снабженный угловым редуктором с выводом основной мощности на вертикальный вал, комбинированной муфтой включения трансмиссии и свободного хода, а также осевым вентилятором со спрямляющим аппаратом для принудительного охлаждения двигателя.

За двигательным отсеком расположен сварной алюминиевый бензиновый бак емкостью 240 л. Для увеличения дальности полета предусмотрена возможность установки дополнительного подвесного бака емкостью 160 л.

Несущий винт вертолета Ми-1—трехлопастный. Лопасти крепятся ко втулке с помощью продольных, вертикальных и горизонтальных шарниров. На оси вертикальных шарниров смонтированы фрикционные демпферы.

Профиль лопастей — NACA-230 с переменной относительной толщиной.

Фюзеляж вертолета Ми-1 состоит из трех основных частей: центральной части с кабиной, хвостовой и концевой балок. Центральная часть фюзеляжа представляет собой сварную ферму из стальных труб, к которой крепится каркас кабины с приклепанной к нему дуралиюминиевой обшивкой. Хвостовая балка выполнена в виде дуралиюминиевого



Вертолет Ми-1. Вид в трех проекциях



Вертолет Ми-1

Конструкция лопастей — смешанная: трубчатый стальной лонжерон переменного сечения и толщины стенки, деревянные нервюры и стрингеры, обшивка фанерой и полотном.

Нервюры крепятся к лонжерону стальными заклепками с помощью металлических розеток. Кроме того, розетки к трубам лонжерона припаяны.

Лопасти рулевого винта трапециевидные, деревянные, с металлической оковкой по передней кромке.

Лопасти крепятся ко втулке с помощью горизонтальных шарниров.

Схема трансмиссии вертолета Ми-1

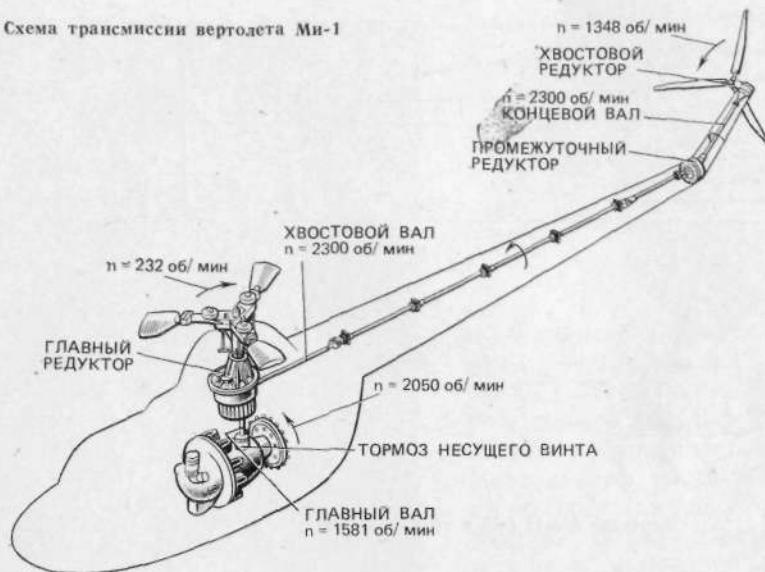
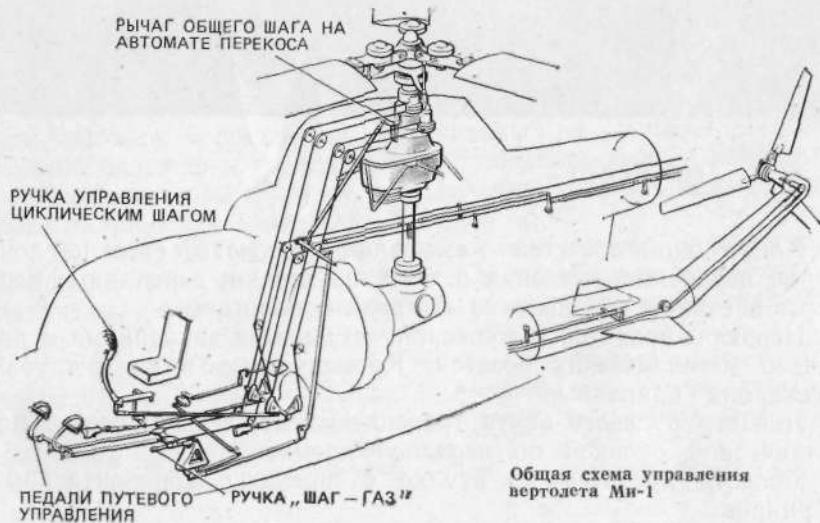
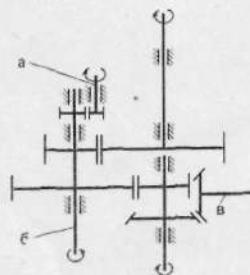


Схема главного редуктора трансмиссии вертолета Ми-1



Общая схема управления вертолета Ми-1

Трансмиссия вертолета Ми-1 состоит из трех редукторов (главного, промежуточного и хвостового) и трех валов (главного, хвостового и концевого).

У верхнего вывода редуктора двигателя в месте присоединения главного вала расположен тормоз несущего винта.

Главный редуктор—двуухступенчатый, с двумя парами цилиндрических зубчатых колес. Кроме того, он имеет передачу для привода рулевого винта, состоящую из пары конических зубчатых колес.

Промежуточный и хвостовой редукторы обеспечивают нужный поворот оси хвостовой трансмиссии и соответствующее изменение частоты вращения.

В системе трансмиссии обеспечиваются передаточные числа от коленчатого вала двигателя к валу несущего винта — 8,836 : 1; от коленчатого вала двигателя к рулевому винту — 1,525: 1.

Управление муфтой включения трансмиссии блокировано с тормозом несущего винта и производится специальной ручкой.

Управление вертолетом Ми-1 осуществляется изменением величины и направления силы тяги несущего винта и изменением величины тяги рулевого винта.

Это достигается путем воздействия на общий и циклический шаг лопастей несущего винта и на общий шаг рулевого винта посредством автомата перекоса и специального механизма в хвостовом редукторе.

Кроме того, в систему управления вертолетом входят управляемый стабилизатор и управление разгрузочными пружинными механизмами (триммерами), создающими необходимый градиент усилий на ручке и позволяющими уравновешивать эти усилия на установленныхся режимах полета.

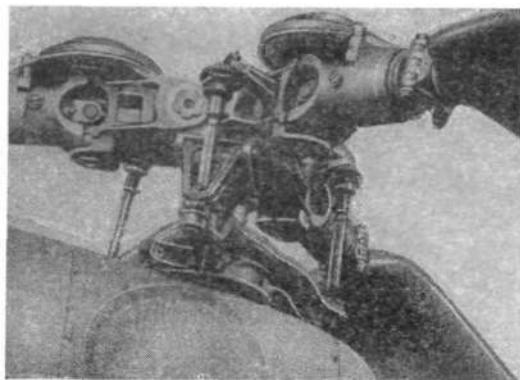
Вертолет оснащен оборудованием, обеспечивающим полет днем и ночью, а также в сложных метеорологических условиях. Лопасти несущего и рулевого винтов и переднее стекло кабины летчика оборудованы системой антиобледенительного устройства.

Постройка первого опытного экземпляра вертолета Ми-1 была закончена в сентябре 1948 г.

Было построено три опытных экземпляра вертолета и все они были использованы для проведения заводских летных испытаний. На первом экземпляре вертолета была выполнена основная часть программы испытаний (летчик-испытатель М. К. Байкалов), второй и третий экземпляры проходили испытания по сокращенной программе (летчики М. Л. Галлай и В. В. Виницкий).

В процессе заводских летных испытаний были определены следующие основные летные характеристики вертолета Ми-1:

максимальная скорость полета у земли	190 км/ч
статический потолок	3450 м
динамический потолок	6800 м



Втулка несущего винта и
автомат перекоса вертолета
Ми-1

Вертолет Ми-1 в полете



После окончания заводских летных испытаний вертолет Ми-1 был передан на государственные испытания.

При предъявлении вертолета на государственные испытания были установлены некоторые ограничения допустимых летных данных, вызванные необходимостью предотвратить попадание лопастей несущего винта на срывные режимы:

скорость горизонтального полета на всех высотах	не более 170 км/ч
высота полета без права пользования фор-сажем двигателя	» » 3000—3500 м

Государственные испытания вертолет Ми-1 прошел весьма успешно (ведущий летчик-испытатель Г. А. Тиняков, летчик облета С. Г. Бровцев), получив удовлетворительную оценку, и был принят для серийного производства.

На протяжении многих последующих лет велись конструкторские работы по дальнейшей доводке и совершенствованию вертолета Ми-1, по внедрению разработанных изменений в серийное производство.

Так, если опытные экземпляры вертолета имели раздельное управление общим шагом несущего винта и газом двигателя, то в последующих серийных вертолетах это управление было объединено в единую систему «Шаг—Газ», применяемую ныне на всех вертолетах.

На серийных вертолетах Ми-1 почти что с самого начала выпуска стали устанавливать стабилизаторы площадью 0,32 м², размещаемые на конце хвостовой балки. Угол установки стабилизатора мог изменяться в полете, причем управление углом было связано в единую систему с управлением общим шагом несущего винта «Шаг—Газ».

Особое значение имеют работы по доводке и совершенствованию конструкции лопастей несущего винта.

Первоначально эта конструкция в опытных экземплярах вертолета Ми-1 создавалась под значительным влиянием опыта автожиростроения и мало чем отличалась от конструкции лопастей ротора последних советских автожиров.

В дальнейшем доводка и совершенствование конструкции лопастей несущего винта заключались:

в оснащении лопастей антиобледенительным устройством и установке закрылков;

в замене лонжерона, состоявшего из трех труб, состыкованных между собой с помощью бужей заклепками, лонжероном, состоящим из одной холоднокатаной трубы переменного сечения и переменной толщины стенки, соединяющейся с наконечником заклепками без бужа;

в изменении крепления к лонжерону комлевых нервюр;

в переходе на лопасти целиком металлические с прессованным лонжероном и с сотовым заполнением.

В связи с постановкой на серийные вертолеты лопастей целиком металлической конструкции с прессованным лонжероном появилась необходимость включить в систему управления необратимые гидроусилители.

Одновременно с заводскими и государственными летными испытаниями вертолета Ми-1 проводились ресурсные испытания одного из его экземпляров. Ресурс первых вертолетов Ми-1 был определен всего в 150—200 ч. Однако благодаря упорству конструкторского коллектива постепенно ресурс серийных вертолетов Ми-1 повышался и уже в 1952 г. достиг 300 ч, затем 500—600 ч (1956—1957 гг.) и, наконец, 1000 ч (1959—1960 гг.).

Запуск вертолета Ми-1 в серию, положительные результаты его применения, расширяющиеся потребности в таком аппарате явились причиной создания за десять лет многих его модификаций, предназначенных для использования в народном хозяйстве и в армии.

В зависимости от назначения производилась конструктивная доработка серийного вертолета и изменялось его оборудование.

Вертолет Ми-1 в учебно-тренировочном варианте. Конструктивная доработка исходного варианта вертолета Ми-1 была связана с установкой двойного управления вертолетом, установкой второго сиденья для инструктора, установкой двойного управления разгрузочными пружинными механизмами в системе управления и некоторыми изменениями в размещении оборудования.

В процессе дальнейшей доводки и совершенствования вертолета Ми-1 производились соответствующие доработки и учебно-тренировочного варианта.

Вертолет Ми-1 в санитарном варианте. Санитарный вариант вертолета Ми-1 был построен в 1954 г. Он имел подвешенные сбоку фюзеляжа легкосъемные гондолы для перевозки больных (по одному больному в каждой гондоле); гондолы соединялись с кабиной через тоннель. В кабине был оборудован столик для инструмента, медикаментов и прочего специального медицинского оборудования.

Подвесные гондолы и специальное оборудование увеличивали массу вертолета Ми-1, в связи с чем появилась необходимость ограничить максимальную скорость вертолета, но даже и в этом случае не устранилась опасность попадания на срывные режимы. Вследствие этого было решено снабдить ротор вертолета не тремя лопастями, а четырьмя такого же размера. Это позволило снять ограничения по скорости и повысить ресурс лопастей.

Заводские испытания вертолета дали удовлетворительные результаты.

Вертолет Ми-1 с четырехлопастным несущим винтом серийно не строился.

Вертолет Ми-1НХ как модификация серийного вертолета Ми-1 был создан специально для использования в народном хозяйстве. Весной и осенью он применялся в лесном и сельском хозяйстве, зимой и летом — для перевозки почты и пассажиров.

С обеих сторон фюзеляжа было установлено по одному баку аэропыла объемом 250 л., заполняющемуся жидкими или сыпучими химикатами.

На полу двигательного отсека находился центробежный насос, врачающийся от специального привода, установленного на редукторе двигателя. Насос перекачивал жидкие химикаты по трубам и шлангам из баков аэропыла в две боковые штанги опрыскивателей, снабженные форсунками.

В систему опрыскивания входили два воздухопроводных тоннеля, расположенных по обеим сторонам двигательного отсека



Вертолет Ми-1НХ в сельскохозяйственном варианте

вертолета. Передняя часть тоннеля имела дроссельную заслонку и была соединена с вентиляторным отсеком двигателя. Внутри баков аэропыла были установлены врачающиеся рыхлители с упругими пластинками для рыхления сыпучих химикатов.

В результате контрольных испытаний вертолет получил положительную оценку. Разрешалось в необходимых случаях взлетную массу вертолета доводить до 2550 кг, не превышая при этом скорости полета 100 км/ч.

Ми-1НХ нашел широкое применение в лесном и сельском хозяйстве и особенно эффективное — на опрыскивании виноградников, для чего вертолет оборудован системой опрыскиваний и опрыскивания. На этой работе он заменил труд 150—200 рабочих.

Вертолет Ми-1НХ в почтовом варианте был оборудован специальными подвесными контейнерами.

Вертолет Ми-1 с поплавковым шасси. В 1958 г. серийный вертолет Ми-1 был специально оборудован поплавковым шасси, что позволило использовать его в работе китобойной флотилии «Слава». Было спроектировано и изготовлено два варианта поплавков:

первый вариант — три поплавка (каждый в виде «бублика») охватывающих колеса шасси;

второй вариант — четыре поплавка (цилиндрической формы), расположенных по два с каждой стороны вертолета.

В результате аэродинамических и гидродинамических исследований был выбран второй вариант поплавков, обеспечивающий меньшее сопротивление, лучшую устойчивость вертолета на воде и большую прочность.

После проведения летных испытаний, давших вполне удовлетворительные результаты, вертолет Ми-1 с поплавковым шасси был передан в распоряжение китобойной флотилии «Слава» для эксплуатации.



Вертолет Ми-1 с поплавковым шасси в полете во время заводских летных испытаний

За 13-й промысловый рейс флотилии (с 22 октября 1958 г. по 16 мая 1959 г.) этот вертолет налетал 338 ч с общим налетом 42 250 км, выполнив 184 полета.

Кроме основных модификаций и вариантов серийного вертолета Ми-1, описанных выше, были и другие, строившиеся по специальным заказам.

В 1957 г. в Польской Народной Республике было начато серийное производство вертолета Ми-1, а в 1965 г. началось производство нового вертолета Ми-2.

Вертолет Ми-1 неоднократно принимал участие в авиационных парадах на Тушинском аэродроме.

Благодаря высоким летным качествам вертолета на нем было установлено 17 рекордов, утвержденных в свое время ФАИ в качестве мировых для вертолетов этого класса. Наиболее интересные из них:

Дальность полета по прямой (11 сентября 1967 г., летчик В. Ларин)	1654,57 км
Высота полета (12 марта 1959 г., летчик Ф. И. Белушкин)	6700 м
Скорость полета по замкнутому маршруту в 100 км (21 мая 1959 г., летчик В. В. Виницкий)	210,535 км/ч
Скорость полета по замкнутому маршруту в 500 км (19 мая 1959 г., летчик В. В. Виницкий)	196,452 км/ч

Прошло более 30 лет с момента постройки опытного образца вертолета Ми-1, созданного молодым в те годы конструкторским коллективом под руководством М. Л. Миля.

Этот вертолет нашел широкое применение, получил всеобщее признание и поныне эксплуатируется в некоторых отраслях народного хозяйства.

Вертолет Ми-4

В октябре 1951 г. была начата конструктивная разработка нового вертолета Ми-4, хорошо известного в Советском Союзе и за рубежом.

Вертолет Ми-4 предназначен для транспортировки различных грузов общей массой до 1200 кг в нормальном варианте и до 1600 кг в перегрузочном.

Новый вертолет построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом для парирования реактивного крутящего момента и имеет мощный двигатель воздушного охлаждения АШ-82В со взлетной мощностью 1700 л. с.

Конструктивно фюзеляж делится на основную часть, хвостовую и концевую балки.

Основная часть фюзеляжа состоит из кабины летчиков (2 человека), отсека двигателя, отсека главного редуктора, отсека топливного бака, отсека радиооборудования и грузовой кабины.

Грузовая кабина оборудована сиденьями для десантников (12 человек) и специальными швартовыми приспособлениями для крепления боевой техники.

Вертолет Ми-4 имеет специальный легко открываемый загрузочный люк, позволяющий погрузить внутрь фюзеляжа автомашины типа ГАЗ-69 или «Победа».

В носовой части фюзеляжа размещен двигатель, снабженный вентилятором и муфтой включения, конструктивно расположенной в центральной части вентилятора.

Несущий винт вертолета Ми-4 — четырехлопастный диаметром 21 м.

Лопасти подвешены ко втулке с помощью горизонтальных, вертикальных и продольных шарниров.

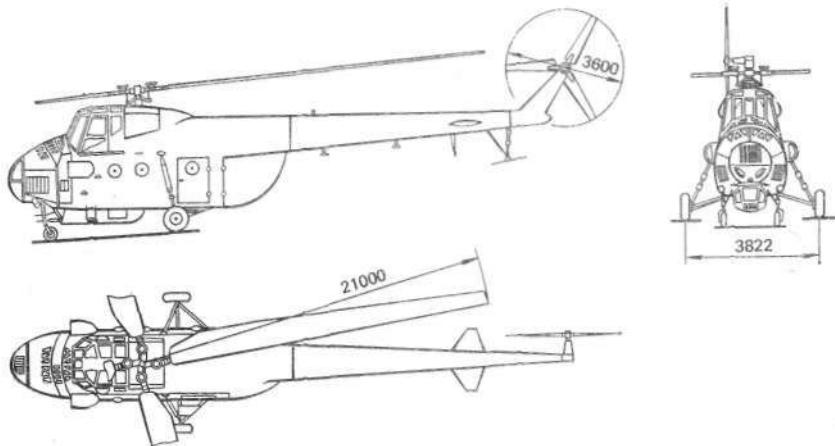
На осях вертикальных шарниров смонтированы фрикционные демпферы.

Конструкция лопастей на первом этапе была смешанная: стальной лонжерон и деревянный каркас с фанерной обшивкой. Профиль лопастей — NACA-230.

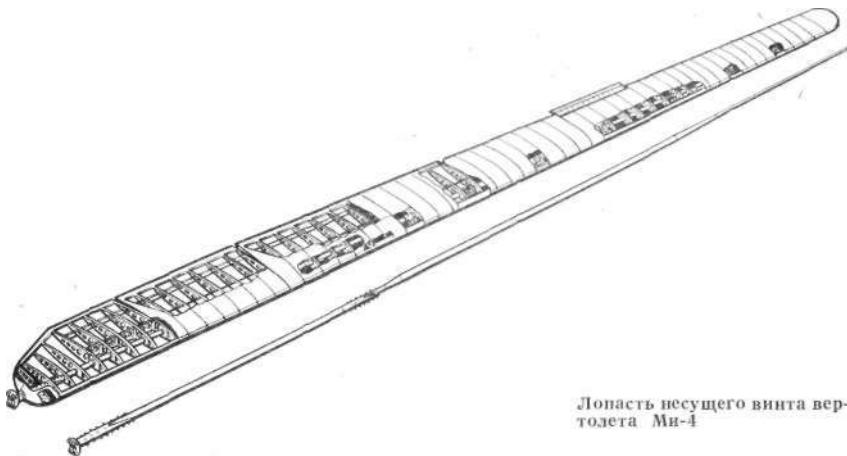
Лонжерон лопасти состоял из двух стальных труб, переменных по сечению и толщине.

Трубы соединялись между собой и с комлевым наконечником заклепками. Нервюры крепились к лонжерону также с помощью заклепок и пайки. Вдоль передней кромки лопасти был установлен противовес для поперечной балансировки лопасти.

Рулевой винт Ми-4 — изменяемого шага, толкающий, реверсивный — имеет три деревянные трапециевидные лопасти. Лопасти крепятся ко втулке с помощью горизонтальных шарниров.



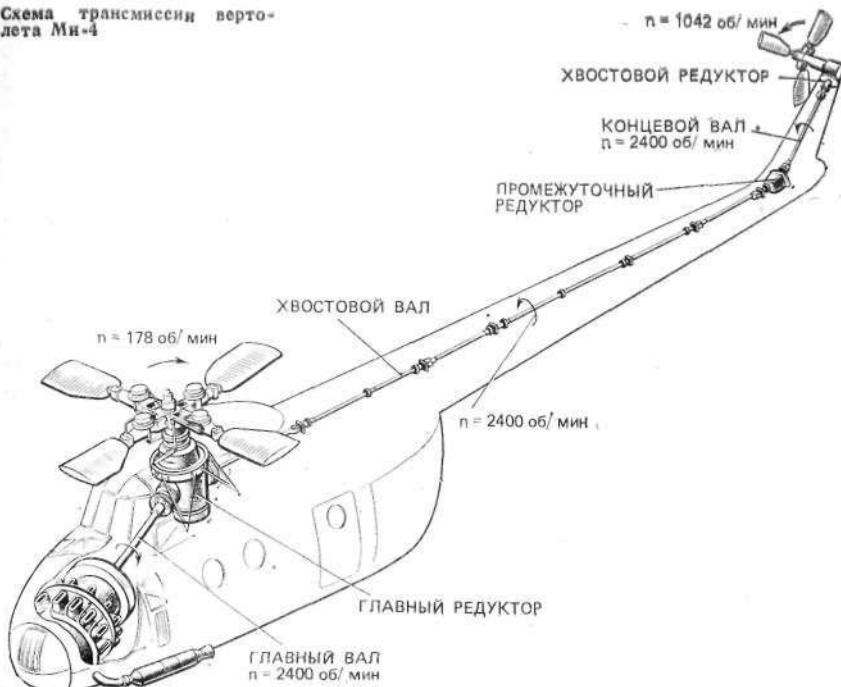
Вертолет Ми-4. Вид в трех проекциях



Лопасть несущего винта вертолета Ми-4

Коленчатый вал двигателя соединяется с главным редуктором через главный вал. В главном редукторе происходит разветвление передаваемой мощности: большая ее часть поступает к несущему винту, а меньшая — передается на задний вывод главного редуктора, идущий на привод рулевого винта. На ведущем валу редуктора установлена муфта свободного хода, отключающая редуктор от двигателя при работе несущего винта на режиме авторотации. Передача мощности к валу несущего винта осуществляется через пару конических зубчатых колес и двухступенчатую планетарную передачу, передача на хвостовой вал — через пару конических зубчатых колес. Главный редуктор имеет собственную маслосистему с маслорадиатором, расположенным в двигательном отсеке и обдуваемым вентилятором.

Схема трансмиссии вертолета Ми-4



С главным редуктором с помощью хвостового вала связан промежуточный редуктор, изменяющий направление оси хвостового вала на 45° вверх без изменения частоты вращения. Промежуточный и хвостовой редукторы связаны между собой концевым валом.

На корпусе главного редуктора при выходе из него хвостового вала установлен тормоз колодочного типа, позволяющий затормаживать несущий и рулевой винты после посадки вертолета.

Управление вертолетом Ми-4 — обычное для вертолетов одновинтовой схемы. Управление положением вертолета вокруг его продольной и поперечной осей осуществляется изменением циклического шага лопастей несущего винта путем воздействия на них автомата перекоса, связанного с ручкой управления летчика.

Путевое управление вертолетом достигается воздействием на установку шага лопастей рулевого винта с помощью ножных педалей. Изменение вертикальных режимов полета вертолета Ми-4, т. е. вертикальный подъем, снижение или висение достигается путем воздействия на величину общего шага лопастей несущего винта посредством подъема или опускания ползушки автомата перекоса от ручки управления общим шагом.

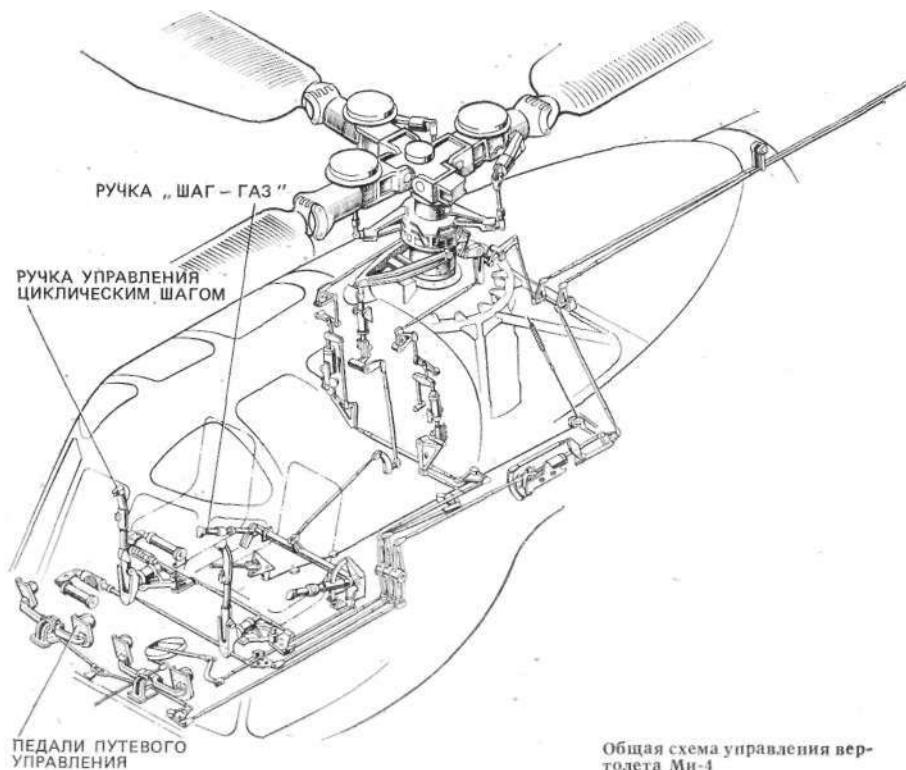
Эти ручки управления блокированной системой «Шаг—Газ», одновременно связанны с дроссельной заслонкой двигателя через специальный кулачковый механизм, обеспечивающий поддержка-

ние соответствующей частоты вращения двигателя при различной изменяющейся загрузке несущего винта. Кроме того, перемещение ручки управления системой «Шаг—Газ» вызывает изменение угла установки стабилизатора.

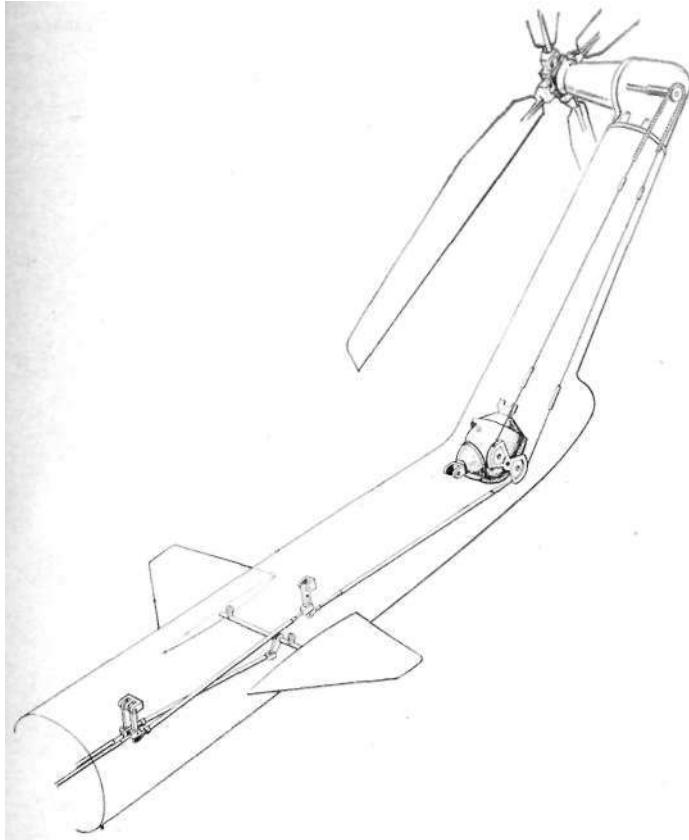
Для понижения или даже снятия возникающих усилий во всех каналах системы управления вертолетом включены специальные устройства — гидроусилители с показателем обратимости 1 : 10 в продольном направлении, 1 : 5 в путевом направлении и необратимые в поперечном направлении и в управлении общим шагом.

Для обеспечения наиболее приятных для летчика усилий (по абсолютной величине и по градиенту) на ручке управления в системы продольного и поперечного управления включены пружинные загрузочные механизмы. Управление этими механизмами — электрическое, осуществляющее с помощью специальных кнопок, расположенных на ручке управления летчика.

В кабине летчиков все органы управления дублированы. Ручка управления тормозом несущего винта расположена между сиденьями летчиков. Это управление блокировано с управлением муфтой включения.



Общая схема управления вертолета Ми-4



Вертолет в соответствии с его назначением оборудован всеми приборами, обеспечивающими вождение его днем и ночью, а также в сложных метеорологических условиях.

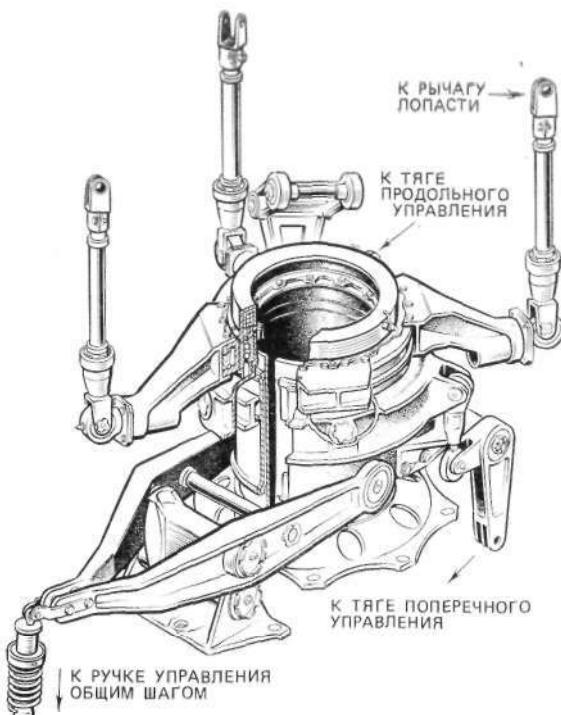
Лопасти несущего и рулевого винтов, а также передние стекла кабины летчиков оборудованы системой антиобледенительного устройства.

Первый опытный экземпляр вертолета Ми-4 был построен в апреле 1952 г. и был испытан летчиком В. В. Виницким.

В процессе заводских летных испытаний были зафиксированы следующие данные вертолета:

максимальная скорость	207 км/ч
статический потолок	2000 м
динамический потолок	5650 м
практическая дальность полета	466 км

Государственные испытания вертолет Ми-4 прошел успешно. Одновременно с изготовлением опытных образцов вертолет Ми-4 был запущен в серийное производство. Благодаря этому



уже летом 1952 г. в СССР появились первые серийные транспортные вертолеты Ми-4, вдвое превосходившие по полетной массе, мощности двигателя и полезной нагрузке наиболее удачный зарубежный вертолет тех лет — американский вертолет S-55.

Обладая высокими летными данными, оснащенные совершенным оборудованием для слепых и ночных полетов, вертолеты Ми-4 не имели себе равных в тот период и вновь вывели Советский Союз на передовые позиции в этой области авиационной техники.

После окончания государственных испытаний вертолета начался новый, не менее ответственный этап работ по вертолету — его внедрение в серию, дальнейшая доводка, устранение выявляющихся в эксплуатации дефектов, наблюдение за его освоением, проектирование различных его модификаций.

Самой серьезной и трудоемкой была работа по улучшению конструкции лопастей несущего винта и по увеличению их ресурса.

При создании опытного образца вертолета Ми-4 конструкция лопастей его несущего винта была примерно такая же, как и у вертолета Ми-1.

Возрастание диаметра несущего винта почти в полтора раза, увеличение мощности и удельной нагрузки вызвали резкий рост переменных напряжений в лонжероне лопастей,

что сказалось на их прочности и долговечности. Ресурс этих лопастей был всего 100—150 ч. Требовалась большая работа по повышению динамической прочности лонжерона.

С 1954 г лопасти стали выпускаться с удлиненными наконечниками. В дальнейшем были приняты меры по упрочнению отверстий в трубе под заклепки в комлевом стыке путем повышения чистоты отверстий, введения фасок и их наклена; по применению дорнования отверстий в трубе и наконечнике; по введению прессовой клепки комлевого стыка. В результате принятых мер ресурс лопастей возрос до 300 ч.

С 1957 г. по настоянию ОКБ металлургическая промышленность стала выпускать для лонжерона лопастей стальные трубы длиной 10,3 м, с переменной толщиной и переменными сечениями, с утолщенной стенкой в комлевой части. Это позволило с конца 1957 г. выпускать лопасти с цельной трубой лонжерона (без среднего стыка) и с упрочненным комлевым стыком. Ресурс лопастей такой конструкции возрос до 600 ч.

В 1964 г., после освоения технологии крепления хомутов каркаса к лонжерону лопасти с помощью клея, ресурс лопастей был увеличен до 1000 ч.

Трудности обеспечения высокого ресурса (как по лонжерону, так и по обшивке) заставили ОКБ параллельно с работой по увеличению надежности и ресурса лопастей существующей конструкции искать и другие пути решения этой задачи. Поэтому наряду с проектированием отдельных модификаций и доводкой лопастей смешанной конструкции ОКБ непрерывно работало над созданием цельнометаллических лопастей.

Первые опытные металлические лопасти (1953 г.) имели стальной лонжерон и дуралюминиевый каркас с разрезной обшивкой. Каркас крепился к лонжерону на клее. Испытания этих лопастей не дали удовлетворительных результатов.

В дальнейшем были спроектированы и построены опытные металлические лопасти с прессованным дуралюминиевым лонжероном и дуралюминовыми хвостовыми отсеками, приклешенными к лонжерону.

Опыт изготовления этих лопастей был положен в основу создания нового проекта (1958 г.) лопастей с прессованным лонжероном и хвостовыми отсеками с сотовым заполнителем.

В 1959—1960 гг. лопасти этого типа были изготовлены, испытаны, прошли государственные испытания и были переданы для внедрения в серийное производство.

Лопасти этой конструкции обеспечивают необходимую надежность в работе и достаточно большой ресурс.

В процессе испытаний и эксплуатации большого количества вертолетов Ми-4 пришлось столкнуться с явлением флаттера лопастей несущего винта. Вопросы флаттера были подвергнуты глубокому всестороннему теоретическому изучению, благодаря чему удалось разработать конкретные рекомендации конструктив-

ногого порядка, избавившие в дальнейшем вертолет от этого край-
ен неприятного и опасного явления. Кроме того, начиная с 1956 г.
введена заводская наземная контрольная проверка на флаттер
всех лопастей несущих винтов.

В систему управления вертолета Ми-4 были включены впервые
в практике советского вертолетостроения специальные бустерные
устройства. Создание полностью дублированной и безотказной
гидравлической системы такого управления потребовало прове-
дения больших экспериментальных работ и конструктивных
доработок.

Явление земного резонанса, с которым пришлось неоднократно
встречаться при эксплуатации вертолетов Ми-4, поставило перед
работниками ОКБ задачу глубокого теоретического изучения этого
вопроса.

В результате были выработаны необходимые рекомендации
летчику вертолета и разработаны мероприятия конструктивного
порядка, предохраняющие вертолет от этого явления.

Наряду с работой по повышению надежности конструкции
лопастей несущего винта и по увеличению их ресурса в коллективе
ОКБ не прекращалась разработка конструктивных мероприятий,
обеспечивающих значительное повышение ресурса всех осталь-
ных агрегатов вертолета. Эта работа принесла свои плоды — по
ресурсу основных агрегатов вертолет Ми-4 не уступает лучшим
заграничным вертолетам.

Почти тридцать лет прошло с момента создания вертолета
Ми-4, за это время он получил широкое распространение в Со-
ветском Союзе и за его пределами.

Его основное назначение — транспортная служба. Но высокие
летно-эксплуатационные качества нового вертолета и все возра-
стающие потребности в аппаратах подобного типа обеспечили
широкое применение вертолета в различных областях народного
хозяйства. Для этого потребовалось создать ряд специализиро-
ванных модификаций серийного вертолета Ми-4, отличающихся от
исходного варианта оборудованием и оснащением, а также кон-
струкцией некоторых узлов.

Транспортный вариант вертолета Ми-4. Наличие на верто-
лете Ми-4 грузовой кабины большой вместимости позволяет раз-
мещать самые разнообразные грузы больших габаритных размеров,
вплоть до грузового автомобиля среднего класса массой до
1650 кг.

Оборудование вертолета этого типа специальной наружной
подвеской, состоящей из системы тросов с крюком, управляемым
электрическим замком, открыло новые возможности для исполь-
зования вертолета в качестве летающего крана.

В таком виде он успешно применялся на прокладке
троллейбусной линии Симферополь—Ялта, доставляя на место
и устанавливая стальные мачты массой 1800 кг и длиной
22 м.

Вертолет Ми-4 совершаєт посадку в Кремле



Вертолет Ми-4 с поплавковым шасси в процессе летных испытаний



В Москве на строительстве телевизионной башни вертолет доставил и плавно опустил на 100-метровую железобетонную башню плиту массой более 1000 кг.

Пассажирский вариант вертолета Ми-4. Этот вариант вертолета был создан в 1954 г. на базе серийного вертолета Ми-4.

Грузовой отсек фюзеляжа вертолета переоборудован в комфортабельную светлую кабину с мягкими креслами. Кабина рассчитана на 10 пассажиров и груз 200 кг, оборудована тепло- и звукоизоляцией, отоплением и вентиляцией.

Практическая дальность полета вертолета с указанной нагрузкой — 500 км.

Вертолет Ми-4 в пассажирском варианте завоевал большую популярность и получил широкое распространение. В 1959 г. действовало только 10 вертолетных линий, в основном в Крыму и на Кавказе. В течение 1960 г. число таких линий возросло в десять раз. Пассажирские вертолеты теперь регулярно летают в Сибири и на Дальнем Востоке, в Крыму и на Кавказе, во всех союзных республиках. С 1961 года в Москве функционирует первая вертолетная линия, связавшая основные аэродромы столицы.

Санитарный вариант вертолета Ми-4. В санитарном варианте грузовая кабина фюзеляжа вертолета специально оборудована восемью съемными носилками; в кабине размещены столик и сиденье для медработника, специальное медицинское оборудование.

На некоторых санитарных вертолетах Ми-4 кабина переоборудована в «летающую» операционную. В ней есть все, что может потребоваться при необходимости срочного хирургического вмешательства: операционный стол, хирургическое оборудование, мощное электрическое освещение.

Сельскохозяйственный вариант вертолета Ми-4. В 1954 г. был построен сельскохозяйственный вариант вертолета Ми-4. Он был создан на базе серийного вертолета Ми-4 и отличается от него специальным оборудованием, входящим в систему опрыскивания и опрыливания.

Все оборудование сделано легкосъемным, благодаря чему стало возможным переоборудовать серийный транспортный вертолет Ми-4 в сельскохозяйственный вариант за 14 ч и произвести полный демонтаж за 9 ч.

Управление сельскохозяйственным оборудованием расположено на пульте близко к летчику и оператору, а кнопки, приводящие в действие системы опрыливания и опрыскивания, установлены непосредственно на ручке управления вертолетом.

Вертолетом Ми-4 были опрылены и опрысканы десятки тысяч гектаров лесов, полей и садов нашей страны.

В 1955 г. он успешно демонстрировался в работе на Всесоюзной сельскохозяйственной выставке в Москве.

Ми-4 с поплавковым шасси. Вертолет Ми-4, оборудованный поплавковым шасси, превращен таким образом в вертолет-амфибию.

Испытания опытного образца, проходившие на Химкинском водохранилище в Москве осенью 1959 г. и весной 1960 г., показали, что:

посадка вертолета на спокойную водную поверхность с режима висения (по-вертолетному) не отличается от посадки вертолета на землю;

возможно свободное руление по водной поверхности со скоростью 15—20 км/ч;

взлеты с водной поверхности не представляют трудности и выполняются обычным способом.

Вертолет Ми-4 на поплавковом шасси получил при испытаниях удовлетворительную оценку и был передан в эксплуатацию.

В 1954 г. вертолет Ми-4 впервые участвовал в воздушном параде в честь Дня авиации на аэродроме в Тушино.

В 1955 г. в воздушном параде участвовало уже несколько вертолетов Ми-4, а в 1956 г. большая группа вертолетов Ми-4 в количестве 36 экземпляров продемонстрировала высокие тактические возможности вертолета в десантно-транспортных операциях, совершив посадку на Тушинском аэродроме и высадив крупный военный десант с пушками, тягачами и другой военной техникой.

Общеизвестно успешное применение вертолетов Ми-4 в Арктике и в Антарктике. В 1955 г. летчики В. П. Колошенко и В. В. Афонин совершили на двух вертолетах Ми-4 перелет из Москвы до полярной станции «Северный полюс 5», покрыв расстояние свыше 5000 км. После года напряженной работы в условиях Арктики был совершен обратный перелет по тому же маршруту.

Благодаря своим высоким летно-техническим данным, большой эксплуатационной надежности и безопасности вертолет Ми-4 пользуется большой известностью не только в Советском Союзе. Он успешно применялся и за рубежом: в Чехословакии, Австрии, ОАР, Афганистане, Индии, Ираке.

О высоких летных данных вертолета Ми-4 достаточно красноречиво говорят всесоюзные и мировые рекорды, установленные на этом вертолете в разное время. Отметим наиболее значительные из них.

25 апреля 1956 г. был поднят коммерческий груз 2000 кг на высоту 6017,5 м (летчик Р. И. Капрэлян).

26 апреля 1956 г. коммерческий груз в 1000 кг был поднят на высоту 6056 м (летчик В. В. Виницкий).

29 апреля 1956 г. на дистанции 500 км была достигнута средняя скорость 187,254 км/ч (летчик Б. В. Земсков).

26 марта 1960 г. коммерческий груз 1012 кг был поднят на высоту 7575 м (летчик Г. В. Алферов).

На Всемирной выставке 1958 г. в Брюсселе вертолет Ми-4 был удостоен диплома и золотой медали.

Вертолет Ми-6

В 1968 г, в воздушном параде на Тушинском аэродроме принял участие новый мощный вертолет Ми-6 — новое детище коллектива ОКБ М. Л. Миля.

По своим размерам, мощности двигателей, грузоподъемности и летно-тактическим данным этот вертолет намного превосходил все отечественные и зарубежные вертолеты того времени.

Вертолет Ми-6 предназначен для перевозки крупногабаритных коммерческих грузов массой до 12000 кг. Наличие внешней подвески большой грузоподъемности позволяет использовать машину в качестве летающего крана. С помощью вертолета Ми-6 строятся мосты, монтируется оборудование заводов, транспортируются и устанавливаются буровые вышки, электромачты.

Основные летные данные вертолета

Нормальная взлетная масса	40 500 кг
Максимальная взлетная масса	44 000 кг
Дальность полета при $t_{\text{вап}} = 44$ 000 кг	
с коммерческим грузом 6000 кг	900 км
с коммерческим грузом 8000 кг	700 »
с коммерческим грузом 12 000 кг	300 »
Дальность полета с дополнительными топливными баками	1 205 км
Максимальная скорость	300 км/ч
Крейсерская скорость	250 км/ч
Динамический потолок	4 500 м

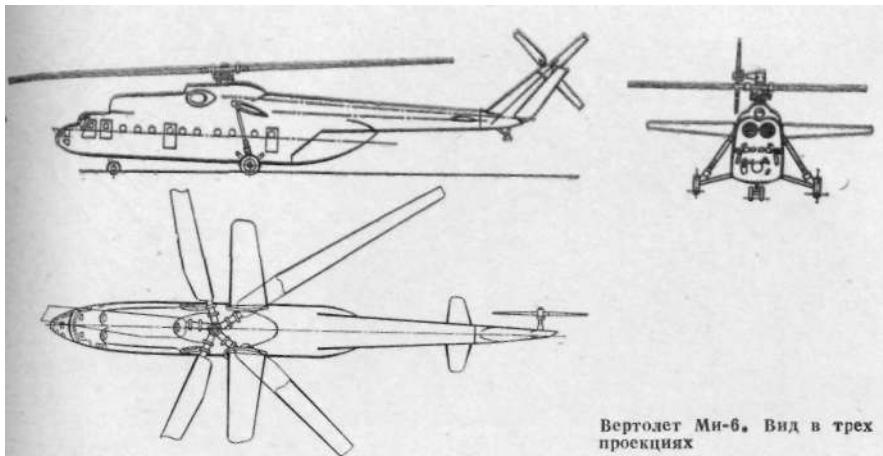
Вертолет построен по одновинтовой схеме с рулевым винтом, предназначенным для парирования реактивного момента и путевого управления вертолетом. Его силовая установка состоит из двух турбовинтовых двигателей Д-25В (главный конструктор Соловьев П. А.) мощностью по 5500 л. с.

Экипаж вертолета располагается в носовой части фюзеляжа, где находится кабина штурмана, летчиков, борттехника и радиста.

Грузовая кабина, находящаяся в центральной части фюзеляжа, в пассажирском варианте имеет съемные и откидные сиденья для размещения 60 чел. с дополнительным грузом. При использовании вертолета в санитарном варианте в грузовой кабине устанавливаются 41 носилки. В задней части грузовой кабины расположены створки и трапы, открытие которых производится с помощью гидроцилиндров с дистанционным управлением.

Для разгрузки несущего винта на больших скоростях полета на вертолете установлено крыло площадью 35 м², несущее до 25% от полетной массы вертолета. Разгрузка несущего винта приводит к уменьшению уровня напряжений в лопастях и снижению уровня вибраций конструкций.

Для улучшения характеристик продольной устойчивости на хвостовой балке имеется управляемый стабилизатор, изменение



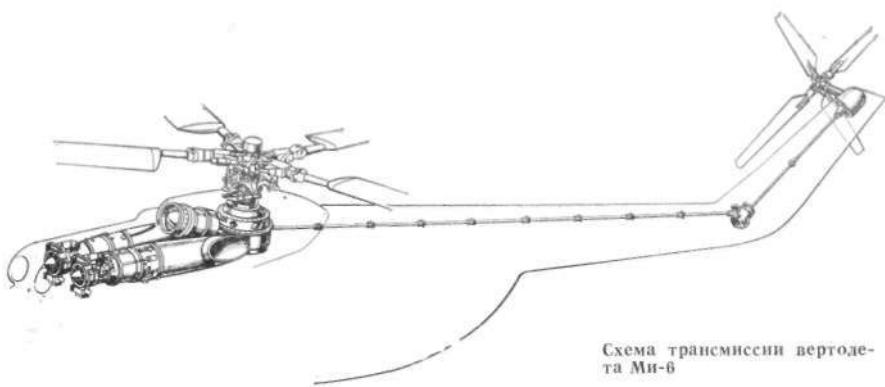
Вертолет Ми-6. Вид в трех проекциях



Вертолет Ми-6 в полете

угла установки которого происходит синхронно с изменением общего шага лопастей несущего винта.

Вертолет имеет трехколесное шасси. Стойки передней и основных опор шасси снабжены пневмомасляными амортизаторами; для исключения возможности возникновения поперечных колебаний типа «земной резонанс» двухкамерные стойки основных опор снабжены специальной системой перетекания. Передние сдвоенные колеса — самоориентирующиеся.



Над потолком грузовой кабины вертолета расположены двигатели и главный редуктор.

Передача мощностей от двигателей к главному редуктору происходит через свободные турбины двигателей. Связь между компрессорной частью двигателей и свободными турбинами — газодинамическая. Выходные валы свободных турбин двигателей кинематически связаны с входными валами главного редуктора посредством обгонных муфт. Назначение обгонных муфт (чаще их называют «муфтами свободного хода») — передавать крутящий момент от двигателей к главному редуктору или расцеплять свободные турбины с входными валами редуктора при превышении последними частоты вращения свободной турбины (например, при однодвигательной работе или на режиме авторотации несущего винта).

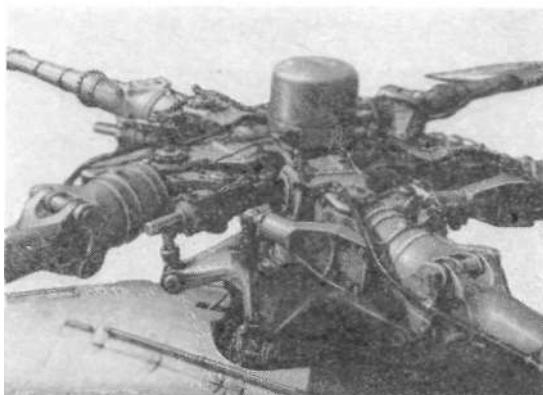
Трансмиссия вертолета состоит из главного, промежуточного и хвостового редукторов и соединительных валов.

Главный редуктор предназначен для понижения частоты вращения свободных турбин и раздачи мощности на несущий и рулевой винты и вентиляторную установку, а также для вращения вспомогательных агрегатов: генераторов, гидронасосов и т. д. Для передачи крутящего момента большой мощности с большой степенью редукции на несущий винт (частота вращения свободных турбин уменьшается главным редуктором в 69,2 раза) редуктор выполнен четырехступенчатым с крупногабаритными зубчатыми колесами.

На корпусе главного редуктора смонтирован тормоз несущего винта вертолета. Крутящий момент для вращения хвостового винта от привода главного редуктора передается через хвостовой вал промежуточному редуктору и далее через концевой участок вала к хвостовому редуктору.

Промежуточный редуктор обеспечивает поворот оси хвостового вала на угол 47° и небольшое понижение частоты вращения хвостового вала (степень редукции $i = 0,968$).

Втулка и автомат перекоса вертолета Ми-6



Хвостовой редуктор предназначен для вращения хвостового винта с понижением частоты вращения относительно ведущего вала ($i = 0,344$).

Несущий винт вертолета состоит из втулки и пяти лопастей. Лопасти соединяются с корпусом втулки посредством трех шарниров: горизонтального, вертикального и осевого. Диаметр несущего винта 35 м.

Горизонтальные шарниры втулки несущего винта разнесены и повернуты, вертикальные шарниры снабжены гидравлическими демпферами. В конструкции втулки введен компенсатор взмаха с коэффициентом $k = 0,4$. Для обеспечения необходимых зазоров между концом лопасти и хвостовой балкой при раскрутке и остановке трансмиссии на втулке есть центробежные ограничители свеса, позволяющие лопасти на малых оборотах отклоняться вниз только на $2^\circ 10'$.

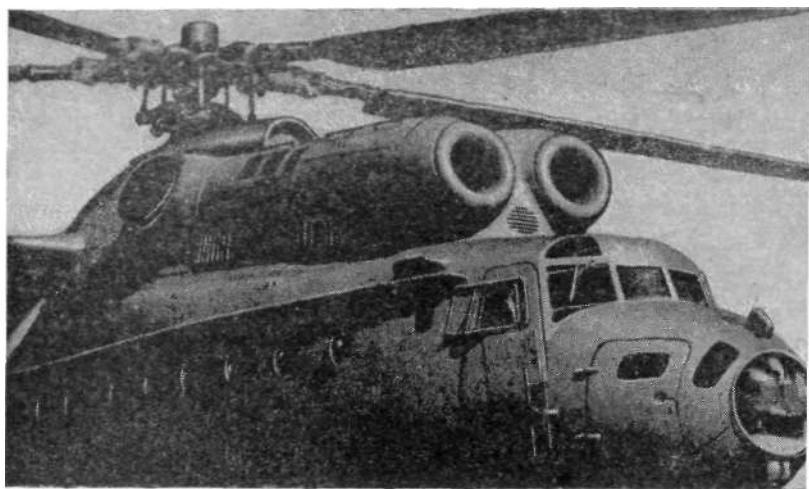
Лопасти несущего винта — прямоугольной (в плане) формы.

Конструкция лопастей — цельнометаллическая с применением kleевых соединений. Основой конструкции является стальной спрофилированный из трубы лонжерон.

Носовая часть лопасти образована 21 отсеком, состоящим из дуралюминовой обшивки, скрепленной для жесткости диафрагмами из гофрированных подкладок.

Хвостовая часть лопасти состоит из двадцати одного хвостового отсека, выполненного из дуралюминовой обшивки, боковых нервюр и сотового заполнения. Лопасть несущего винта имеет пневматическую систему сигнализации повреждения лонжерона.

Рулевой винт вертолета — реверсивный, изменяемого в полете шага. Винт состоит из втулки и четырех прикрепленных к ней с помощью горизонтальных и осевых шарниров лопастей. Принципиальная схема управления вертолета Ми-6 аналогична схеме управления вертолета Ми-4.



Силовая установка вертолета Ми-6

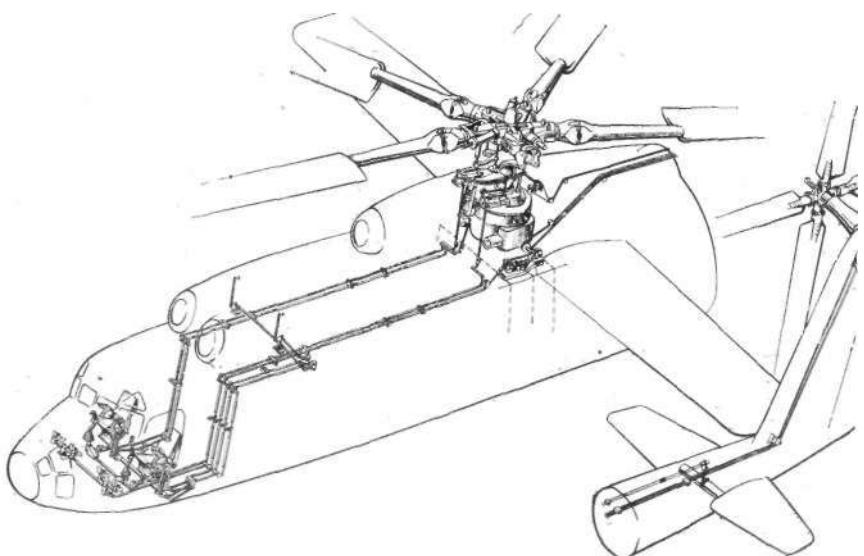


Схема управления вертолета Ми-6

Управление вертолетом двойное, в основном жесткой конструкции. Управление двигателями в полете объединено с управлением общим шагом несущего винта.

Для создания определенных градиентов усилий на ручке циклического шага в цепях продольного и поперечного управления включены пружинные загрузочные механизмы.

В цепях управления общим шагом, продольного, поперечного управления и управления изменением шага рулевого винта установлены мощные гидроусилители, включенные по необратимой схеме.

Пятый гидроусилитель, меньшей мощности, установлен в цепи управления двигателями. Питание гидроусилителей осуществляется основной, а в случае ее неисправности — дублирующей гидросистемами. При переходе на дублирующую гидросистему в работу вступают дублирующие камеры силовых гидроусилителей с собственными золотниками группами, т. е. система питания четырех силовых гидроусилителей вертолета в режиме ручного управления имеет стопроцентное резервирование. Переход с основной гидросистемы на дублирующую происходит автоматически при падении давления в основной системе или при возрастании усилий на ручке управления вертолетом («заклинивание» ручки); кроме того, возможно принудительное переключение по желанию экипажа.

Кроме того, на вертолете имеется вспомогательная система, обеспечивающая управление трапами, створками, стеклоочистителями, расстопаривающая рычаг общего шага, обеспечивающая работу гидродемпфера педалей и регулировку сидений летчиков.

Для обеспечения полета в условиях обледенения на вертолете установлены противообледенительные устройства электротеплового действия на лопастях несущего и рулевого винтов, на носках воздухозаборников в двигателях и на передних стеклах кабины летчиков и штурмана. Рулевой винт имеет жидкостную противообледенительную систему.

Установленное на вертолете пилотажно-навигационное и радиооборудование позволяет осуществлять полеты днем и ночью в сложных метеорологических условиях.

Топливная система вертолета для повышения эксплуатационной надежности выполнена по двухпроводной схеме, т. е. каждый двигатель имеет свою, независимую от другого двигателя, магистраль питания топливом. Основное топливо размещается в 11 мягких баках, два из которых являются расходными и находятся над потолком грузовой кабины, остальные расположены под полом грузовой кабины. Кроме основных мягких баков на вертолете предусмотрена установка двух металлических подвесных наружных баков (по одному с каждой стороны фюзеляжа) и двух дополнительных баков внутри грузовой кабины. Управление расходом топлива — автоматическое. Установленный порядок выработки обеспечивается определенной последовательностью включе-

ния и выключения подкачивающих насосов по командам топливомера. Автоматическая выработка топлива позволяет сохранить эксплуатационные центровки вертолета в допустимых пределах. Порядок выработки может быть изменен экипажем, в этом случае предусмотрено принудительное включение насосов в желаемой последовательности.

На вертолете установлен автопилот, включенный в систему управления по дифференциальной схеме. Автопилот предназначен для стабилизации вертолета по каналам тангажа, крена и направления. Кроме того, автопилот имеет каналы стабилизации заданных высоты и скорости полета. На вертолете есть система автоматического поддержания заданной частоты вращения несущего винта, действующая на рычаги управления двигателями с помощью гидроусилителя.

Установленная на вертолет система внешней подвески позволяет перевозить грузы массой до 8000 кг вне кабины вертолета. Конструкция внешней подвески включает съемную четырехподкосную раму, крепящуюся к силовым шпангоутам фюзеляжа внутри грузовой кабины, и смонтированный на этой раме замок-вертлюг,держивающий наконечник грузового каната.

Энерговооруженность вертолета позволяет продолжать горизонтальный полет при отказе одного из двигателей. При выключении обоих двигателей надежно обеспечивается посадка на авроротации.

На вертолете Ми-6 установлено 16 мировых рекордов, утвержденных в свое время ФАИ, основные из которых:

скорость по замкнутому маршруту в 100 км	340 км/ч
скорость по замкнутому маршруту в 1000 км	300,4 км/ч
высота подъема с грузом 10 т.	4 885 м
высота подъема с грузом 20 т.	2 738 м
максимальный груз, поднятый на высоту более 2000 м	20 117 кг

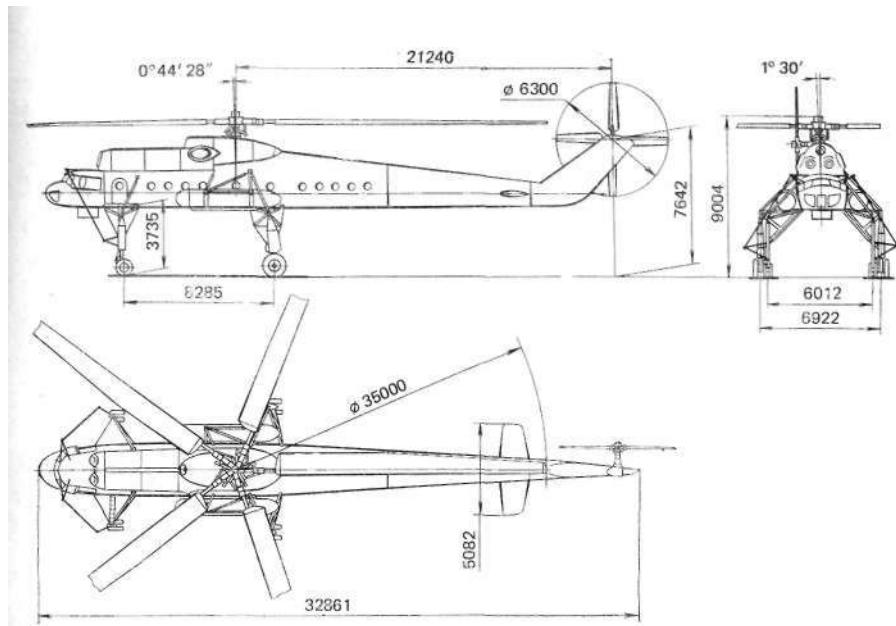
Конструкторскому коллективу М. Л. Миля за абсолютный рекорд скорости полета 320 км/ч, установленный в 1961 г. летчиком-испытателем Н. В. Лещиным на вертолете Ми-6, Американским вертолетным обществом присужден международный приз имени И. И. Сикорского за 1961 г. Этот приз присуждается за выдающиеся достижения в вертолетной технике, зафиксированные в виде официальных мировых рекордов.

Вертолет Ми-6 нашел широкое применение в народном хозяйстве нашей страны, а также экспортится в ряд зарубежных стран.

Вертолет Ми-10

На базе вертолета Ми-6 в 1961 г. был создан вертолет-кран Ми-10.

Вертолет-кран предназначен для транспортировки крупногабаритных грузов вне грузовой кабины при жестком креплении



Вертолет Ми-10 в трех проекциях

их в подфюзеляжном пространстве между стоек шасси или свободно закрепленных на внешней тросовой подвеске.

Четырехколесное шасси с колеей более 6 м и высотой до фюзеляжа 3,75 м (при полностью загруженном вертолете) дает возможность «наруливать» на груз или подвозить его под фюзеляж, что решает проблему погрузки многотонных изделий.

Под фюзеляжем вертолета имеются гидравлические захваты, управляемые из пилотской кабины или с переносного пульта.

Гидравлические захваты позволяют поднять и закрепить груз массой до 12000 кг. Максимальная масса груза, перевозимого на внешней подвеске, — 8000 кг.

При интенсивной эксплуатации сменные платформы, поставляемые с вертолетом, позволяют полностью исключить простой вертолета при погрузочно-разгрузочных операциях.

Основные летные данные вертолета

Взлетная масса	43 450 кг
Максимальная скорость с грузом на гидроахватах	235 км/ч
Максимальная скорость с грузом на свободной внешней подвеске	180 км/ч
Крейсерская скорость при полетной массе более 38 000 кг	180 км/ч
Крейсерская скорость при полетной массе менее 38 000 кг	220 км/ч
Дальность полета с коммерческим грузом 12 000 кг	250 км
Дальность полета с коммерческим грузом 8 000 кг	420 км
Максимально допустимая высота полета	3 000 м

Силовая установка, системы несущего и хвостового винтов и вентиляторная установка вертолета Ми-10 практически не имеют отличия от аналогичных систем вертолета Ми-6. Принципиальные схемы управления и гидравлической системы также подобны соответствующим схемам вертолета Ми-6 (с некоторыми изменениями, касающимися управления гидрозахватами).

В носовой части фюзеляжа находится экипаж, состоящий из двух летчиков и бортмеханика.

Центральная часть фюзеляжа служит грузовой кабиной. По ее бортам расположены откидные сиденья для 28 пассажиров.

Четырехстоечное шасси состоит из двух передних и двух главных опор с пневмомасляными амортизаторами.

На вертолете имеется трехканальный автопилот.

Для упрощения операций, связанных с «наруливанием» на груз, на вертолете предусмотрена телевизионная установка, экран которой находится в кабине пилотов.

В 1961 г. на вертолете Ми-10 был установлен мировой рекорд подъема наибольшего груза на высоту 2000 м — был поднят груз массой 15 000 кг.

В 1965 г. на несколько модифицированном экземпляре вертолета (с шасси от вертолета Ми-6) было установлено три мировых рекорда:

наибольшая высота полета с коммерческим грузом	
в 25 000 кг	2 830 м
то же с грузом 5000 кг	7 151 м
наибольший груз, поднятый на высоту 2000 м . . .	25 105 кг

На базе вертолета Ми-10 в 1965 г. была создана новая модификация — вертолет Ми-10К. Он предназначен для проведения строительно-монтажных работ и перевозки различных грузов на внешней подвеске.

В отличие от вертолета Ми-10, имеющего высокое шасси, вертолет Ми-10К имеет низкое четырехстоечное шасси, позволяющее путем уменьшения его массы при прочих равных условиях поднимать больший груз, чем на вертолете Ми-10. Кроме того, на вертолете Ми-10К снизу носовой части фюзеляжа установлена дополнительная подвесная кабина с третьим управлением. Летчик, находящийся в нижней кабине, обращен лицом к хвостовой части вертолета. Дополнительная кабина предназначена для пилотирования вертолета при выполнении специальных монтажных и погрузочно-разгрузочных работ. Система внешней подвески вертолета, установленная внутри фюзеляжа на специальной раме, имеет грузоподъемность 11 т. С помощью вертолета Ми-10К в последние годы выполнено большое количество строительно-монтажных работ, в том числе несколько уникальных работ, позволивших существенно ускорить ввод в строй и сократить средства на строительство ряда промышленных объектов.



Вертолет Ми-10 в полете



Вертолет Ми-10К в полете

Вертолет Ми-2

Накануне открытия XXII съезда КПСС были опубликованы сведения о новом вертолете, созданном коллективом ОКБ М. Л. Миля в подарок съезду.

Легкий многоцелевой вертолет Ми-2 построен на смену вертолету Ми-1. Новый вертолет, сохранив основные размеры своего предшественника, значительно превосходит его по экономическим показателям.

Основные летные данные вертолета Ми-2

Нормальная взлетная масса	3550 кг
Максимальная взлетная масса	3700 кг
Коммерческая нагрузка	800 кг
Число пассажиров	8
Дальность полета с грузом 800 кг	130 км
Дальность полета с дополнительными баками	630 км
Максимальная скорость	210 км/ч
Крейсерская скорость	190 км/ч
Динамический потолок	4000 м

Вертолет построен по одновинтовой схеме. На нем установлены два турбовинтовых двигателя ГТД-350 (главный конструктор С. П. Изотов) со свободными турбинами. Мощность каждого двигателя 400 л. с.

В носовой части фюзеляжа вертолета размещены сиденья летчика и одного пассажира, органы управления, аккумуляторы, приборы и электрооборудование.

Центральная часть является грузовой кабиной, в средней части которой расположен контейнер топливного бака. В пассажирском варианте контейнер служит основанием для установки двух трехместных сидений. В задней части кабины находится откидное сиденье для восьмого пассажира.

Угол установки стабилизатора меняется синхронно с изменением общего шага лопастей несущего винта.

Трехстоечное шасси вертолета состоит из двух главных и одной передней опоры. Стойки шасси имеют пневмомасляные амортизаторы, амортизаторы главных опор шасси — однокамерные с демпфером.

Над потолком грузовой кабины расположена силовая установка, состоящая из двух двигателей и главного редуктора.

Крутящий момент свободных турбин через редукторы, установленные на каждом из двигателей ($7 = 0,246$), передается на входные валы муфт свободного хода главного редуктора.

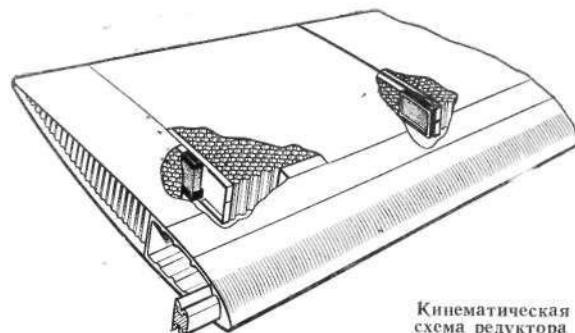
На вертолете установлена система поддержания заданной частоты вращения несущего винта.

Трансмиссия вертолета состоит из главного, промежуточного и хвостового редукторов и соединительных валов. Передача мощности от двигателей к валу несущего винта осуществляется тремя парами зубчатых колес с суммарной степенью редукции $i = 0,0417$.

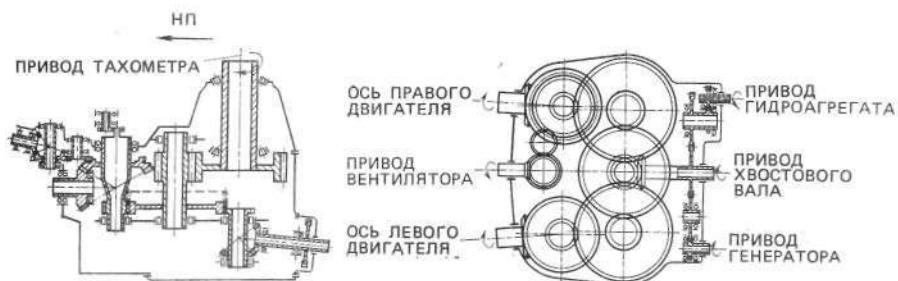


Вертолет Ми-2 в полете

Лопасть несущего винта
вертолета Ми-2



Кинематическая
схема редуктора
вертолета Ми-2



Несущий винт вертолета состоит из втулки и трех лопастей. Лопасти соединяются с корпусом втулки посредством горизонтального, вертикального и осевого шарниров. Горизонтальные шарниры втулки разнесены и повернуты, вертикальные шарниры снабжены гидравлическими демпферами. В конструкцию втулки введен компенсатор взмаха с коэффициентом $k = 0,4$.

Лопасти несущего винта с прессованным лонжероном и сотовым заполнителем хвостовых частей имеют прямоугольную форму в плане и геометрическую крутку — 6° . На двух отсеках имеются триммерные пластины шириной 40 мм.

Лопасти снабжены пневматической сигнализацией повреждения лонжерона.

Двухлопастный рулевой винт вертолета диаметром 2,7 м — толкающий, изменяемого в полете шага.

Управление общим и циклическим шагом несущего винта осуществляется гидроусилителями.

Гидросистема вертолета не дублирована, так как даже в случае отказа гидравлики на вертолете возможно выполнение всех эволюций, при этом усилия на органах управления летчика имеют приемлемые значения.

Лопасти несущего и рулевого винтов вертолета, а также левое смотровое стекло кабины летчика оборудованы электротепловой противобледенительной системой.

Вертолет имеет внешнюю подвеску, предназначенную для транспортировки грузов вне грузовой кабины. Грузоподъемность внешней подвески 800 кг.

Для выполнения спасательных работ вертолет оборудован грузовой стрелой и электролебедкой, с помощью которой на режиме висения можно поднимать на борт вертолета людей и грузы массой до 150 кг.

Вертолет снабжен современным навигационно-пилотажным оборудованием, позволяющим выполнять полеты днем и ночью в сложных метеоусловиях.

Кроме основного варианта — транспортного — вертолет Ми-2 может быть использован еще в нескольких вариантах.

В пассажирском варианте он вмещает 8 пассажиров.

В санитарном варианте вертолет оборудуется четырьмя носилками для транспортировки лежачих больных в сопровождении одного медработника. Вертолет из транспортного варианта в санитарный легко переоборудуется в полевых условиях.

В сельскохозяйственном варианте на вертолете устанавливается специальная аппаратура, позволяющая производить с воздуха опрыскивание или опыливание полей, садов и лесов различными химикатами. Химикаты размещаются в двух баках, расположенных по наружным бортам фюзеляжа. Общая емкость баков — 1000 л. Распыление химикатов производится с помощью специальных вентиляторов (в варианте опыливания) и насосов (в варианте опрыскивания), расположенных в нижней части ба-

ков и приводимых во вращение от расположенных там же электродвигателей.

Легкий многоцелевой вертолет Ми-2 является первым серийным двухтурбинным вертолетом такого класса и может использоваться в самых различных областях народного хозяйства.

Вертолет Ми-8

В-8 — 25-местный вертолет одновинтовой схемы с турбовинтовым двигателем — был построен в качестве промежуточного варианта на пути создания вертолета с двумя турбовинтовыми двигателями и использовался для проверки и отработки систем и отдельных агрегатов строящегося нового аппарата.

Вертолет Ми-8 с двумя двигателями ТВ2-117 (главный конструктор С. П. Изотов) был построен на базе однодвигательного вертолета В-8 в четырехлопастном варианте.

17 сентября 1962 г. вертолет был поднят в воздух летчиком-испытателем Н. В. Лешиним. Заводские испытания вертолета показали, что при приемлемых значениях напряжений в лонжероне лопасти нагрузки в цепях управления вертолетом достаточно велики. Одновременно с работами по уменьшению шарнирных моментов лопастей несущего винта путем модификации профиля был разработан проект пятилопастного несущего винта с цельнометаллическими лопастями, испытанными в массовой эксплуатации вертолета Ми-4.

Вертолет Ми-8 в пятилопастном варианте начал проходить заводские испытания 9 октября 1963 г. Результаты испытаний были положительными, и в этом варианте вертолет был предъявлен на государственные испытания.

В марте 1965 г. государственные испытания были успешно закончены, и в конце 1965 г. было начато серийное производство вертолетов Ми-8. К началу серийного выпуска на базе цельнометаллических лопастей вертолета Ми-4 были построены модифицированные лопасти с термоэлектрической противообледенительной системой специально для вертолета Ми-8.

Вертолет Ми-8 предназначен для перевозки пассажиров и транспортировки грузов массой до 2000 кг при нормальной и до 3000 кг при максимальной взлетной массе на дальность 500—650 км.

Основные летные данные вертолета

Нормальная взлетная масса	11 100 кг
Максимальная взлетная масса	12 000 кг
Коммерческая нагрузка	до 4 000 кг
Дальность полета с грузом 2480 кг	655 км
Дальность полета с дополнительными баками и грузом 1710 кг	890 км
Максимальная скорость	250 км/ч
Крейсерская скорость	220 км/ч
Динамический потолок	4 500 м



Вертолет Ми-8 в полете

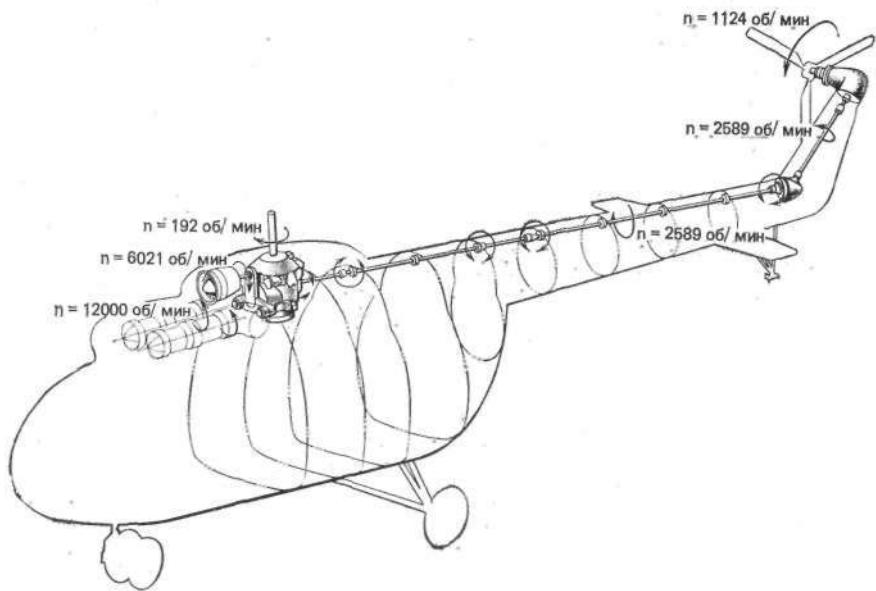


Схема трансмиссии вертолета Ми-8

В носовой части фюзеляжа расположена кабина экипажа, состоящего из двух летчиков и бортмеханика. Центральная часть фюзеляжа является грузовой (пассажирской) кабиной.

Площадь стабилизатора 2 м², стабилизатор фиксированный. Вертолет имеет терхколесное шасси с носовыми самоориентирующимися сдвоенными колесами.

Стойка передней опоры — рычажного типа с пневмомасляным амортизатором. Стойки основных опор шасси имеют двухкамерные амортизаторы с полостями низкого и высокого давления, совместная работа которых исключает возможность возникновения попечерных колебаний вертолета типа «земной резонанс».

Силовая установка вертолета состоит из двух турбовинтовых двигателей ТВ2-117 со свободными турбинами (главный конструктор С. П. Изотов). Суммарная взлетная мощность обоих двигателей 3000 л. с. Силовая установка оборудована системой автоматического поддержания заданной частоты вращения несущего винта. Благодаря наличию указанной системы управление силовой установкой сводится к изменению загрузки несущего винта (изменению общего шага его лопастей), при этом мощность двигателей автоматически изменяется до значения, обеспечивающего поддержание заданной частоты вращения. В случае отказа одного из двигателей в полете система обеспечивает автоматический выход работающего двигателя на повышенную мощность.

Энерговооруженность вертолета позволяет выполнять горизонтальный полет без снижения при отказе одного из двигателей.

Трансмиссия вертолета состоит из главного, промежуточного и хвостового редукторов и системы соединительных трансмиссионных валов, назначение которых, а также и конструкция в значительной степени аналогичны назначению и конструкции соответствующих агрегатов вертолетов Ми-6 (главный редуктор) и Ми-4 (промежуточный и хвостовой редукторы).

Несущий винт вертолета состоит из втулки и пяти цельнометаллических лопастей.

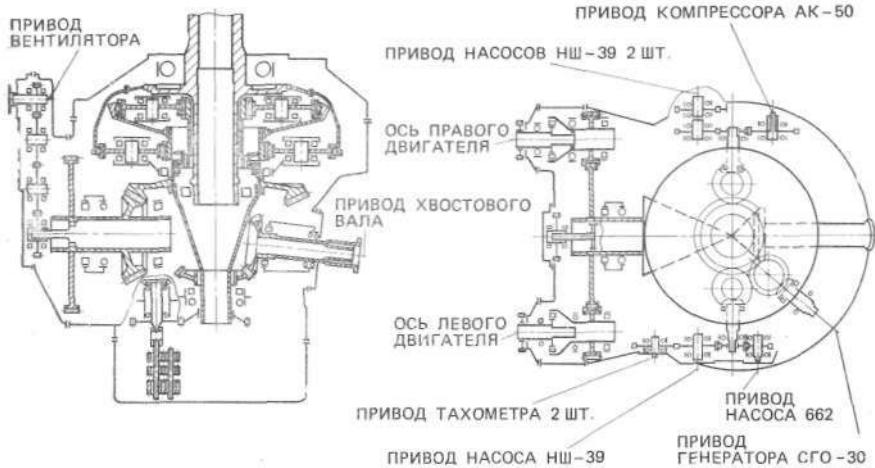
Сочленение лопастей со втулкой осуществляется при помощи горизонтального, вертикального и осевого шарниров. На вертикальных шарнирах установлены гидравлические демпферы.

Основным силовым элементом лопасти несущего винта служит прессованный из алюминиевого сплава полый лонжерон, обработанный снаружи в соответствии с теоретическим контуром лопасти. К полкам задней стенки лонжерона на kleю крепятся хвостовые отсеки, состоящие из авиалевой обшивки и сотового заполнителя.

Лопасти несущего винта имеют пневматическую сигнализацию повреждения лонжерона.

На вертолете установлен толкающий реверсивный трехлопастной рулевой винт на карданной втулке.

Принципиальная схема управления вертолета не отличается от схем, примененных ранее на вертолетах Ми-4 и Ми-6.



Кинематическая схема редуктора вертолета Ми-8

Во всех четырех каналах управления вертолетом (продольное, поперечное, путевое и управление общим шагом) установлены мощные гидроусилители, включенные в цепи управления по необратимой схеме.

Питание гидроусилителей обеспечивается двумя гидросистемами — основной и дублирующей. Переход на дублирующую систему происходит автоматически при падении давления в основной системе или ручным переключением по желанию экипажа.

Для создания необходимых градиентов усилий на ручке циклического шага и педалях в цепях продольного, поперечного и путевого управления установлены загрузочные пружины с электромагнитными муфтами включения.

На машине установлен автопилот, управляющие элементы которого встроены в систему управления вертолетом по дифференциальной схеме. Кроме стабилизации вертолета по каналам продольного, поперечного и путевого управления автопилот обеспечивает выдерживание заданной высоты полета.

Вертолет оборудован противообледенительной системой, которая включается автоматически по сигналу сигнализатора обледенения, а также может быть включена принудительно экипажем вертолета. Вертолет имеет современные радиосредства и навигационно-пилотажные приборы, позволяющие выполнять полеты днем и ночью в сложных метеорологических условиях.

Для транспортировки крупногабаритных грузов вертолет оборудован системой внешней подвески, позволяющей перевозку грузов массой до 3000 кг вне кабины вертолета.

Для подъема на борт людей и грузов массой до 150 кг при висении вертолета на высотах до 40 м машина снабжена специальной системой, состоящей из бортовой стрелы и электролебедки. Электролебедка

ролебедка, кроме того, может быть использована для погрузки в грузовую кабину грузов и колесной техники.

В зависимости от назначения вертолет выпускается в транспортном и пассажирском вариантах.

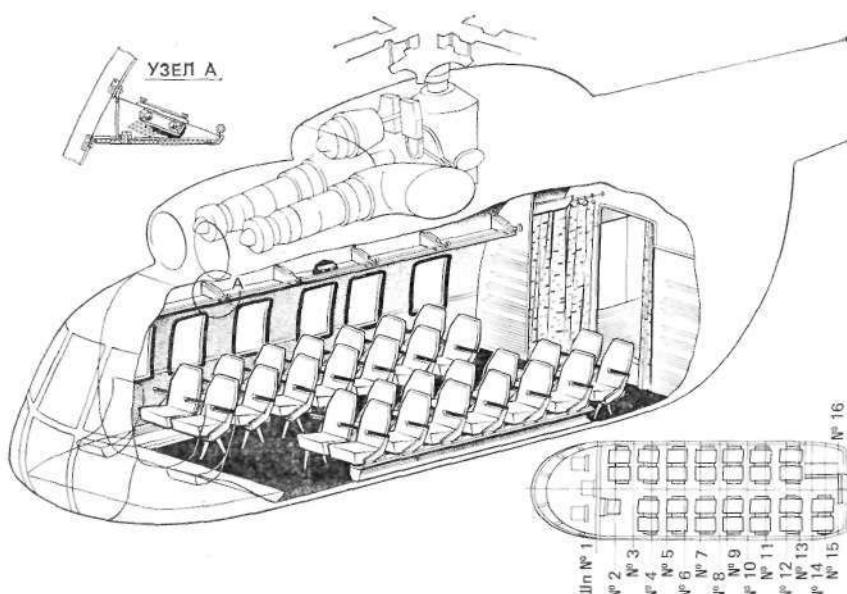
Вертолет Ми-8 в транспортном варианте предназначен для перевозки различных грузов и техники. Для производства погрузочно-разгрузочных работ в задней части кабины имеются грузовые створки и трапы.

Вертолет Ми-8 в пассажирском варианте предназначен для перевозки 28 пассажиров. В пассажирской кабине установлены мягкие кресла для 28 человек, имеются гардероб и багажное отделение.

Как в транспортном, так и в пассажирском варианте вертолет легко переоборудуется в аэродромных условиях в санитарный вариант с установкой 12 носилок, размещением медработника и необходимого санитарного оборудования.

Испытания и первый опыт эксплуатации вертолета Ми-8 показали, что машина обладает высокими летными качествами, подтвержденными мировыми рекордами 1964 г.: дальность полета по замкнутому маршруту — 2464 км и средняя скорость полета на базе 2000 км — 203 км/ч.

Надежный и простой в эксплуатации вертолет Ми-8 с успехом заменил распространенный во многих странах мира вертолет Ми-4.



Компоновочная схема вертолета Ми-8 в пассажирском варианте

Экспериментальный вертолет Ми-12

Ми-12 — двухвинтовой вертолет поперечной схемы был построен в 1967 г. До сего времени Ми-12 не имеет себе равных по взлетной массе, грузоподъемности и габаритным размерам.

В этой машине нашли воплощение передовые для своего времени достижения авиационной техники и смежных с ней технических наук, опыт создания и эксплуатации тяжелых вертолетов Ми-6 и Ми-10.

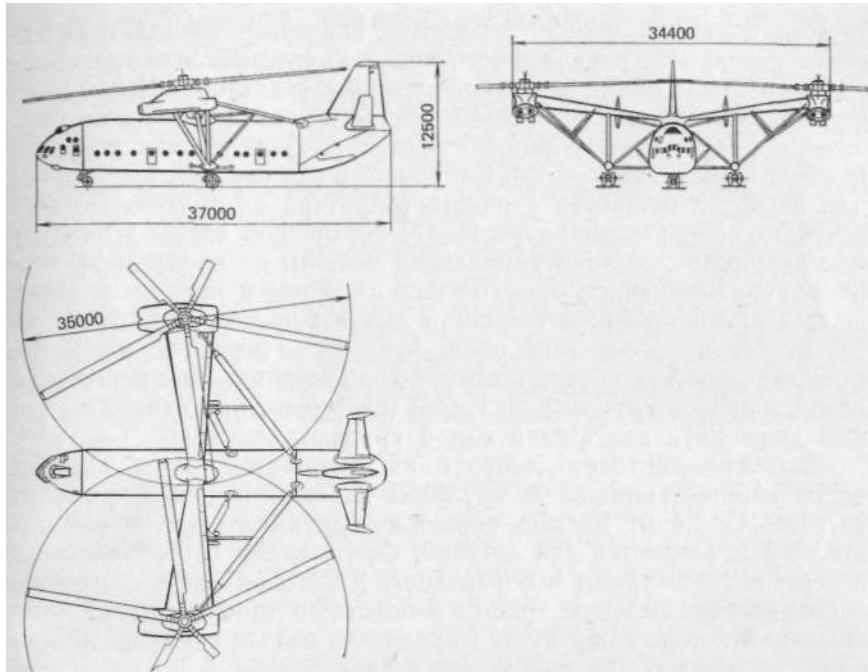
Основные технические данные вертолета

Нормальная взлетная масса	97 000 кг
Максимальная взлетная масса	105 000 кг
Коммерческая нагрузка	до 40 000 кг
Размах с вращающимися несущими винтами	67 м
Длина фюзеляжа	37 м
Дальность полета	500 км
Максимальная скорость	260 км/ч
Крейсерская скорость	240 км/ч
Динамический потолок	3 500 м

В процессе разработки конструкции вертолета Ми-12 конструкторским бюро был решен целый ряд сложнейших инженерно-технических проблем. Одной из таких проблем было создание достаточно жесткой на изгиб и кручение системы крепления двух силовых установок, которая, кроме того, должна была отвечать и еще одному важному требованию — минимальная потеря от вертикального обдува конструкции при работе несущих винтов в осевом потоке.

В результате проработки нескольких вариантов схемы было принято оригинальное решение: вынести силовые установки на пространственных фермах, часть стержней которых образует крыло обратного сужения. Применение крыла обратного сужения в значительной мере решило проблему сведения к минимуму потерь от вертикального обдува: в зоне максимальных индуктивных скоростей воздушного потока от несущих винтов хорда крыла минимальна и, следовательно, минимальны потери от вертикального обдува. В то же время у комля лопастей крыло имеет максимальную хорду, что препятствует обратному перетеканию потока в зоне отрицательных индуктивных скоростей.

На вертолете установлены четыре двигателя Д-25-ВФ мощностью по 6500 л. с. (главный конструктор П. А. Соловьев), попарно работающих на два главных редуктора, на выводных валах которых установлены пятилопастные несущие винты диаметром 35 м. Двигатели, главные редукторы, втулки и автоматы перекоса являются довольно близкой модификацией аналогичных агрегатов, примененных ранее на вертолетах Ми-6 и Ми-10. Основное отличие в конструкции агрегатов было продиктовано особенностями схемы вертолета: необходимостью жесткой синхронизации частоты вращения несущих винтов и изменением принципа поперечного управления вертолета.



Вертолет Ми-12. Вид в трех проекциях



Вертолет Ми-12 в полете

Синхронность вращения несущих винтов, имеющих трехметровое перекрытие дисков, обеспечивается специальным трансмиссионным валом, соединяющим оба главных редуктора. Излом вала при переходе из одного крыла в другое обеспечивается промежуточным редуктором, установленным в надфюзеляжном гаргроте (в местестыковки крыльев). Синхронный вал служит, кроме того, для передачи мощности с одного редуктора на другой. Потребность такой передачи на вертолете поперечной схемы возникает ежесекундно вследствие управления машины по крену дифференциальным изменением общего шага на левом и правом несущих винтах при неизменной мощности левой и правой группы двигателей. И, наконец, еще одна функция — передача мощности с одной силовой установки на другую при неодинаковых мощностях левой и правой группы двигателей (например, при отказе одного или даже двух двигателей одной группы).

Фюзеляж вертолета состоит из расположенной в носовой части кабины экипажа и грузовой кабины, имеющей размеры 28,15x4,4x4,4 м. Кабина экипажа — двухпалубная, в нижнем этаже располагаются два летчика, бортинженер и бортэлектрик, в верхнем — штурман и бортрадист. Хвостовая часть фюзеляжа заканчивается силовым трапом и боковыми створками, при открывании которых образуется проем для въезда самоходной техники, погрузки с помощью мощных электролебедок несамоходной колесной техники или с помощью специальных тельферных устройств различных грузов массой до 5 т каждый. На потолочной части грузовой кабины в задней ее части закреплены киль и стабилизатор с двумя вертикальными шайбами.

Шасси вертолета — трехколесное. Передняя нога с самоориентирующими сдвоенными колесами установлена в передней части фюзеляжа, сдвоенные колеса основных опор — на вертикальных стойках левой и правой ферм. Амортизационные стойки шасси имеют пневмомасляные амортизаторы, на основных шасси — двухкамерные.

Система управления сконструирована в соответствии с основными принципами управления вертолетом:

изменение величины пропульсивной силы осуществляется синхронным продольным отклонением автоматов перекоса;

разворот вокруг вертикальной оси осуществляется дифференциальным изменением продольного наклона автоматов перекоса;

изменение силы тяги вертолета происходит в результате синхронного изменения общего шага на обоих несущих винтах.

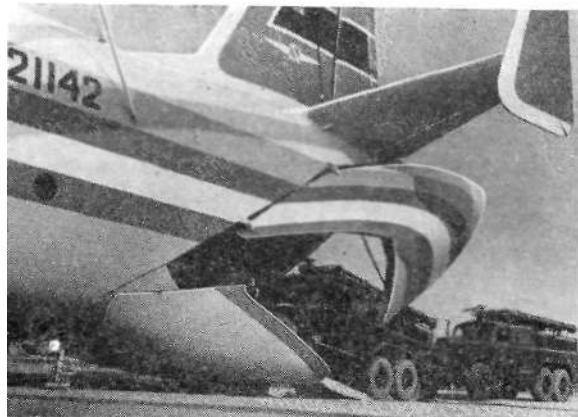
управление по крену осуществляется дифференциальным изменением общего шага левого и правого несущих винтов.

Кроме того, система управления проектировалась с учетом других особенностей конструкции вертолета:

большой протяженности проводки;

возможных деформаций конструкции;

Вертолет Ми-12. Загрузка вертолета



большой массы и достаточно больших сил трения элементов проводки.

Система управления вертолета выполнена двухкаскадной.

Первый каскад состоит из обычных вертолетных органов управления — ручки циклического шага, рычага общего шага и педалей, жесткой проводки и пяти промежуточных гидроусилителей небольшой (сравнительно) мощности. Четыре гидроусилителя поканально встроены в цепи продольного, поперечного, путевого и общего шага управления, пятый гидроусилитель связан с рукояткой коррекции газа и синхронно перемещает рычаги управления двигателями.

Промежуточные гидроусилители установлены в фюзеляже вертолета на специальном агрегате, назначение которого — преобразовывать поканальные перемещения командных органов управления в суммированные команды на управление исполнительных органов управления: мощных гидроусилителей продольного управления и управления общим шагом, попарно расположенных на главных редукторах левой и правой силовых установок. Одновременно с суммированием сигналов управления на агрегате-сумматоре происходит переход с жесткой системы управления на тросовую, при этом в несколько раз увеличивается ход элементов проводки.

В мотогондолах в непосредственной близости от силовых гидроусилителей происходит обратный переход с тросовой проводки на жесткую с уменьшением передаточных чисел.

Для увеличения эффективности путевого управления на средних и больших скоростях полета на кибе установлен руль поворота, управляемый специальным гидроусилителем путевого управления синхронно с отклонением педалей.

По такому же принципу синхронно с изменением общего шага работает руль высоты, установленный на стабилизаторе вертолета.

Питание промежуточных гидроусилителей, а также специальных гидроусилителей рулей поворота и высоты происходит от гидросистемы, находящейся в отсеке промежуточного редуктора, а основных гидроусилителей — от гидросистем, расположенных в левой и правой мотогондолах.

Все три системы совершенно автономны, каждая из трех систем, в свою очередь, состоит из основной и дублирующей систем.

Принципы дублирования и перехода с основных систем на дублирующие в основном подобны действующим на вертолетах Ми-6 (системы силовых гидроусилителей) и Ми-8 (система промежуточных гидроусилителей).

Топливо расположено в крыльевых и наружных подвесных топливных баках. Управление расходом топлива — автоматическое.

Вертолет оборудован современными навигационно-пилотажными системами, позволяющими выполнять полеты днем и ночью в сложных метеоусловиях.

Установленный на вертолете четырехканальный автопилот и система автоматического поддержания заданной частоты вращения несущего винта существенно упрощает пилотирование вертолета.

На заре создания вертолета Ми-12 анализ возможных схем проектируемого аппарата показал, что поперечная схема наряду со многими преимуществами таит в себе довольно много «подводных камней». В частности, общепризнанная аэродинамическая симметрия схемы, справедливая для случая прямолинейного полета, существенно искажается при выполнении эволюции и даже просто при работе органами управления для парирования внешних возмущений. При этом возникают так называемые «перекрестные связи» в управлении, уменьшающие запасы управления и усложняющие пилотирование. И хотя глубина перекрестных связей в значительной мере зависит от правильности выбора некоторых параметров конструкции, в то время было довольно широко распространено мнение, что в любом случае пилотирование вертолета без применения систем автоматической стабилизации окажется невозможным.

Особую актуальность для поперечной схемы имеет проблема обеспечения достаточных запасов для одного из опасных видов самовозбуждающихся колебаний — автоколебаний несущего винта на упругом основании.

Все эти вопросы требовали тщательной проработки, расчетов, экспериментов, и, в конце концов, обоснованного ответа. Риск был велик. Но генеральный конструктор, его ближайшие помощники верили в выбранную схему, а коллектив ОКБ увлеченно работал над решением вставших перед ним проблем, сложных и интересных.

Задача была **решена**, что еще раз подтвердило зрелость и

высокое профессиональное мастерство ученых, конструкторов, технологов, рабочих и инженеров предприятия.

Вертолет Ми-12 не просто летал, на нем успешно были проведены запланированные испытания, выполнено более 100 полетов, в которых полностью были подтверждены расчетные летные данные, живучесть конструкции и работоспособность систем. Без применения каких-либо средств автоматической стабилизации вертолет был хорошо управляем и обладал хорошими характеристиками устойчивости.

На этом аппарате было установлено 7 мировых рекордов, в том числе в августе 1969 г. экипажем летчика-испытателя В. П. Колошенко был установлен рекорд абсолютной грузоподъемности для винтокрылых машин: груз массой 40,2 т. был поднят на высоту 2250 м.

В 1971 г. вертолет Ми-12 успешно экспонировался на 29-м Международном салоне авиации и космонавтики в Париже, где был единодушно признан «звездой салона».

За успехи в создании этой машины КБ им. М. Л. Миля был присужден второй Международный приз им. И. Сикорского.

Генеральному конструктору доктору технических наук М. Л. Милю были присуждены Ленинская и Государственная премии, он был удостоен высокого звания Героя Социалистического Труда и награжден тремя орденами Ленина и другими орденами и медалями.

Высокими правительственные наградами отмечена также деятельность многих работников коллектива.

Следует отметить деятельность ряда руководящих деятелей ОКБ: А. С. Бравермана, С. А. Колупаева, А. К. Котикова, В. А. Кузнецова, И. С. Дмитриева, В. П. Лаписова, М. А. Лейканда, А. Э. Малаховского, Д. Т. Мацицкого, А. В. Некрасова, М. Н. Пивоварова, Н. Г. Русановича, М. Н. Тищенко и ряда других, а также летчиков-испытателей: Р. И. Капреляна, Н. В. Лешиня, Б. В. Земского, Г. В. Алферова, В.П. Колошенко, Г. Р. Карапетяна.

Вертолеты опытно-конструкторского бюро Н. И. Камова*

Вертолет Ка-10М

В 1954 г. было построено несколько экземпляров вертолета Ка-10М, являющегося модификацией вертолета Ка-10.

От исходного образца Ка-10М отличался:

изменением крутки лопастей несущих винтов и увеличением толщины профиля сечений лопастей;

постановкой двухкилевого оперения;

рядом конструктивных изменений в системе управления несущими винтами;

* После смерти Николая Ильича Камова (1973 г.) ОКБ возглавил главный конструктор Сергей Викторович Михеев.



Николай Ильич Камов

установкой верхнего автомата перекоса на шаровой опоре взамен имевшегося ранее универсального шарнира;

применением изолированной смазки распределительного редуктора.

В связи с внесенными изменениями несколько изменились некоторые данные вертолета Ка-10М:

полная полетная масса	399 кг
масса конструкции	258 кг
удельная нагрузка на единицу ометаемой поверхности	13,56 кгс/м ²
удельная нагрузка на единицу мощности	7,24 кгс/л. с.

Летные характеристики вертолета Ка-10М почти не изменились по сравнению с вертолетом Ка-10, лишь немного возросла величина максимальной скорости.

Вертолет Ка-15М

Одновременно с испытаниями и доводкой вертолета Ка-10 в ОКБ было начато проектирование нового вертолета той же принципиальной схемы, т. е. двухвинтовой соосной.

Новый вертолет Ка-15, предназначавшийся для применения в Военно-Морском Флоте, был выпущен также в многоцелевом варианте с маркой Ка-15М для использования в народном хозяйстве.

В почтово-пассажирском варианте вертолет Ка-15М был рассчитан на перевозку одного пассажира и грузов (в кассетах); в санитарном варианте — одного или двух больных.

В передней остекленной части фюзеляжа были расположены рядом два сиденья — летчика и пассажира. В санитарном варианте для перевозки больных использовались специальные гондолы, закрепляемые с обеих сторон фюзеляжа.

Вертолет Ка-10М в полете
при подготовке к параду
в День авиации



Вертолет Ка-15М, почтово-
пассажирский и санитарный
варианты



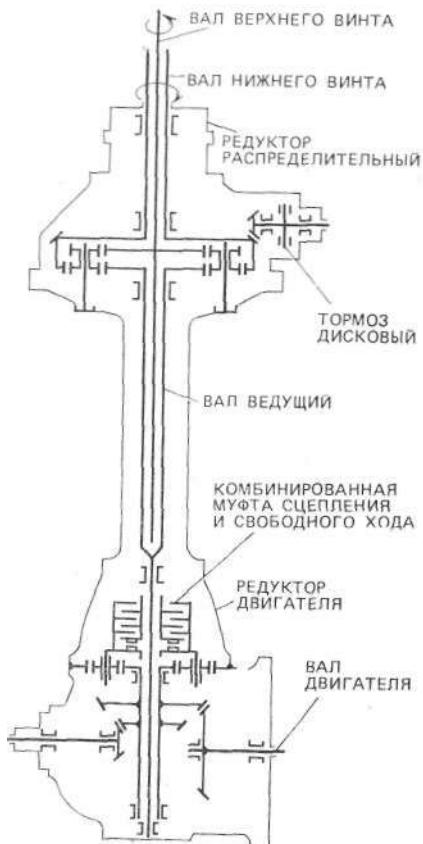
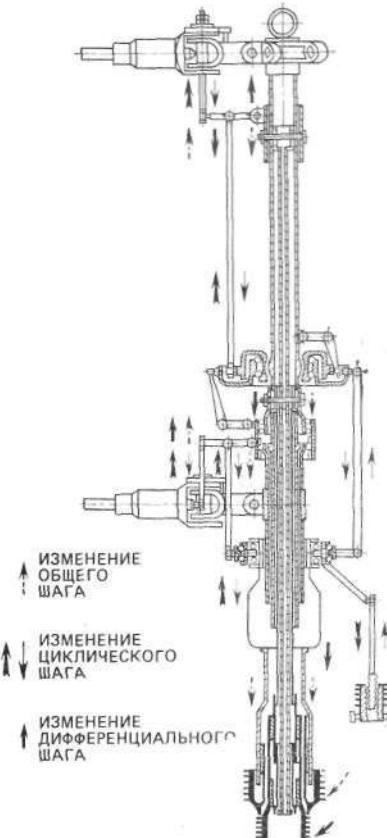


Схема трансмиссии вертолета Ка-15М



Кинематическая схема колонки вертолета Ка-15М

В средней части фюзеляжа был укреплен девятицилиндровый двигатель АИ-14В с принудительным воздушным охлаждением мощностью 225 л. с.

Несущая система вертолета состояла из двух трехлопастных винтов, вращающихся соосно в противоположных направлениях. Лопасти несущих винтов — деревянной конструкции с заполнением из пенопласта, фанерованные, оклеенные полотном, окрашенные и полированные — крепились ко втулке с помощью продольных, вертикальных и горизонтальных шарниров. На оси вертикальных шарниров имелись фрикционные демпферы.

Передача мощности от двигателя к несущим винтам производилась через систему трансмиссии, состоявшую из редуктора двигателя и распределительного редуктора.

В редукторе двигателя происходило редуцирование оборотов двигателя с передаточным числом 1 : 0,309. В распределительном

редукторе частота вращения понижалась еще в два раза и происходило изменение направления вращения нижнего несущего винта.

В редукторе двигателя имелся специальный вал, на который насаживались вентилятор и комбинированная муфта сцепления и свободного хода.

На одном из валов распределительного редуктора был установлен дисковый тормоз несущих винтов.

Управление вертолетом осуществлялось общим, дифференциальным и циклическим изменением углов установки лопастей несущих винтов с помощью ручки управления, ножных педалей и рычага обножного шага.

В системе управления имелись специальные разгрузочные регулируемые пружинно-триммерные устройства. Оперение вертолета состояло из стабилизатора, двух киелей и двух рулей поворота.

Лопасти несущих винтов были снабжены системой антиобледенительного устройства.

Пилотажно-навигационное оборудование позволяло выполнять полеты днем и ночью в любых метеорологических условиях.

Первый экземпляр вертолета Ка-15, предназначавшийся для ресурсных испытаний, был построен в начале 1952 г. На нем же было совершено несколько подлетов.

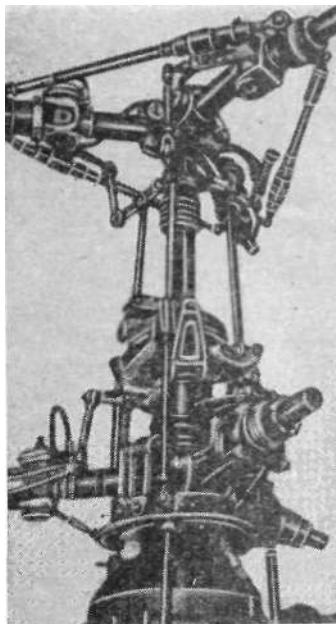
В результате летных испытаний вертолета Ка-15 были определены его летные характеристики:

максимальная скорость горизонтального полета	150 км/ч
динамический потолок	3000 м
максимальная практическая дальность полета (для разных вариантов)	250—310 км

На вертолете Ка-15 летчик В. В. Виницкий установил два мировых рекорда скорости по замкнутому маршруту:

29 мая 1958 г. по маршруту в 100 км	162,784 км/ч
6 мая 1959 г. по маршруту в 500 км	170,455 км/ч

Вертолет Ка-15 успешно прошел заводские и государственные испытания, был запущен в серийное производство как в основном варианте, так и в варианте Ка-15М и применялся в ряде областей народного хозяйства.



Вертолет Ка-18

В порядке дальнейшей модернизации серийного вертолета Ка-15 в начале 1956 г. была предпринята конструктивная разработка новой более совершенной модификации, получившей марку Ка-18.

Основные элементы серийного вертолета Ка-15 — несущий винт, система трансмиссии, двигательная установка, система управления вертолетом, посадочные устройства и ряд других — остались без изменения.

Конструктивные изменения коснулись в основном фюзеляжа.

Носовая часть фюзеляжа была удлинена, сиденья летчика и одного пассажира передвинуты вперед, был перекомпонован отсек расположения шахты поступления охлаждающего воздуха. Таким образом удалось разместить еще два сиденья для пассажиров.

В связи с удлинением носовой части фюзеляжа пришлось также удлинить хвостовую часть фюзеляжа и увеличить площадь вертикального оперения, чтобы придать вертолету лучшую путевую устойчивость.

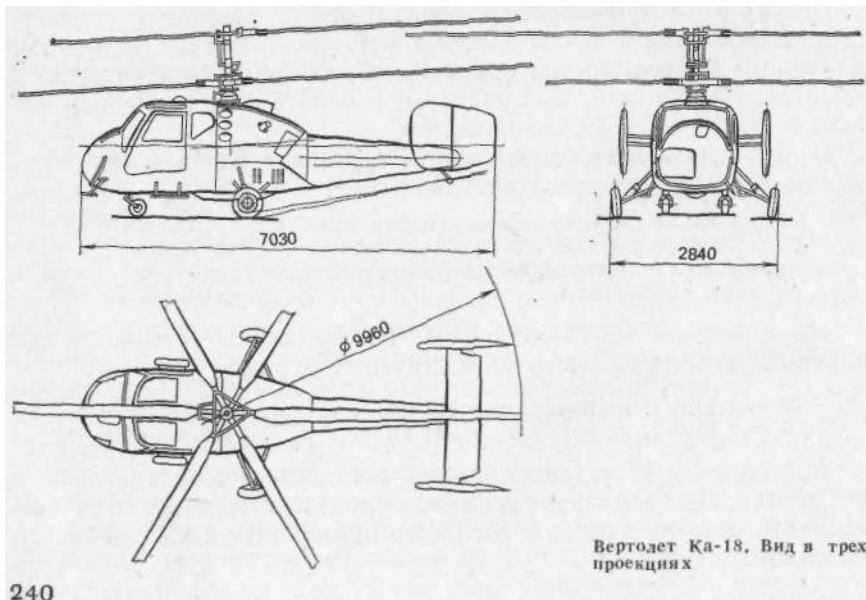
Вертолет Ка-18 использовался в следующих вариантах:

почтово-пассажирский для перевозки почты или двух-трех пассажиров и багажа;

санитарный для перевозки одного больного на носилках и одного медработника;

сельскохозяйственный.

На Всемирной выставке 1958 г. в Брюсселе вертолет Ка-18 получил «Золотую медаль».



Вертолет Ка-18. Вид в трех проекциях

Вертолет Ка-18 в полете



Вертолет комбинированной схемы с двумя турбовинтовыми двигателями — «винтокрыл» Ка-22 (ОКБ Н. И. Камова)



С конца 1960 г. вертолеты Ка-18 (как и вертолеты Ка-15) оснащались форсированными двигателями АИ-14 ВФ с максимальной мощностью 275—280 л. с. вместо прежних мощностью 255 л. с., что позволяло увеличить полезную нагрузку вертолета на 100 кг или поднять потолок на 300—350 м.

Создание вертолетов соосной схемы, их доводка и систематическое усовершенствование оказались возможными в результате осуществления большой программы экспериментальных исследований, выполнявшейся на специально оборудованных стендах и лабораторных установках.

Вертолет Ка-22

«Винтокрыл» (Ка-22) — это вертолет так называемой комбинированной схемы, весьма редко применявшийся до этого времени. Он имел два четырехлопастных несущих винта, расположенных по поперечной оси аппарата, крыло и два тянувших винта. Силовая установка винтокрыла состояла из двух турбовинтовых двигателей мощностью 5700 л. с. каждый.

Принятая принципиальная схема позволяла «винтокрылу» летать как вертолету и как автожири, что значительно расширяло границы его летно-тактических возможностей.

Созданный по одной из многообещающих схем «винтокрыл» уже на начальном этапе испытаний и освоения показал очень хорошие результаты.

7-го октября 1961 г. летчики-испытатели Д. К. Ефремов и В. В. Громов на «винтокрыле» установили мировой рекорд скорости на базе 15—25 км, равный 356,3 км/ч.

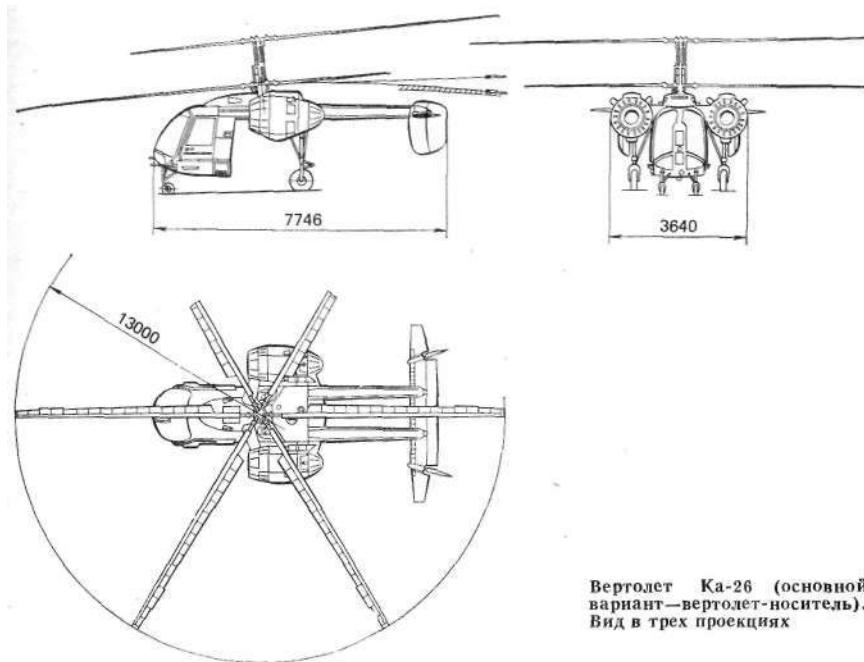
В конце ноября того же года на «винтокрыле» был поднят коммерческий груз 16 485 кг на высоту 2588 м (летчики-испытатели Д. К. Ефремов и В. В. Громов).

Тем самым было установлено сразу шесть мировых рекордов на вертолете: подъем максимального груза на высоту более 2000 м, а также подъем грузов в одну, две, пять, десять и пятнадцать тонн.

Вертолет Ка-26

На Международной выставке «Химия в промышленности, строительстве и сельском хозяйстве», проходившей в Москве осенью 1965 г., был впервые экспонирован новый вертолет, созданный ОКБ.

Этот вертолет Ка-26, осуществленный по соосной схеме, по общей компоновке значительно отличается от всех ранее построенных аппаратов такой же принципиальной схемы. Отличительной особенностью этой компоновки является: двухбалочная конструкция фюзеляжа, разнесенное четырехстоечное шасси, внешняя подвеска двигателей в специальных гондолах с обеих сторон фюзеляжа.



Вертолет Ка-26 (основной вариант—вертолет-носитель).
Вид в трех проекциях

Вертолет был задуман как универсальный аппарат для народнохозяйственного применения весьма широкого профиля.

Это было достигнуто путем создания основного варианта — вертолета-носителя, оснащенного комплектом легкосъемных агрегатов: пассажирской кабины, открытой грузовой платформы, бункера для химикатов и крюка для подвески грузов.

Силовая установка вертолета состоит из двух поршневых звездообразных двигателей М-14В-26 воздушного охлаждения мощностью по 325 л. с. каждый.

В носовой части вертолета-носителя размещена кабина пилота с двумя креслами (летчик и пассажир). При необходимости можно быстро смонтировать второе управление, что дает возможность использовать аппарат в качестве учебной машины.

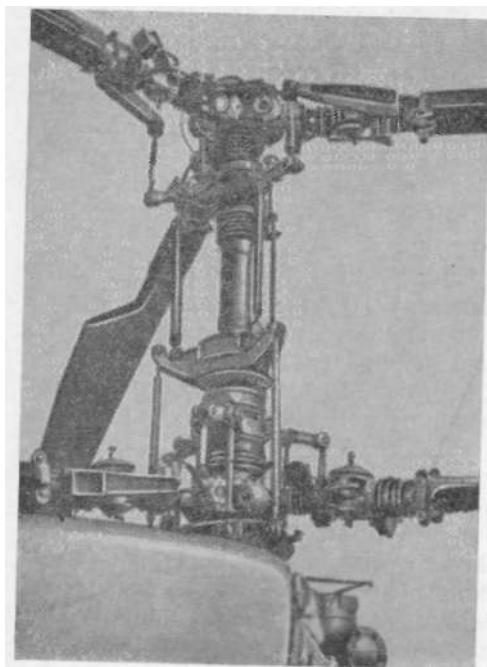
Лопасти несущих винтов изготовлены из стеклопластика, что обеспечило им достаточную надежность в работе и большой ресурс.

Соответствующие иллюстрации дают полное представление о конструкции колонки несущей системы вертолета и о кинематической схеме управления.

Все легкосъемное оборудование и изменяемые нагрузки (в зависимости от варианта) размещены в центре тяжести вертолета, что исключает необходимость специальной балансировки при разных случаях нагружения и использования аппарата.



Вертолет Ка-26 в транспортном варианте в полете



Колонка несущей системы вертолета Ка-26

В соответствии с целевым назначением вертолета Ка-26 он может эксплуатироваться в нескольких вариантах.

В транспортном варианте на вертолет-носитель устанавливается подвесная пассажирская кабина, вдоль бортов которой имеются откидные мягкие сиденья для 6 пассажиров. Кабина оборудована системой отопления, вентиляции и электрического освещения. В полу кабине имеется люк, который можно использовать как запасный выход.

Для спасательных операций в кабине устанавливается лебедка.

Съемная кабина крепится к вертолету-носителю шестью бысторазъемными болтами и для ее установки достаточно трех человек. При перевозке специальных грузов на вертолет-носитель устанавливается легкосъемная подвесная платформа с откидными бортами. Для крепления грузов платформа оборудована капроновыми фалами и специальными узлами крепления.

При перемещении крупногабаритных грузов на внешней подвеске вертолет-носитель оснащается дистанционно управляемой лебедкой с крюком. Это позволяет поднимать и переносить трубы, строительные конструкции и т. п.

В сельскохозяйственном варианте на вертолет-носитель устанавливается бункер для химикатов и приспособления для опрыскивания, опрыскивания и рассеивания минеральных удобрений и ядохимикатов. Емкость стеклотканевого бункера позволяет взять 900 кг жидких, порошкообразных или гранулированных химикатов.

При авиахимических работах с токсическими веществами в кабине пилота создается избыточное давление. Воздух перед поступлением в кабину проходит дегазацию в химическом фильтре.

Вертолет может продолжать полет при работе лишь одного двигателя.

Амортизационные стойки шасси оборудованы устройствами для устранения колебаний «земной резонанс».

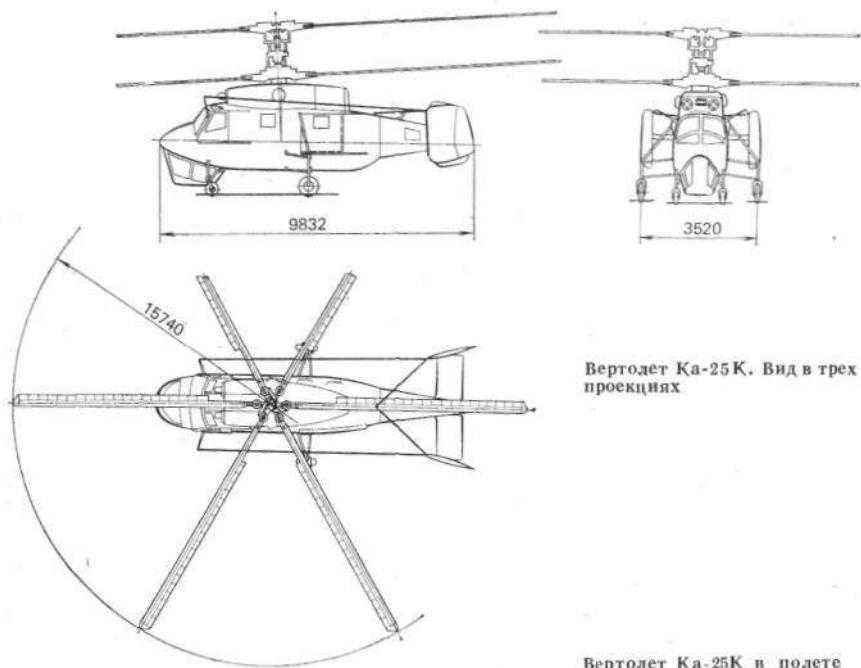
Лопасти несущих винтов и лобовые стекла фонаря имеют противообледенительные защитные системы.

Вертолет обладает следующими летными данными:

максимальная скорость	170 км/ч
рейсёрская скорость	135 км/ч
практический потолок	2100 м
потолок висения	640 м
практическая дальность (7 пассажиров, высота 500 м)	400 км
максимальная дальность с дополнительными баками	до 1200 км

В 1966 г. на Международной выставке «Современные сельскохозяйственные машины и оборудование» вертолет был удостоен золотой медали.

В 1967 г. вертолет Ка-26 принял участие в 27-м Международном салоне авиации и космонавтики в Париже,



Вертолет Ка-25К. Вид в трех проекциях

Вертолет Ка-25К в полете



Вертолет Ка-25К

В составе группы советских вертолетов, совершивших в мае—июне 1967 г. перелет из Москвы в Париж для участия в 27-м Международном салоне авиации и космонавтики, был также новый вертолет ОКБ Н. И. Камова.

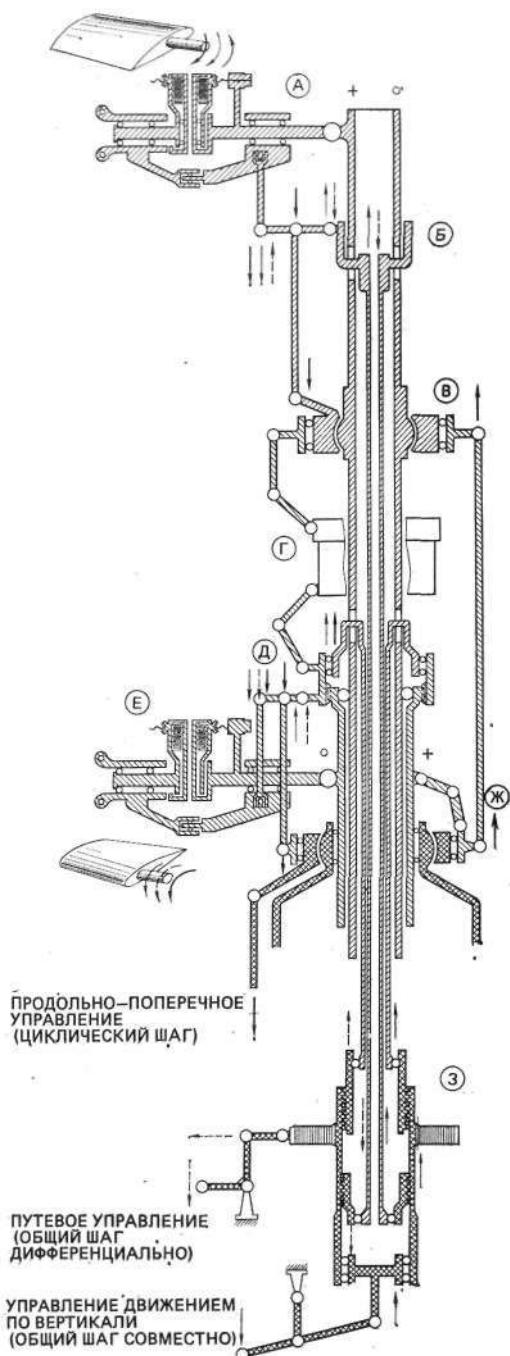
Вертолет Ка-25К, осуществленный по соосной схеме, был модификацией вертолета, участвовавшего впервые в воздушном параде в День авиации 9-го июля 1961 г.

Вертолет Ка-25К был предназначен для транспортных и санитарных перевозок, для использования в качестве крана, для спасательных работ (в том числе и над водной поверхностью), аэрофотосъемки, специальных работ, требующих базирования на кораблях (ледовая разведка, разведка рыбы и др.) и проведения сельскохозяйственных работ.

Вертолет Ка-25К был снабжен двумя газотурбинными двигателями ГТД-3Ф взлетной мощностью по 900 л. с. каждый.

Для удобства хранения и транспортировки вертолета лопасти несущих вин-

Кинематическая схема колонки несущей системы вертолета Ка-25К: *А* — втулка верхнего несущего винта; *Б* — верхняя ползушка; *В* — верхний автомат перекоса; *Г* — верхний токосъемник; *Д* — нижняя ползушка; *Е* — втулка нижнего несущего винта; *Ж* — нижний автомат перекоса; *З* — механизм общего и дифференциального шага



тов можно было складывать и закреплять в таком положении.

При использовании вертолета над водной поверхностью была предусмотрена возможность установки аварийных баллонетов.

Для подъема грузов и людей на борт вертолета с режима висения над грузовой дверью можно было смонтировать электрическую лебедку грузоподъемностью 250 кг.

В транспортном варианте в грузовой кабине устанавливались 12 откидных сидений.

В санитарном варианте на вертолете устанавливаются четверо носилок и сиденье для медработника.

При использовании вертолета в качестве крана на нем устанавливались системы крепления и выпуска троса для подвески груза и, кроме того, в носовой части монтировалась подвесная кабина оператора, обеспечивающая удобное наблюдение за грузом на внешней подвеске.

В подвесной кабине имелись органы управления, которые через систему автоматической стабилизации (после передачи летчиком управления оператору) позволяли осуществлять ограниченные, но строго дозированные перемещения вертолета в районе подцепки и отцепки груза.

При применении машины для сельскохозяйственных работ она снабжалась специальным оборудованием, обеспечивающим обработку сельскохозяйственных культур порошкообразными, гранулированными и жидкими химикатами. Химикаты загружались в два бункера емкостью по 1500 л, которые навешивались снаружи по бортам фюзеляжа.

Вертолет Ка-25К обладал следующими летными данными:

максимальная скорость	220 км/ч
крейсерская скорость	200 км/ч
статический потолок	600 м
динамический потолок	3500 м
дальность полета	650 км

За успешные результаты работ опытно-конструкторского бюро Н. И. Ка-мов был награжден орденом Ленина и орденом Трудового Красного Знамени. Ему также было присвоено высокое звание лауреата Государственной премии. Орденами и медалями были награждены также ряд других работников ОКБ.

Следует особо отметить некоторых сотрудников ОКБ: В. Б. Баршевского, В. И. Бирюлина, Л. С. Беренсона, Ю. С. Брагинского, В. Н. Иванова, Г. И. Иоффе, А. М. Конрадова, М. А. Купфера, Ю. А. Лазаренко, Н. Н. Приорова, А. Г. Сатарова, С. Н. Фомина и И. А. Эрлиха.

Вертолеты опытно-конструкторского бюро А. С. Яковлева

Вертолет Як-100

В конце 1947 г. в ОКБ А. С. Яковлева были начаты проектные работы по созданию опытного вертолета, получившего впоследствии марку Як-100.



Вертолет, проектировавшийся в двух вариантах — двухместном (учебном) и трехместном, — предназначался для связи.

Вертолет Як-100 был создан по классической одновинтовой схеме, имел трехлопастный несущий винт, трехлопастный рулевой винт и был снабжен двигателем воздушного охлаждения АИ-26ГРФЛ номинальной мощностью у земли 420 л. с.

Несущий винт вертолета был трехлопастный диаметром 14,5 м.

Лопасти несущего винта — деревянные с каркасом, состоявшим из лонжерона, склеенного из ясеня и дуба, сосновых и липовых нервюр и ясеневого и липового ободов. Обшивка лопасти — фанерная.

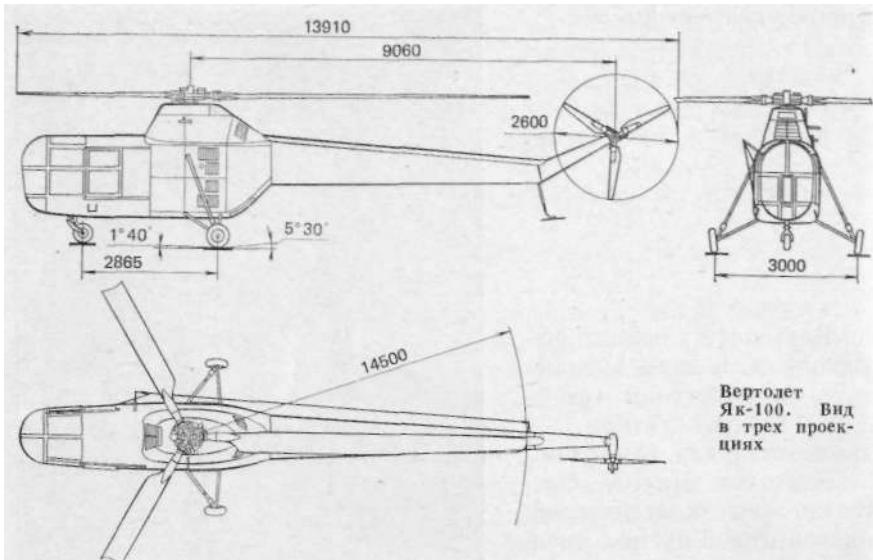
Каждая лопасть имела на задней кромке дуралюминиевый триммер, угол установки которого регулировался на земле. На комлевую часть лопасти была надета дуралюминиевая муфта, состоявшая из двух половин, стягиваемых болтами, пропущенными сквозь комель и ушки муфты.

При помощи стыковой муфты лопасти были подвешены через продольный, вертикальный и горизонтальный шарниры к втулке несущего винта.

На осях вертикальных шарниров были смонтированы фрикционные демпферы.

Передача мощности двигателя на несущий и рулевой винты осуществлялась трансмиссией, состоявшей из вертикального вала, главного редуктора, хвостового вала и хвостового редуктора.

Так как ось двигателя была расположена горизонтально, в его редукторе имелась угловая передача, передававшая крутящий момент на вертикально расположенный вал. Непосредственно



Вертолет Як-100



в двигателе находилась комбинированная муфта включения и свободного хода.

Вертикальный вал с упругими резиновыми муфтами на концах входил наверху в главный редуктор, состоявший из следующих элементов: ведущего цилиндрического зубчатого колеса, хвостовик которого был соединен с тормозом несущего винта; ведомого цилиндрического зубчатого колеса, состоявшего из двух зубчатых венцов; ведущего и ведомого конических зубчатых колес, связанных через хвостовой вал с хвостовым редуктором.

Система трансмиссии обеспечивала передаточные числа: от коленчатого вала двигателя к несущему винту — 0,113; от коленчатого вала двигателя к рулевому винту — 0,69.

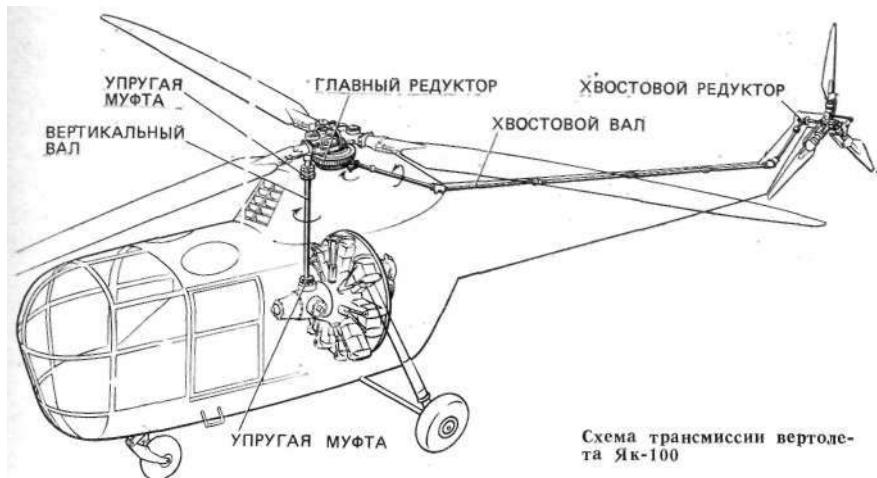


Схема трансмиссии вертолета Як-100

На вертолете Як-100 был установлен трехлопастной рулевой винт диаметром 2,6 м. Лопасти рулевого винта — деревянные, склеенные из ясеневых реек в носке и из сосновых реек в остальной части.

Комлевая часть лопасти была усиlena дуралюминовыми накладками, лопасти присоединялись к втулке с помощью горизонтальных шарниров.

Управление вертолетом Як-100, обычное для аппаратов однинитовой схемы, состояло из управления циклическим шагом лопастей несущего винта, объединенного управления общим шагом лопастей несущего винта и газом двигателя («Шаг — Газ») и управления шагом рулевого винта.

Управление вертолетом было дублированное.

Автомат перекоса был выполнен в виде пустотелого ползуна, перемещавшегося внутри вала главного редуктора, имел штангу, качавшуюся внутри ползуна на шаровом шарнире, и головку, помещенную на верхнем конце штанги.

На головке было установлено три рычага, связанных с поводками поворота лопастей несущего винта.

Штанга системой тяг и качалок соединялась с ручками управления циклическим шагом.

Рычаги объединенного управления «Шаг — Газ» при помощи жестких тяг были связаны с винтовым необратимым механизмом и с рычагом нормального газа двигателя. Винтовой механизм был связан с ползуном автомата перекоса.

Рычаг «Шаг — Газ» обеспечивал одновременное согласованное изменение общего шага лопастей несущего винта и нормального газа двигателя и допускал дополнительную корректировку нормального газа при неизменном общем шаге.

В систему управления циклическим шагом были включены специальные демпферы и пружинные разгрузочные устройства,

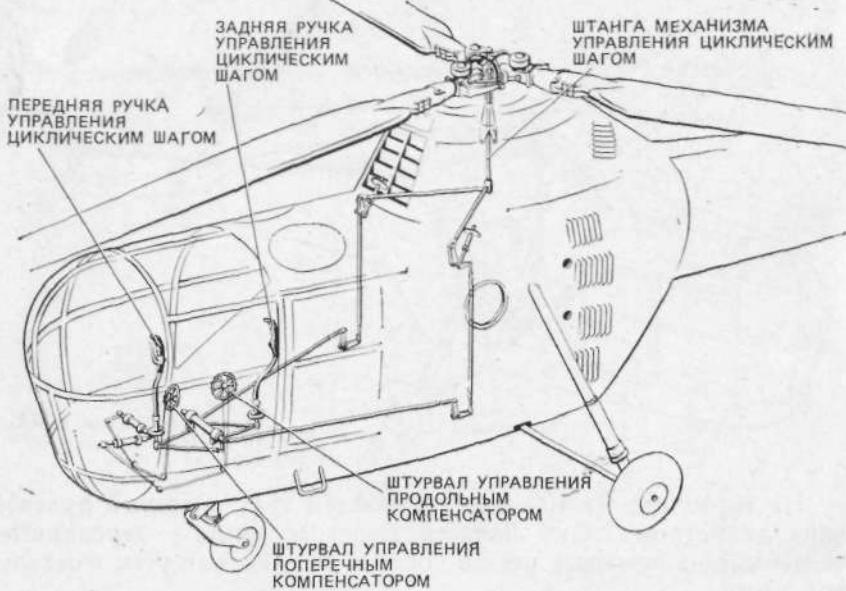


Схема управления циклическим шагом лопастей несущего винта вертолета Як-100

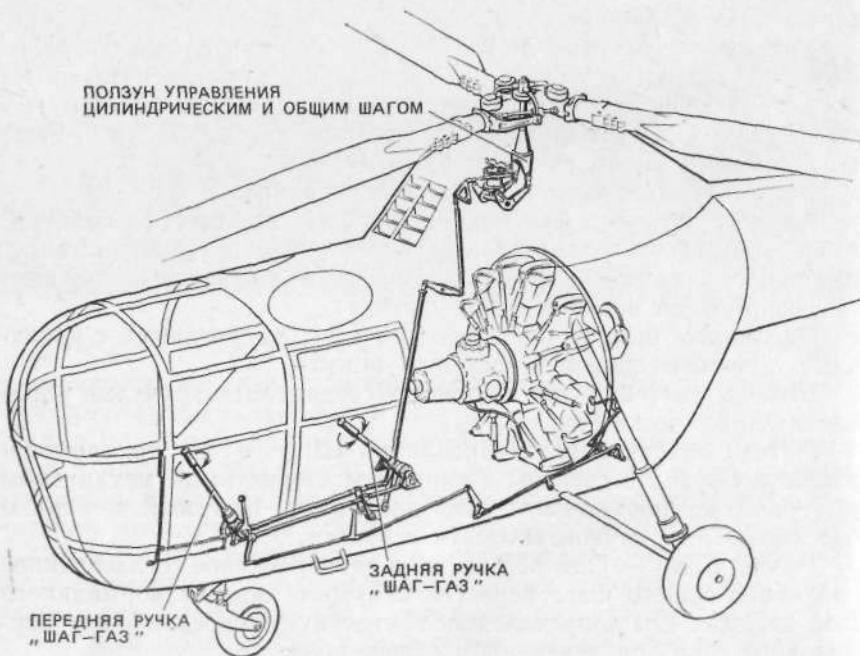


Схема управления общим шагом лопастей несущего винта вертолета Як-100

позволявшие регулировать усилия на ручке управления. Изменение натяжения пружин производилось штурвалами, установленными на левом пульте. Управление рулевым винтом производилось ножными педалями, связанными цепью управления с механизмом изменения шага рулевого винта.

В ноябре 1948 г. был построен и передан на заводские летные испытания первый экземпляр вертолета Як-100. В июле 1949 г. были построены второй экземпляр вертолета, который также поступил на заводские летные испытания.

Заводские летные испытания обоих экземпляров были закончены в июне 1950 г.

В процессе этих испытаний, в программу которых входили доводка вертолета, ресурсные испытания и снятие летных характеристик, были получены следующие летные данные вертолета Як-100:

максимальная скорость горизонтального полета	170 км/ч
статический потолок	2720 м
динамический потолок	5250 м
практическая дальность полета	325 км

Во время летных испытаний и доводки вертолета Як-100 было обнаружено явление флаттера лопастей несущего винта. При увеличении частоты вращения винта свыше 210 об/мин начиналась резкая тряска аппарата, сопровождавшаяся нарушением махового движения лопастей, «размывом» конуса несущего винта и ненормальным поведением ручки управления циклическим шагом.

С этим дефектом удалось достаточно быстро справиться путем перемещения к передней кромке центра тяжести лопастей несущего винта.

Во второй половине 1950 г. вертолет Як-100 прошел государственные испытания с положительной оценкой.

Вертолет Як-24

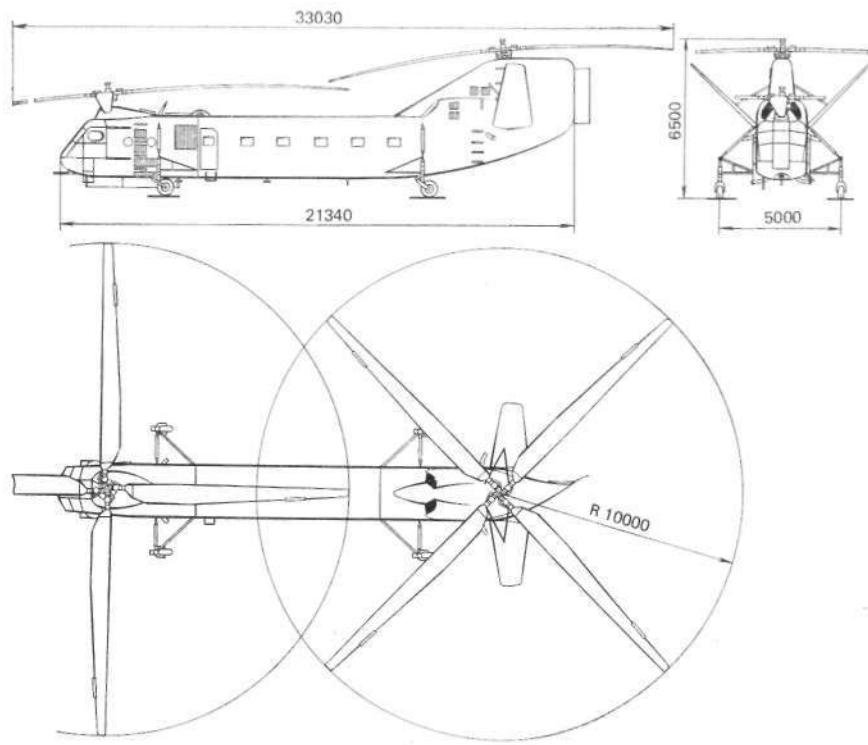
В конце 1951 г. в ОКБ было начато проектирование тяжелого вертолета, получившего марку Як-24.

Як-24 представлял собой двухвинтовой вертолет с продольным расположением несущих винтов (двухвинтовой вертолет продольной схемы).

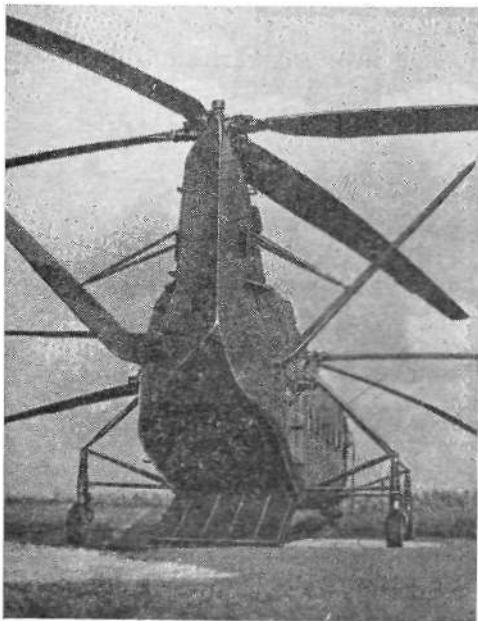
На вертолете были установлены два поршневых двигателя АШ-82В номинальной мощностью по 1430 л. с. каждый с принудительным воздушным охлаждением.

Вертолет Як-24 имел два четырехлопастных несущих винта, четырехколесное неубирающееся в полете шасси и двухместную кабину летчиков с двойным управлением.

Вращение несущих винтов в противоположные стороны было синхронизировано. Для уменьшения влияния переднего винта



Вертолет Як-24. Вид в трех проекциях



Вертолет Як-24. Грузовой трап откинут

на задний последний устанавливался со значительным превышением над первым.

Вертолет применялся в трех вариантах десантном: транспортном и санитарном. Кроме того, он мог быть дополнительно переоборудован для использования в качестве трубоукладчика и бензозаправщика.

Кабина летчиков была трехместная, два места — для летчиков, одно — для радиста.

В заднем конце грузовой кабины был расположен откидывающийся грузовой трап, по которому производилась загрузка и выгрузка грузов и военной техники.

В средней части пола для загрузки и разгрузки вертолета на режиме висения имелся люк, закрытый крышкой и двумя створками.

Для облегчения загрузки и выгрузки через люк пола в верхней части рамы была установлена электрическая лебедка грузоподъемностью 200 кг.

В санитарном варианте вертолета в грузовой кабине могли быть размещены 18 унифицированных носилок, сиденье и столик для врача, а также различный санитарный инвентарь.

В этом варианте люк пола мог быть использован для подъема в грузовую кабину раненых на носилках при помощи лебедки без посадки вертолета на землю.

Конструктивно каждая из двух несущих систем вертолета Як-24 (втулки несущих винтов, лопасти с сочленениями и автоматы перекоса) была аналогична несущей системе вертолета Ми-4. Это давало возможность использовать при создании вертолета Як-24 агрегаты, испытанные и доведенные на вертолете Ми-4 и освоенные в серийном производстве.

Трансмиссия вертолета состояла из двух главных редукторов, двух промежуточных редукторов и трансмиссионных валов, соединявших между собой двигатели и главные редукторы и обеспечивающих синхронное вращение несущих винтов.

Главный редуктор был шестеренчатый, планетарный с передаточным отношением 0,07417.

Планетарный механизм редуктора был двухступенчатый. Первая ступень состояла из зацепления, образованного двумя коническими зубчатыми колесами со спиральными зубьями, ведущего цилиндрического зубчатого колеса, укрепленного на хвостовике ведомого конического зубчатого колеса, неподвижного цилиндрического зубчатого колеса с внутренним зацеплением и шести сателлитных зубчатых колес, объединенных между собой общим корпусом, в верхней части которого находилось ведущее цилиндрическое зубчатое колесо второй ступени. Вторая ступень редуктора по схеме зацепления была аналогична первой ступени и состояла из ведущего цилиндрического зубчатого колеса, неподвижного зубчатого колеса с внутренним зацеплением и восьми сателлитов, корпус которых был соединен с валом редуктора.

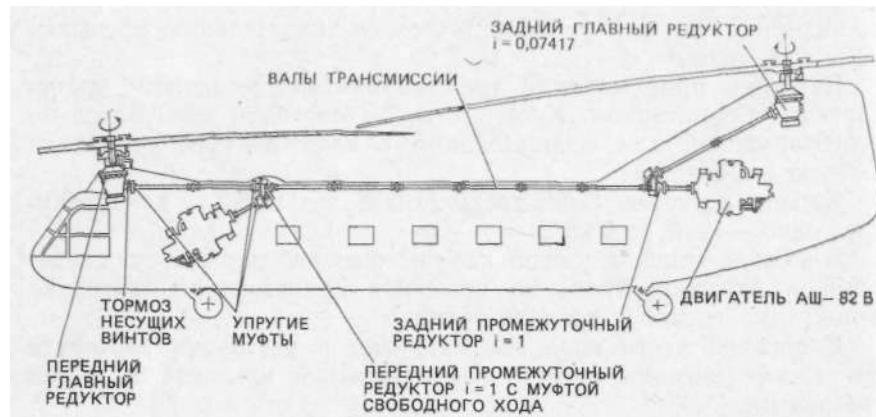


Схема трансмиссии вертолета Як-24

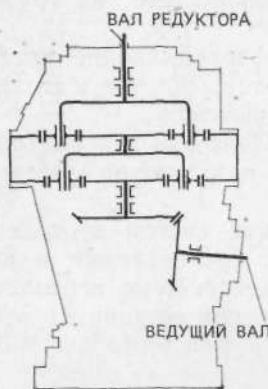


Схема главного редуктора трансмиссии вертолета Як-24

Передний и задний промежуточные редукторы принципиально ничем не отличались друг от друга. Каждый промежуточный редуктор состоял из корпуса, внутри которого было смонтировано два конических зубчатых колеса, муфты свободного хода и привода маслонасоса.

Управление вертолетом осуществлялось изменением величины и направления силы тяги несущих винтов путем:

одновременного и одинакового изменения общего шага обоих несущих винтов;

одновременного дифференциального изменения общего шага несущих винтов;

одинакового или разнозначного циклического изменения углов установки лопастей несущих винтов;

некоторыми комбинациями этих методов.

Конструктивно система управления вертолетом состояла из автоматов перекоса, ручек управления общим и циклическим шагом, ножных педалей и целого ряда качалок, тяг и других элементов.

Для обеспечения управления общим шагом без применения летчиком больших усилий и устранения возможности передачи усилий от несущих винтов к ручкам «Шаг — Газ» в проводку управления были включены четыре гидроусилителя, по одному основному и одному резервному на каждый несущий винт.

При отклонении ручки управления «на себя» или «от себя» происходило циклическое изменение шага несущих винтов в продольном направлении и одновременно согласованное дифференциальное изменение общего шага.

В проводку продольного управления были включены гидроусилители по одному основному на каждый винт и один резервный на оба винта. Гидроусилители, включенные в систему продольного управления, были обратимые, со степенью обратимости 1 : 10. В проводку управления включались инерционные демпферы и пружинный триммер.

Управление пружинным триммером было электрическое, осуществляемое при помощи дистанционного механизма.

В проводку поперечного управления включались три гидроусилителя (два основных и один резервный) и пружинный триммер. Система гидроусилителя была необратимая. Управление триммером — электрическое дистанционное.

Путевое управление вертолетом — сдвоенное, осуществлялось оно равновеликим, но разнозначным изменением циклического шага несущих винтов.

Путевое управление вертолетом было также снабжено пружинным триммером с электрическим дистанционным механизмом.

На случай выхода из строя основных гидроусилителей в системах управления общим шагом, продольного и поперечного управления были включены резервные гидроусилители, работающие от отдельной гидросистемы. Для повышения надежности работы гидросистемы были разделены на три самостоятельные системы, из которых две основные и одна резервная.

Управление гидравлическими муфтами сцепления, расположеннымими внутри носков картера двигателя, было электрическое, раздельное для каждого двигателя. Управление тормозом несущих винтов вертолета — тросовое.

На вертолете устанавливался полный комплект оборудования, необходимого для выполнения полетов в сложных метеорологических условиях дня и ночи.

Вертолет Як-24 строился одновременно в четырех экземплярах: один экземпляр предназначался для статических испытаний, второй — для ресурсных испытаний, третий и четвертый — для заводских и государственных летных испытаний.

Полные испытания прошли основные элементы трансмиссии вертолета, лопасти несущих винтов и вся двигательная группа с системой питания двигателей и их искусственного охлаждения.

Статические испытания первого экземпляра прошли успешно.

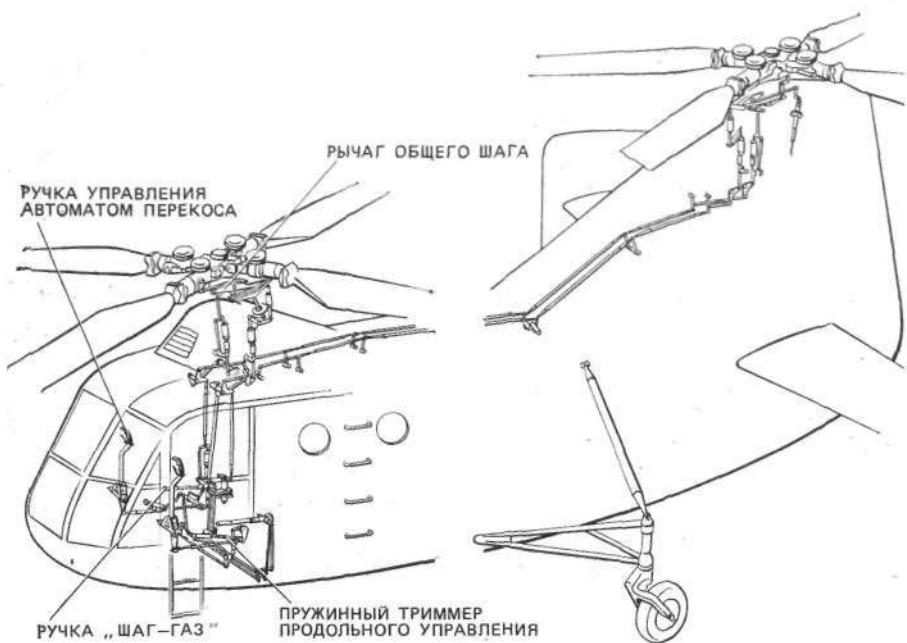


Схема управления вертолетом Як-24 (управление продольное общим шагом и дифференциальным общим шагом)

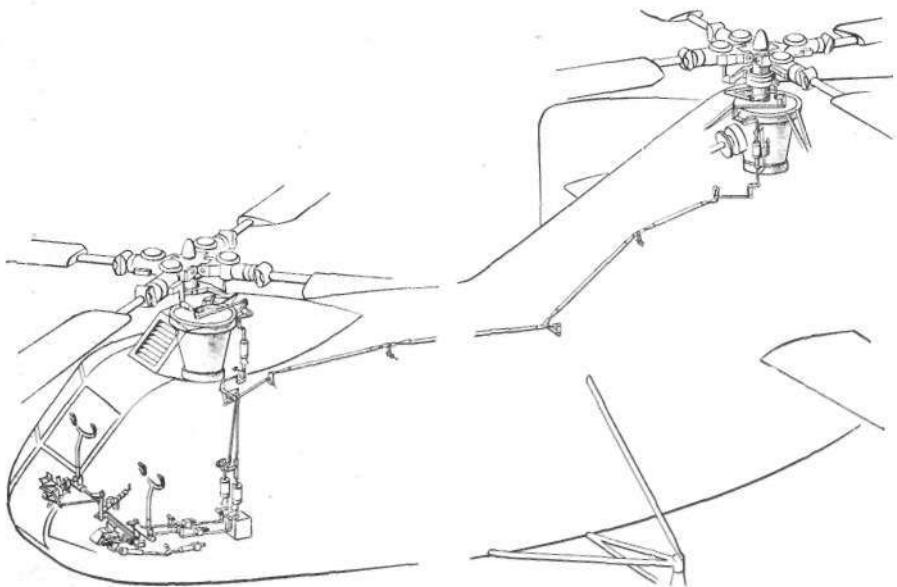
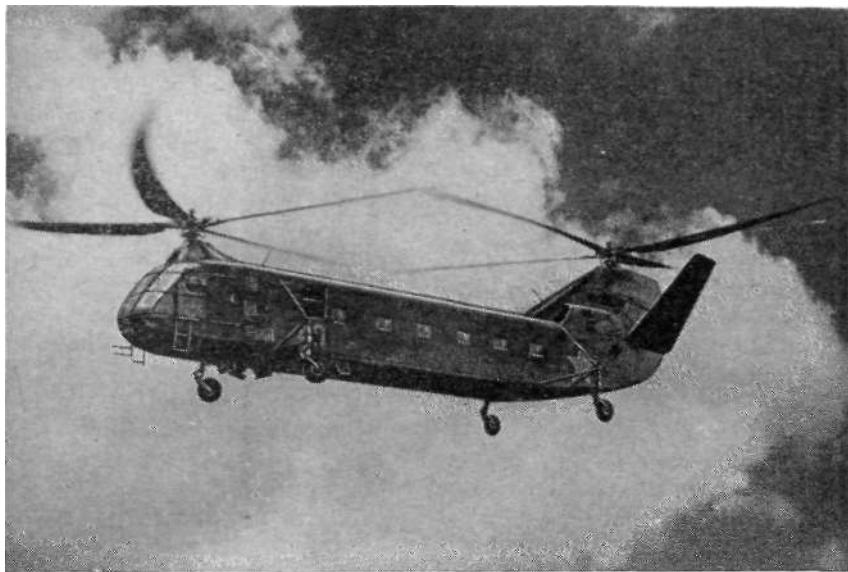


Схема поперечного и путевого управления вертолетом Як-24



Вертолет Як-24 в полете

Основные неприятности встретились в начале ресурсных испытаний. Это была вибрация вертолета, и борьба с ней потребовала больших усилий как со стороны конструкторов ОКБ, так и со стороны ученых и инженеров основных исследовательских авиационных институтов страны.

Тем временем один из экземпляров вертолета подготавливался к проведению заводских летных испытаний.

Начался период тщательного исследования нового вертолета, его изучения и освоения на режимах висения и полета на небольших высотах от земли.

3 июля 1952 г. экипаж вертолета в составе летчиков С. Г. Бровцева и Е. Ф. Милютичева совершил на вертолете Як-24 первый полет.

Это было большим достижением советского вертолетостроения: вертолет Як-24 по полетной массе, суммарной мощности двигателей и полезной нагрузке превосходил все советские и зарубежные вертолеты тех лет. Кроме того, это был первый в СССР вертолет новой принципиальной схемы — двухвинтовой продольной.

В последующих испытательных полетах стали постепенно выявляться дефекты нового вертолета, требующие изучения и устранения.

Самым трудным из них оказалась вибрация вертолета в полете, принимавшая на некоторых режимах размеры, угрожающие прочности конструкции.

Из зарубежной литературы были известно, что вибрация — это самая опасная, мучительная и трудноустранимая болезнь вертолетов. Было известно, что в течение многих лет Пясецкий (США) безуспешно боролся с вибрацией своего вертолета продольной схемы УН-16; много лет потратил на устранение вибраций вертолета «Бристоль-173» его конструктор Хаффнер (Англия). Столь же трудным оказался путь борьбы с этим явлением на вертолете Як-24, что сказалось на сроках его испытания и доводки.

Некоторого уменьшения вибрации удалось достигнуть, изменив собственные частоты лопастей несущих винтов путем уменьшения их длины на 500 мм. Однако этого было недостаточно.

В результате длительных и упорных поисков была обнаружена истинная причина этого явления, которая заключалась в неблагоприятном сочетании значительных деформаций фюзеляжа и неудачного расположения кинематической цепи системы управления вертолетом.

Изменение кинематики в системе управления принесло ожидаемые результаты — вибрация вертолета резко уменьшилась и появилась возможность провести нормальные заводские летные испытания вертолета Як-24, которые были завершены в конце 1954 г.

В начале 1953 г. вертолет Як-24 был предъявлен на государственные испытания, которые проходили с перерывами и были (окончены лишь в апреле 1955 г. Вертолет получил положительную оценку и был принят в серийное производство. Работы по дальнейшей доводке вертолета продолжались. Следует отметить основные из них, значительно улучшившие его конструкцию:

ранее имевшийся стабилизатор с большим поперечным V был заменен стабилизатором площадью $9,5 \text{ м}^2$ с поперечным $V = 20^\circ$ и с двумя профилированными шайбами, установленными на концах стабилизатора под углом $3^\circ 30'$ к продольной оси вертолета (шайбы повернуты влево); это улучшило путевую устойчивость вертолета и повысило его надежность в эксплуатации;

была усиlena конструкция некоторых узлов фюзеляжа.

Началось успешное освоение вертолета. Уже в 1955 г. на авиационном празднике четыре вертолета Як-24 приняли участие в воздушном параде, продемонстрировав высадку внушительного военного десанта.

17 декабря 1955 г. летчик Е. Ф. Милютин поднялся на вертолете Як-24 с грузом в четыре тонны на высоту 2902 м; в тот же день летчик Г. А. Тиняков совершил подъем груза в две тонны на высоту 5082 м. В 1956 г. эти результаты были утверждены ¹ФАИ как мировые рекорды.

О продолжительности пребывания вертолета в воздухе и о дальности его полета свидетельствует ряд беспосадочных перелетов, в частности перелет по маршруту Москва — Ленинград.

В порядке дальнейшего усовершенствования вертолета Як-24 и повышения его летно-тактических и эксплуатационных качеств была проведена его модификация.

Модифицированный вертолет, которому присвоена марка Як-24У, был построен в декабре 1957 г.

По сравнению с серийным вертолетом в конструкцию вертолета Як-24 был внесен ряд изменений:

вновь установлены несущие винты диаметром 21 м (как это было вначале на Як-24);

увеличены углы наклона несущих винтов переднего до $2^{\circ} 30'$ вправо и заднего до $2^{\circ} 30'$ влево;

ширина грузовой кабины увеличена на 400 мм;

предусмотрена установка устройства для наружной подвески грузов;

изменены размеры стабилизатора и установлены шайбы;

в системе управления вертолетом установлены автоматы демпфирования для автоматической стабилизации вертолета в полете; снят триммер с киля;

улучшена конструкция и увеличена прочность рам двигателей и отдельных узлов фюзеляжа;

увеличено количество дополнительных бензиновых баков и внесены изменения в систему их дренажирования;

изменена ферма и установлены новые амортизационные стойки заднего шасси, устранившие «земной резонанс».

В результате внесенных изменений:

значительно увеличилась грузоподъемность вертолета Як-24У по сравнению с серийным вертолетом Як-24;

увеличился полезный объем грузовой кабины, что расширило возможность применения вертолета по транспортировке крупногабаритных грузов;

появилась возможность транспортировать по воздуху крупногабаритные грузы массой до 3,5 т в подвешенном к вертолету положении.

В процессе освоения и дальнейшей доводки вертолета Як-24 была проведена большая работа (совместно со специализированным ОКБ) по автоматической стабилизации управления вертолетом, установке на вертолет автопилота оригинальной схемы и системы автотrimирования.

В начале 1958 г. впервые в Советском Союзе с целью улучшения характеристик устойчивости и управляемости вертолета Як-24 в систему управления было включено устройство автоматической стабилизации, создающее искусственное демпфирование курса, крена и тангажа. Это устройство значительно упростило управление вертолетом; летчик получил возможность на некоторое время оставлять управление вертолетом даже при полете в сложных метеорологических условиях.

Действие автоматов парирования, применяемых в устройстве автоматической стабилизации, было основано на автоматическом отклонении автоматов перекоса на величину, пропорциональную угловым скоростям движения вертолета относительно продольной, поперечной и вертикальной осей.

Чувствительным элементом автомата являлся датчик угловой скорости — гироскоп с двумя степенями свободы.

Усиленный сигнал, пропорциональный угловой скорости движения вертолета, поступал в реверсивный электродвигатель раздвижной тяги.

При вращении электродвигателя раздвижная тяга, перемещавшаяся в ту или иную сторону в зависимости от направления угловой скорости вертолета, вызывала отклонение автомата перекоса и парировала возникшее возмущение.

В процессе летных испытаний устойчивости и управляемости вертолета Як-24 с автоматами парирования изучалось возмущенное движение вертолета, обследовалась возможность выполнения полета с полностью освобожденным управлением, а также производился облет вертолета на различных режимах с включенными автоматами парирования и без них.

Автоматическая стабилизация была установлена на всех серийных вертолетах Як-24.

В июне 1959 г. успешно прошел летные испытания автопилот, созданный по схеме ОКБ.

Автопилот, установленный на вертолете Як-24, представлял собой электромеханический регулятор с регулированием по углу и угловой скорости, состоял из агрегатов автоматов парирования и агрегатов автопилота.

При неустановившемся полете, когда летчик производил изменение режима (изменение скорости, высоты, развороты и т. д.) раздвижные тяги работали от сигналов, поступавших от автоматов парирования.

При установленныхся режимах полета раздвижные тяги работали от сигналов, поступавших от агрегатов автопилота.

В системе автоматической стабилизации, установленной на вертолете Як-24, в качестве рулевых агрегатов впервые были применены раздвижные тяги, использующие только 30% запасов управления и позволяющие управлять вертолетом с включенной системой автоматической стабилизации с помощью ручки и педалей.

Автопилот обеспечивал стабилизацию полета вертолета на режимах прямолинейного горизонтального полета, набора высоты, при моторном и безмоторном планировании, на виражах, на всем диапазоне эксплуатационных скоростей и высот, включая режим висения.

Включение автопилота не требовало предварительной настройки и производилось автоматически после снятия усилий с органов управления на любом курсе и при любых положениях продольной и поперечной осей вертолета и зоне углов $\pm 30^\circ$ относительно истинного горизонта.

Для облегчения пользования триммерными механизмами на вертолете была установлена система автотриммирования.

Управление вертолетом через автопилот не было предусмотрено; изменение режима полета вертолета производилось обыч-

ными органами управления — ручкой управления и педалями. При этом автопилот автоматически отключался и переводился в режим согласования, а в систему управления вертолетом включались автоматы парирования. Автоматическое включение и выключение автопилота осуществлялось специальным устройством, смонтированным на триммерах механизмов вертолета.

По сравнению с существующими автопилотами система автоматической стабилизации имела следующие преимущества:

в случае заклинивания раздвижных тяг в крайних положениях запасы управления полностью сохранялись, изменялось лишь балансировочное положение органов управления;

в случае обрыва обратных связей рулевые агрегаты плавно уходили в крайние положения, а изменившееся положение вертолета летчик легко восстанавливал органами управления;

включение и выключение автопилота происходило плавно, без рывков;

в полете на установившихся режимах при работающем автопилоте органы управления (ручка, педали) были неподвижны и не отвлекали внимания летчика;

отсутствовали дополнительные органы управления, необходимые для управления вертолетом с помощью автопилота (летчик в любой момент имел возможность вмешаться в управление вертолетом, выполняя при этом обычные действия органами управления);

была обеспечена надежная стабилизация скорости в условиях сильной «болтанки»;

система автопилота включалась на земле перед взлетом и выключалась после посадки, не требуя в полете никаких дополнительных включений.

Система автопилота, установленная на вертолете Як-24, намного снизила утомляемость экипажа и значительно облегчила пилотирование тяжелых вертолетов в сложных метеорологических условиях на большие расстояния при сохранении заданных режимов полета.

Установленные в системах триммерных устройств продольного, поперечного и путевого управления механизмы концевых выключателей автотриммирования намного облегчили работу летчика: нажатием одной кнопки летчик приводил в действие три переключателя триммеров. При этом электромеханизмы триммеров работали до тех пор, пока не были сняты усилия с ручки (педалей) и механизмы концевых выключателей не займет исходное положение.

Благодаря большой грузоподъемности и возможности подвешивать груз на внешней подвеске вертолеты Як-24 и Як-24У нашли применение впервые в Советском Союзе в качестве летающих кранов и в строительстве. В июне 1959 г. вертолет Як-24 участвовал в восстановлении Екатерининского дворца в г. Пушкино — снимал деревянные формы и заменял их металлическими.

В июле 1959 г. вертолет Як-24 применялся при сооружении газопровода Серпухов — Ленинград.

В 1960 г. на базе вертолета Як-24У был построен 30-местный пассажирский вертолет Як-24А с большим комфорtabельным салоном. За перегородкой, в задней части салона, находились багажник с большой дверью для погрузки багажа и люк аварийного покидания вертолета.

Входная подножка, прямые линии зеркальных панелей окон и вся внешняя отделка делали вертолет Як-24 А похожим на летающий вагон.

В процессе летных испытаний, доводки и освоения вертолетов Як-24 конструкторскому коллективу пришлось столкнуться с целым рядом ненормальных явлений, весьма сложных и трудноустранимых, особенно в конструкции вертолета продольной схемы.

В результате настойчивой и напряженной работы работникам ОКБ при участии специалистов научно-исследовательских организаций удалось справиться с возникшими трудностями и ликвидировать большинство обнаруженных дефектов.

Освещая работы ОКБ А. С. Яковлева по созданию вертолетов (соосного, Як-100 и ЯК-24 с модификациями), следует отметить активную роль сотрудников ОКБ С. А. Бемова, П. П. Брылина, К. А. Виганта, Л. С. Вильдгрубе, К. С. Кильдишевой, С. Я. Макарова, Г. И. Огаркова, П. Д. Самсонова, Г. М. Семенова, Н. К. Скржинского, Л. М. Шехтера, И. А. Эрлиха и летчиков-испытателей С. Г. Бровпева, Ю. А. Гарнаева, Е. Ф. Милютинчева, Г. А. Тинякова.

Зарубежное вертолетостроение последних лет

За последние годы отмечается дальнейшее расширение сферы применения вертолетной техники, непрекращающийся рост ассигнований на доработку существующих и разработку новых образцов вертолетов, главным образом — военных. Проводится последовательное усовершенствование винто-крыльых аппаратов в направлении роста экономических показателей, повышения эксплуатационной надежности и улучшения летно-технических характеристик.

Новым характерным для зарубежного вертолетостроения последнего десятилетия направлением является создание ряда машин нового типа — боевых вертолетов. Основные задачи, выполняемые боевыми вертолетами, можно представить в следующем виде:

- борьба с танками, самоходными орудиями и боевыми машинами пехоты;
- поддержка наземных войск на поле боя;
- борьба с подводными лодками.

В соответствии с выполняемыми задачами боевые вертолеты делятся на два основных класса: ударные вертолеты и противолодочные вертолеты.

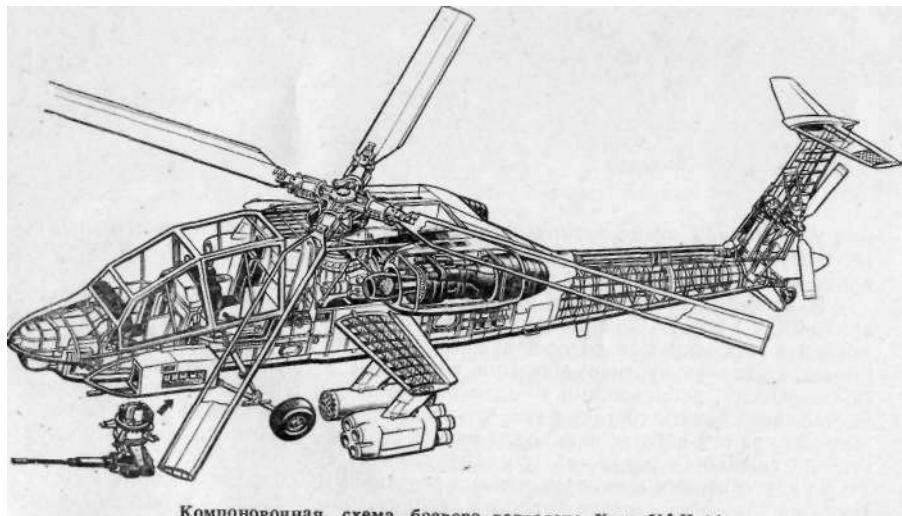
Основными видами вооружения ударных вертолетов являются противотанковые управляемые реактивные снаряды, неуправляемые реактивные снаряды и пулеметно-пушечное вооружение. Полетная масса вертолетов этого класса находится в пределах 4000—8000 кг, причем полетная масса возрастает одновременно с уровнем боевого совершенства машин, максимальная скорость — в пределах до 350 км/ч. Экипаж ударного вертолета, как правило, составляют два человека: летчик и оператор. Вертолеты оборудуются полуавтоматическими и автоматическими системами наведения противотанковых снарядов и достаточно сложными бортовыми вычислительными комплексами для отработки упрежденной точки прицеливания с учетом параметров траектории полета вертолета и внеш-



Боевой вертолет Белл АН-1Q (США)



Общий вид боевого вертолета Хьюз YAH-64 (США)



Компоновочная схема боевого вертолета Хьюз YAH-64 (США)



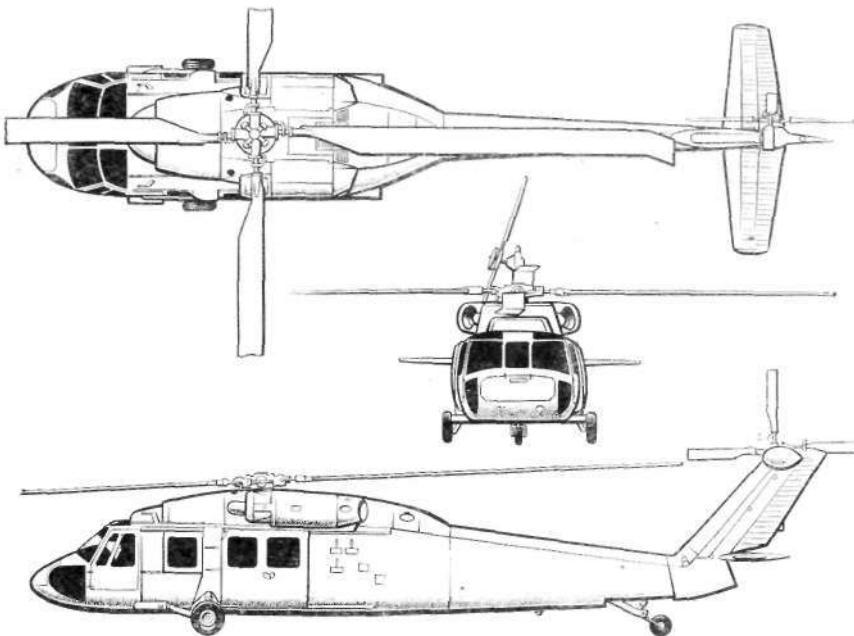
Легкий противотанковый вертолет
Хьюз 500 МД «Дефандер» (США)

Палубный противолодочный вертолет
Каман SH-2F (США)



них условий при пуске неуправляемых ракет и стрельбе из пулеметно-пушечного оружия. Ударные вертолеты — грозная боевая сила, особенно успешно применяемая для борьбы с танками противника.

К наиболее совершенным вертолетам этого типа можно отнести вертолет армии США Хьюз YAH-64. Вооружение этого вертолета состоит из 8—16 противотанковых реактивных снарядов и пушки калибра 30 мм. Ведутся работы по оснащению вертолета противотанковыми снарядами с двухрежимными головками самонаведения, работающими в радиолокационном и тепловом режиме. Преимущество такой ракеты состоит в том, что после прицельного пуска вертолет не должен вести за ней наблюдение, может менять позицию и маневрировать, что существенно снижает вероятность его обнаружения. Вертолет может снаряжаться также контейнерами с неуправляемыми реактивными снарядами калибра 70 мм. Большое внимание уделено вопросам эксплуатации вертолета в полевых условиях, безопасности экипажа при аварии и вопросу боевой живучести вертолета.



Общий вид и схема многоцелевого тактического транспортного вертолета Сикорский UH-60A (США)

Противолодочные вертолеты кроме основной задачи — обнаружения и уничтожения подводных лодок противника способны успешно поражать надводные цели, выполнять спасательные и разведывательные операции. Основным видом вооружения вертолетов для борьбы с подводными лодками являются торпеды и глубинные бомбы, для борьбы с надводными кораблями — управляемые реактивные снаряды. Кроме средств уничтожения на борту вертолетов этого класса имеется целый арсенал средств обнаружения подводных лодок и наблюдения за водной поверхностью. Это радиолокационные и гидроакустические станции, станции обнаружения радиолокационного излучения и т. д. Большинство противолодочных вертолетов зарубежных военно-морских сил предназначено для использования в качестве палубных, некоторые из них могут применяться также в качестве базовых вертолетов. Полетная масса вертолетов этого класса изменяется в довольно широких пределах (от 5000 кг до 9500 кг), максимальная крейсерская скорость — в диапазоне 230—260 км/час, экипаж составляет от 2 до 4 человек.

В качестве примера легкого палубного противолодочного вертолета может быть рассмотрен вертолет ВМС США «Каман SH-2F».

Для обнаружения подводных лодок вертолет оборудован активными и пассивными гидроакустическими буями, магнитометром, средствами поиска надводных целей — поисковой РЛС и средствами поиска и анализа сигналов корабельных РЛС — приемником обнаружения радиолокационного излучения.

На борту вертолета находятся две самонаводящиеся торпеды для уничтожения подводных лодок.

Вертолетный парк вооруженных сил зарубежных армий кроме непосредственно боевых вертолетов довольно широко оснащен вертолетами вспомогательного применения — разведывательными и военно-транспортными.

Разведывательные вертолеты, как правило, небольшой взлетной массы (1200—2000 кг) имеют экипаж 1—2 человека. Примером разведывательного вертолета может служить вертолет армии США — Хьюз 500 М-Д. При скорости



Военно-транспортный вертолет Boeing-Vertol CH-47D
«Чинук» (США)



Тяжелый военно-транспортный вертолет Sikorsky
YCH-53E (США)

полета 240 км/ч вертолет может патрулировать в течение 3 ч. Кроме основного назначения вертолет может использоваться в качестве воздушного командного поста на поле боя и легкого ударного вертолета. В последнем случае вертолет снаряжается четырьмя управляемыми противотанковыми снарядами, четырнадцатью неуправляемыми реактивными снарядами и пулеметом калибра 7,62 мм. По существу Хьюз 500М-Д — многоцелевой армейский вертолет.

В качестве среднего военно-транспортного вертолета армии США широко применяется вертолет Boeing-Vertol YCH-47D «Чинук». «Чинук» — двухвинтовой вертолет продольной схемы. Полная полетная масса вертолета 22 680 кг. На машине введен ряд мероприятий, повышающих боевую живучесть конструкции.

Самым большим из существующих в настоящее время зарубежных вертолетов является трехдвигательный тяжелый военно-транспортный вертолет армии США Sikorsky YCH-53E. Полная полетная масса этой машины 31630 кг макси-



Пассажирский вертолет Аэроспасьяль SA.321F «Супер Фрелон» (Франция)

мальная крейсерская скорость — 280 км/ч. Вертолет может перевозить груз массой 9000 кг на дальность 805 км или груз массой 14 500 кг на дальность 80 км.

В качестве примера военных вертолетов различного назначения в разделе приведено всего лишь по одному вертолету армии США. На самом деле примерно такого же уровня, во всяком случае в классе легких и средних машин, имеются вертолеты, построенные по своим проектам или лицензиям, в наиболее развитых капиталистических странах (Франции, Англии, Италии, ФРГ).

Транспортные и пассажирские вертолеты продолжают широко эксплуатироваться в сфере гражданского применения.

Полетные массы пассажирских вертолетов находятся в довольно широком диапазоне — от 3500 до 13 000 кг, максимальная крейсерская скорость — в диапазоне 240—270 км/ч. В качестве примера машин этого класса могут быть названы двадцатиместный вертолет США Boeing-Вертол Y179 и тридцатисемиместный трехдвигательный французский вертолет Аэроспасьяль SA.321F «Супер Фрелон».

Некоторые итоги

Общее состояние вертолетостроения и основные задачи

Первые успешные полеты вертолетов начались в начале 30-х годов нашего столетия и первым вертолетом, систематически на протяжении нескольких лет выполнявшим многочисленные полеты с исследовательскими целями, был советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА.

Начало промышленного освоения и массовой эксплуатации вертолетов относится к 1950—1952 гг.

За прошедший период вертолеты непрерывно совершенствовались, расширялись сферы и объем их применения как в народном хозяйстве, так и в вооруженных силах.

Современные вертолеты — это надежные летательные аппараты, способные выполнять различные задачи над сушей и морем, днем и ночью в сложных метеорологических условиях.

В настоящее время основное количество эксплуатируемых в СССР и за рубежом вертолетов построено по одновинтовой схеме. В США наряду с одновинтовыми успешно применяются двухвинтовые вертолеты продольной схемы, в Советском Союзе — двухвинтовые соосной схемы.

Подавляющее большинство современных вертолетов оборудовано ТВД и имеет механический провод трансмиссии. На средних и тяжелых вертолетах, а последнее время на многих легких вертолетах для повышения эксплуатационной надежности устанавливаются два или даже три двигателя.

Вертолеты оборудуются самыми современными навигационно-пилотажными системами, широко применяются различные автоматические устройства, в том числе системы автоматической стабилизации и автоматического управления.

На каждом из этапов развития вертолетостроения решались свои задачи, соизмеримые с уровнем общего технического развития и потребностями практического применения вертолетов. Однако всегда существовали и остаются актуальными поныне несколько стержневых задач, определяющих главное направление развития отечественного и зарубежного вертолетов строения,

В общем виде эти задачи можно сформулировать следующим образом:

- повышение эксплуатационной надежности вертолетов;
- улучшение летно-технических характеристик;
- повышение эффективности применения и упрощение технической эксплуатации вертолетов;
- развитие науки, обеспечивающей прогресс вертолетостроения.

Повышение эксплуатационной надежности вертолетов

Обеспечение безопасности полета — основное требование к любым летательным аппаратам. Непременным условием обеспечения безопасности полета летательного аппарата является надежность всех элементов конструкции на всех режимах полета в различных условиях эксплуатации. В большинстве стран мира в настоящее время гражданские воздушные суда, в том числе транспортные и пассажирские вертолеты, сертифицируются на соответствие принятым в этих странах нормам летной годности.

Следует отметить, что в плане обеспечения безопасности полета вертолеты по сравнению с самолетами имеют и преимущества и недостатки.

Основное преимущество вертолета — возможность выполнения посадки в случае отказа силовой установки (и в других случаях, требующих немедленного выполнения посадки) на площадку ограниченных размеров.

Основной недостаток вертолета — сложность конструкции несущей системы и трансмиссии, подверженность основных элементов знакопеременным нагрузкам. Последнее обстоятельство кроме обычных требований к совершенству конструкции и технологии предъявляет еще особые требования к качеству применяемых материалов, совершенству методики контроля, обоснованности действующих норм прочности, уровню лабораторных испытаний.

Косвенным показателем степени надежности может служить величина технического ресурса, установленная для вертолета него основных агрегатов.

Естественно, что ресурс, кроме того, в значительной степени определяет экономичность и стоимость эксплуатации вертолета.

Увеличение ресурса — это сложная техническая задача, решение которой осуществляется комплексно по следующим основным направлениям:

- снижение нагрузок, действующих в агрегатах вертолета;
- применение высококачественных материалов;
- строгое соблюдение требований технологии и контроля качества;

создание особо благоприятных условий для работы элементов конструкции (температурные условия, качество и надежность смазки, допустимые деформации и т. д.).

В настоящее время технический ресурс основных агрегатов вертолетов, находящихся в массовой эксплуатации, находится в пределах от 700—1000 ч до двух и более тысяч часов.

Повышение ресурса основных агрегатов вертолета — это одна из актуальных задач современного вертолетостроения.

Летно-технические характеристики

На заре вертолетостроения основное внимание обращалось на достижение вертолетом его основных специфических качеств — вертикального взлета, висения в воздухе и посадки без пробега. В последующие периоды внимание конструкторов сосредоточилось и на других показателях: грузоподъемности, высоте полета, скороподъемности.

В последнее время в связи с массовым применением вертолетов в качестве обычного транспортного средства и в качестве боевого летательного аппарата особое значение приобретают увеличение скорости полета, улучшение тяговых характеристик и повышение весовой отдачи.

Современные транспортные вертолеты имеют крейсерскую скорость 230—260 км/ч, максимальную 280—300 км/ч.

Для вертолета обычной схемы это хорошие показатели, свидетельствующие о высоком аэродинамическом совершенстве и высокой энерговооруженности. При проектировании новых вертолетов серьезное внимание уделяется уменьшению вредного сопротивления элементов конструкции фюзеляжа и несущих элементов несущего винта, шасси и др. Большие работы ведутся по изучению и совершенствованию аэродинамических характеристик несущего винта в направлении:

применения новых типов профилей лопасти;

изыскания оптимальных соотношений между диаметром винта, количеством лопастей, заполнением, окружными скоростями;

применения оптимальной формы лопасти в плане и т. д.

Непрерывно растет энерговооруженность вертолетов.

Можно полагать, что дальнейшее увеличение максимальной скорости полета будет связано с большими техническими трудностями и, по-видимому, традиционный путь дальнейшего аэродинамического усовершенствования и увеличения энерговооруженности осязаемых результатов не сулит. Наиболее перспективным направлением, по которому ведутся теоретические и экспериментальные работы, является применение вертолетов комбинированной схемы с тянувшими винтами или маршевыми турбореактивными двигателями.

Последние годы особое значение придается увеличению статического потолка, т. е. максимальной высоты висения вертолета

вне влияния земли. Высота статического потолка современных вертолетов около 800—1000 м и более.

Динамический потолок (максимальная высота, которая может быть достигнута в полете с поступательной скоростью) у большинства современных вертолетов составляет около 5000 м, т. е. относительно невелик.

Объясняется это тем, что основные задачи, стоящие перед вертолетами, наиболее рационально решаются на малых и средних высотах.

Одним из наиболее важных показателей конструктивного и технологического совершенства, в значительной степени определяющим экономичность и коэффициент полезного использования вертолета, является весовая отдача.

Увеличение весовой отдачи идет по пути:
выбора рациональной схемы вертолета;
тщательной проработки конструкции всех элементов вертолета;
применения современных высококачественных материалов;
уточнения норм прочности и разработки обоснованных расчетных случаев нагружения.

Кроме того, повышение весовой отдачи в значительной мере определяется снижением удельного веса двигателей, электро-приборного и радиоэлектронного оборудования.

Последний период вертолетостроения характеризуется существенным повышением полезной весовой отдачи. Для современных отечественных и зарубежных вертолетов весовая отдача составляет до 45—50%.

Дальность полета современных вертолетов в основных вариантах применения составляет примерно 400—500 км. На многих типах вертолетов предусмотрена возможность варьирования дальности в результате изменения полезной нагрузки.

На большинстве вертолетов имеется возможность существенного увеличения дальности (до 1000—2000 км и более) путем использования дополнительных топливных баков (как правило, в перегоночном варианте).

Эффективность применения, техническая эксплуатация вертолетов

Наряду с выполнением работ по обычной транспортировке грузов и пассажиров на близкие расстояния вертолеты выполняют целый ряд специфических задач, возможных и экономически целесообразных только при использовании аппаратов этого типа.

В Советском Союзе вертолеты широко применяются в различных областях народного хозяйства.

Повышение эффективности применения вертолетов в народном хозяйстве зависит от совершенствования вертолетов как лета-

тельных аппаратов. Это в основном увеличение грузоподъемности, крейсерской скорости, улучшение тяговых характеристик. Большое значение имеет понижение расхода топлива. В настоящее время этому уделяется серьезное внимание.

Эффективность и надежность вертолета в значительной степени зависит от сложности и совершенства технической эксплуатации.

В последние годы большое внимание уделяется уменьшению объема и повышению надежности наземной эксплуатации вертолета. Эксплуатация механических систем вертолета последовательно упрощается: увеличиваются межрегламентные сроки, уменьшается количество точек и увеличивается периодичность смазки соединений и т. д.

Значительные работы ведутся по упрощению эксплуатации электроприборного и радиоэлектронного оборудования: вводятся наземные комплексы контрольно-проверочной аппаратуры, все шире внедряется аппаратура встроенного контроля.

В связи со спецификой применения особое значение приобретает возможность автономного базирования вертолетов.

Вертолеты последних выпусков рассчитаны, как правило, на возможность длительной эксплуатации в отрыве от основной базы — они имеют автономные средства запуска двигателей, заправки и других видов обслуживания.

Наука и прогресс вертолетостроения

На всех этапах развития вертолетостроения каждый успех являлся результатом глубоких научных изысканий как теоретического, так и экспериментального характера.

В последнее десятилетие, характеризуемое широким применением электронных счетно-решающих машин, стало возможным производить сложнейшие теоретические изыскания в области всех проблем вертолетостроения, принимая во внимание множество новых факторов, которые прежде не учитывались.

Развитие вертолетостроения вызвало необходимость экспериментальной проверки и доводки наиболее важных агрегатов вертолета, в первую очередь несущего винта. Созданные для этого стенды дали возможность испытывать несущий винт в условиях, близких к условиям полета вертолета на разных режимах.

Кроме специализированных стендов для исследовательских работ широкое распространение получили натурные стены и летающие лаборатории. Конструкция натурного стенда включает все основные системы вертолета, представляющие интерес для комплексной наземной отработки. На этих же стенах проводят ресурсные испытания.

Летающие лаборатории предназначаются для исследования в полете элементов конструкции опытных и экспериментальных несущих и рулевых винтов, исследования опытных силовых

установок, систем управления, различных радиотехнических систем и т. д.

Предварительная отработка на натурных стендах и летающих лабораториях дает возможность при необходимости своевременно внести изменения в конструкцию, тем самым существенно сократив сроки создания и доводки опытных вертолетов.

Для определения запаса прочности элементов конструкции разных агрегатов создаются специальные динамические стенды, дающие возможность воспроизвести условия полетного нагружения.

Создана и непрерывно совершенствуется аппаратура систем бортовых измерений с многоканальными осциллографическими и магнитными накопителями информации.

Широко применяется телеметрическая аппаратура.

Новые задачи, стоящие перед вертолетостроением, предъявляют повышенные требования к науке, к расширению теоретических и экспериментальных исследований.

ПРИЛОЖЕНИЕ
ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ СОВЕТСКИХ АВТОЖИРОВ

Наименование автожира (марка)	КАСКР I	КАСКР II	ЦАГИ 2-ЗА	ЦАГИ А-4	ЦАГИ А-6	ЦАГИ А-7	ЦАГИ А-8
Год выпуска	1929	1930	1931	1932	1933	1934	1934
Тип автожира							Крылатый
Число мест	2	2	2	2	2	2	2
Наименование двигателя (марка)	«Рон»	«Титан»	«Титан»	М-26	М-11	М-22	М-11
Мощность двигателя, л. с.	110	230	230	300	100	480	100
Ротор	Диаметр, м	12	12	12	13	11	15,18
	Число лопа- стей	4	4	4	4	3	3
	Заполнение	0,106	0,106	0,1145	0,1058	0,086	0,063
	Частота вра- щения, об/мин	115	120— 135	146	150	180	
Площадь крыла, м ²				5,36	6,2	5,9	14,7
Весовые данные	Полетная мас- са, кг	950	1100	1032	1320	815	2056
	Масса пустого, кг	750	865	765	1020	562	1300
	Удельная нагрузка на ометаемую поверхность, кг/м ²	8,4	9,73	9,15	10	8,58	11,38
Удельная нагрузка на единицу мощности двигателя, кг/л. с.	8,65	4,78	4,5	4,4	8,15	4,29	8,37
Летные данные	Максимальная скорость в км/ч на высоте, м		110	160	176 3000	142 0	210 0
	Минимальная скорость в км/ч на высоте, м			58	50	53	46
	Потолок, м		450	4200	4100	2000	4800
	Скороподъем- ность у земли, м/с			4			

Наименование автожира (шифр)	ЦАГИ А-10 ¹	ЦАГИ А-12 ²	ЦАГИ А-13 ³	ЦАГИ А-14	ЦАГИ А-15	А-10 ⁴	АК ⁵	
Год выпуска	1933	1936	1936	1935	1937	1937— 1939	1940— 1943	
Тип автожира	Крылатый	Бескрыльный с непосред- ственным уп- равлением втулкой	Крылатый	Бескрыльный с непосред- ственным уп- равлением втулкой	Бескрыльный с непосред- ственным уп- равлением втулкой	Бескрыльный излетающий без разбега		
Число мест	6	1	2	2	2	2	2	
Наименование двигателя (шифр)	М-22	Райт- Цик- лон F-3	М-11	М-11	М-25В (МВ-4)	Рено (МВ-4)	МВ-6	
Мощность двигателя, л.с.	480	640	100	100	700	140	225	
Ротор	Диаметр, м	16	14	11,5	11	18	12	13,5
	Число лопа- стей	3	3	3	3	3	3	3
	Заполнение		0,0614	0,07	0,085	0,053	0,0462	0,0495
	Частота вра- щения, об/мин	140— 150	160—260			160— 200	210	200
Площадь крыла, м ²	12							
Весовые данные	Полетная мас- са, кг	2250	1687	798		2560	850	1317
	Масса пустого, кг	1345	1343	559		1695	566	1026
Удельная нагрузка на ометаемую поверхность, кг/м ²	11,2	10,95	7,68		10	7,5	9,2	
Удельная нагрузка на единицу мощности двигателя, кг/л. с.	4,7	2,6	7,98		3,66	6,1	5,85	
Летные данные	Максимальная скорость в км/ч на высоте, м	195 0 [2300 245 2200]	332 2300 [1000 52 900]	151 0		283 2900 [48 0]	155	176
	Минимальная скорость в км/ч на высоте, м	65 0 [52 900]	39 1000 [52 900]			45		
	Потолок, м	4000	7500 [5570]			6750	3200	4700
	Скороподъем- ность у земли, м/с	3,9	11,1			6,7	3,2	

¹ Летные характеристики даны на основании аэродинамического расчета при эскизном проектировании.

² Летные характеристики даны на основании последнего варианта аэродинамического расчета. В скобках приводятся летные данные, фактически полученные в процессе летных испытаний, не оконченных из-за катастрофы с автожиром.

³ Летные характеристики автожира ЦАГИ А-13 специально не были сняты (см. текст).

⁴ Летные характеристики даны на основании аэродинамического расчета при эскизном проектировании (автожир не строился).

⁵ Летные характеристики даны на основании аэродинамического расчета (автожир АК не был закончен в постройке и не испытывался).

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Наименование конструкторской организации	Отдел особых конструкций (ООК) ЦАГИ				Опытно-
Марка аппарата	ЦАГИ 1-ЭА	ЦАГИ 5-ЭА	ЦАГИ 11-ЭА	ЦАГИ 11-ЭА ПВ	Омега 3 (2МГ)
Год выпуска	1930	1933	1936	1939	1941
Схема вертолета	Одновинтовой				Двухвин
Количество членов экипажа	1	1	1	1	1
Количество пассажиров	—	—	1	1	1
Несущий винт	Количество несущих винтов	1	1	1	2
	Диаметр, мм	11	12 (7,8)	15,4 (9,2)	15,4 (9,2)
	Число лопастей	4	3+3	3+3	3×2
	Заполнение	0,115		0,0611	0,0611
	Частота вращения, об/мин	153	153	183	577
Весовые данные	Полетная масса, кг	1145	1210	2600	2250
	Масса пустого, кг	982	1047	—	1760
Двигатель	Тип двигателя	Ротативный воздушного охлаждения		Водяного охлаждения	Рядный воздушного охлаждения
	Марка	M-2		G-V1570	
	Количество двигателей	2	2	1	1
	Взлетная мощность, л. с.	120	120	630	630
	Номинальная мощность, л. с.	120	120	630	220

СОВЕТСКИХ ВЕРТОЛЕТОВ

конструкторское бюро И. П. Братухина				Опытно-конструкторское бюро А. С. Яковлева			
Омега II ⁴	Г-3	Г-4	Б-11 ⁸	Экспери- менталь- ный сосочный	Як 100	Як-24	Як-24 ⁸
1944	1945	1947	1948	1947	1948	1952	1957
товой поперечной схемы				Двух- винтовой сосочный	Одно- винтовой	Двухвинтовой продольной схемы	
1	1	1	3	2	1	2	2
1	1	1		—	1 (2)	20	37
2	2	2	2	2	1	2	2
7	7	7,7	10	10	14,5	20	21
3×2	3×2	3×2	3×2	2+2	3	4+4	4+4
0,05	0,05	0,04	0,04	0,033	0,0545	0,073	0,068
595 (526)	566	540		233	232	178	178
2300	2600	3002	4150	1020	2180	14 270	15 830
1880	2195	2364	3398	878	1805	10 607	11 000
Звездообразный воздушного охлаждения				Воздушного охлаждения			
МГ-31Ф	Пратт-Уитни R 985 AN-1	АИ-26ГР	АИ-26ГРФ	М-11-ФР-1	АИ-26ГРФЛ	АШ-82В	АШ-82В
2	2	2	2	1	1	2	2
350	450	500	550		575	1700	1700
300	350	370	420	140	420	1430	1430

Наименование конструкторской организации		Отдел особых конструкций (ООК) ЦАГИ				Опытно-	
Марка аппарата		ЦАГИ 1-ЭА	ЦАГИ 1-б-ЭА	ЦАГИ 11-ЭА	ЦАГИ 11-ЭАПВ	Омета	
Год выпуска		1930	1933	1936	1939	1941	
Удельные нагрузки	p , кгс/м ²	12,05	10,7	13,95	12,1	26,65	
	q , кгс/л. с.	4,76	5,04	4,13	3,58	4,67	
Летные данные	Максимальная скорость, км/ч	20—30	20		50—60	186 (115)	
	Статический потолок, м	605	40	—	50	2900 (150)	
	Динамический потолок, м			150		6000	
	Дальность, км	—	700 м	—	—	250	
Наименование конструкторской организации		Опытно-конструкторское бюро Н. И. Камова					
Марка аппарата		Ка-8	Ка-10	Ка-15М	Ка-18	Ка-26	
Год выпуска		1947	1949	1953	1956	1965	
Схема вертолета		Двухвинтовой соосной схемы					
Количество членов экипажа		1	1	1	1	1	
Количество пассажиров		—	—	1	2—3	6—7	
Несущий винт	Количество несущих винтов	2	2	2	2	2	
	Диаметр, м	5,6	6,12	9,96	9,96	13	
	Число лопастей	3×2	3×2	3×2	3×2	3×2	
	Заполнение	0,04	0,0375	0,03	0,0312	0,0735	
	Частота вращения, об/мин	475	410	330	330	294	

конструкторское бюро И. П. Братухина				Опытно-конструкторское бюро А. С. Яковлева			
Омега 114	Г-3	Г-4	Б-116	Экспериментальный союзный	Як-100	Як-24	Як-24У
1944	1945	1947	1948	1947	1948	1952	1957
29,9	33,8	32,2	26,4	13,0	13,2	22,75	22,88
3,84	3,72	3	3,77	7,28	5,2	4,2	4,66
150	170	148	155	150	170	175	175
—	1100	2400	—	250	2720	2000	1500
3000	2500	2400	2550	2700	5250	4200	2700
—	—	233	328	235	325	265	255

Опытно-конструкторское бюро М. Л. Миля

Ка-25К	Ми-1 ⁷	Ми-4	Ми-6 ⁸	Ми-10	Ми-2 ⁹	Ми-8 ⁸	Ми-12 ⁸
1967	1948	1952	1957	1960	1961	1962	1967
Одновинтовой							Двух-винтовой попе-речной схемы
1—2	1	1	5	3	1	3	6
12	3	12	65	28	7—8	28	
2	1	1	1	1	1	1	2
15,74	14,346	21	35	35	14,5	21,288	35
3×2	3	4	5	5	3	5	5×2
0,09	0,05	0,063	0,086	0,086	0,0527	0,0777	0,086
237	232	178	120	120	246	192	120

Наименование конструкторской организации		Опытно-конструкторское бюро Н. И. Камова				
Марка аппарата		Ка-8	Ка-10	Ка-15М	Ка-18	Ка-26
Год выпуска		1947	1949	1953	1956	1965
Весовые данные	Полетная масса, кг	275	375	1370	1460	3060
	Масса пустого, кг	183	234	968	1040	2072
Двигатели	Тип двигателя	Двухцилиндровый воздушного охлаждения	Четырехцилиндровый воздушного охлаждения	Двигательный воздухоходовский охлаждения		Воздушного охлаждения
	Марка	М-76	АИ-4В	АИ-14В	АИ-14В	М-14В26
	Количество двигателей	1	1	1	1	2
	Взлетная мощность, л. с.	44,8	55	255	255	325×2
	Номинальная мощность, л. с.	44,8	55	255	255	275×2
Удельные нагрузки	p , кгс/м ²	11,2	12,75	17,6	18,71	23,1
	q , кгс/л. с.	6,15	6,82	5,37	5,71	4,7
Летные данные	Максимальная скорость, км/ч	80	90	150	145	170
	Статический потолок, м	4	500			640
	Динамический потолок, м	250	2000	3000	3000	2100
	Дальность, км		95	250—310		400

¹ В рубрике «Летные данные» приведены фактически достигнутые результаты летные возможности аппарата.

² После проведения наземных испытаний аппарат был подвергнут коренной пере-

³ Летные данные приведены в соответствии с аэродинамическим расчетом. Плохая фактические летные характеристики. В скобках приведены значения, достигнутые в про-

⁴ Частота вращения несущих винтов вначале была 595 об/мин (передаточное число и частота вращения несущих винтов были доведены до 526 об/мин).

⁵ Летные данные, указанные в таблице, были фактически получены в летных испытаниях на срыву потока на лопастях. Эти данные не характеризовали возможности вертолета и

⁶ Приведенные летные данные получены пересчетом замеров, произведенных на пер-

⁷ Летные данные относятся к варианту Ми-1А. В скобках указаны данные для

⁸ Цифры в числителе относятся к нормальной, а в знаменателе к максимальной

Опытно-конструкторское бюро М. Л. Миля							
Ка-25К	Ми-1 ⁷	Ми-4	Ми-6 ⁸	Ми-10	Ми-2 ⁸	Ми-8 ⁸	Ми-12 ⁸
1967	1948	1952	1957	1960	1961	1962	1967
— 7100	2296 (1950)	6950	40 500 44 000	43 450	3550 3700	11 100 12 000	97 000 105 000
4200	1798	4900	27 500	26 620	2350	7015	
ГТД	Воздушного охлаждения	Воздушного охлаждения	ТВД	ТВД	ТВД	ТВД	ТВД
ГТД-3Ф	АИ-26В	АШ-82В	Д-25В	Д-25В	ГТД-350	ТВ2-117	Д-25ВФ
2	1 *	1	2	2	2	2	4
900×2	575 (500)	1700	5500	5500	400	1500	6500
800×2	430 (370)	1430	4700	4700	320	1200	4700
36,8	14,21	20,1	42,1	45,1	21,2	30,9	52/56
3,81	3,99 (3,9)	4,08	3,68	3,94	4,38	3,67	3,73/4,04
220	170 (190)	185	300	235	210	250 230	260 240
600	3000 (3450)	2000					
3500	3000 (6800)	5500	4500	3000	4000 3000	4500 4000	3500 3000
650	370 (495)	410	300—900	250	160/240	500/890	500

Летные данные по аэродинамическому расчету значительно выше. Точно также были выше делке, в связи с чем в полете он не испытывался. работа двигателей не дала возможности провести нормальные летные испытания и снять процесс испытаний. $i = 0,32$). В процессе летных испытаний передаточное число изменено на $i = 0,283$ таниях, где были введены ограничения во избежание попадания в режимы, близкие были значительно ниже расчетных. вом этапе испытаний, и последующим аэродинамическим расчетом. опытного экземпляра Ми-1. взлетной массе.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Страна	США	США	США	США
Наименование	Белл AH-1S «Кобра»	Хьюз AH-64	Хьюз-500М-Д «Дефендер»	Каман SH-2F
Назначение	Боевой вертолет	Боевой вертолет	Разведы- вательный	Противо- лодочный
Схема	Одновин- товой	Одновин- товой	Одновин- товой	Одновин- товой
Диаметр несущего винта, м	13,5	14,63	8,04	13,4
	Тип	ТВД	ТВД	ТВД
	Наименование	Лайкоминг T53-L-703	Дженерал Электрик T700-G-E-700	Аллисон 250-C20B
Двигатель	Количество	1	2	1
	Мощность, л. с.	1485	1540	420
	Число мест (экипаж/пасса- жиры)	2	2	2
	Взлетная масса, кг	4540	7890	5800
	Масса пустого, кг	2675	4310	600
Удельные нагрузки	p , кг/м ²	31,7	46,5	—
	q , кг/л. с.	3,06	2,56	—
	Максимальная крейсерская скорость, км/ч	280	290	240
	Дальность, км	590	700	480
				680

НЕКОТОРЫХ ЗАРУБЕЖНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

США	ФРГ	США	США	США	Франция	Франция
Сикорский UH-60	Белков BO-107	Бонинг- Вертол YCH-47-D «Чинук»	Сикор- ский CH-53E	Бонинг- Вертол V-179	Аэро- спасьят SA-330G «Пума»	Аэро- спасьят SA-321F «Супер Фрелон»
Легкий транспорт- ный	Легкий транспорт- ный	Средний транс- порный	Тяжелый транс- порный	Пассажир- ский	Пасса- жирский	Пасса- жирский
Одновин- товой	Одновин- товой	Двух- винтовой про- дольная схема	Одно- винто- вой	Одновин- товой	Одно- винто- вой	Одно- винто- вой
16,36	11	18,3	24,01	14,93	15,0	18,9
ТВД	ТВД	ТВД	ТВД	ТВД	ТВД	ТВД
Дженерал Электрик T700-GE-700	Лайкоминг LTS-110-650A	Лайко- минг T55-L-712	Джене- рал Элек- трик T64-415	Дженерал Электрик T700-GE-700	Турбо- мека «Тюрмо» 4C	Турбо- мека «Тюрмо» 3C7
2	2	2	3	2	2	3
1540	650	4500	4380	1540	1570	1550
3/11	1/11	2/44	3/55	2/20	2/21	2/37
7460	2900	22 680	31 630	8700	6700	13 000
4760	1400	10 320	14 150	4260	3540	6850
35,6	30,5	43,4	70	49,5	37,9	45,4
2,42	2,22	2,37	2,4	2,8	2,13	2,8
280	260	—	280	270	230	250
600	590	—	180	600	570	800

Список литературы

1. **Беляков В. Т., Панов Н. Н., Филиппов В. В.** Техническая эксплуатация вертолетов, М.: Военное издательство МО, 1961. 312 с.
2. **Братухин И. П.** Теория ротора автожира. — ТВФ, 1933, № 7, с. 13—34.
3. **Братухин И. П.** Аэродинамический расчет автожира. — ТВФ, 1934, № 3, с. 28—38.
4. **Братухин И. П.** Автожиры. Теория и расчет. М.: ОНТИ, 1934. 111 с.
5. **Братухин И. П.** Проектирование и конструкции вертолетов, М.: Оборонгиз, 1955. 360 с.
6. **Воздухоплавание и авиация в России до 1907 г.** Под ред. В. А. Попова. М.: Оборонгиз, 1956. 952" с.
7. **Дмитриевой С., Есаулов С. Ю.** Системы управления одновинтовых вертолетов, М.: Машиностроение, 1969, 219 с.
8. **Жабров А. А.** Самолет. Планер. Автожир. Геликоптер. М: Редиздат ЦС Союза Осоавиахим СССР, 1948. 192 с.
9. **Жуковский Н. Е.** О полезном грузе, поднимаемом геликоптером. — Собр. соч. М., 1937. Т. VI, с. 32—42. 1949. Т. IV, с. 362—372.
10. **Жуковский Н. Е.** Опыт теоретического определения эффекта ветра, дующего в плоскости геликоптерного винта. — Собр. соч. М-, 1937. Т. VI, с. 60—67. 1949. Т. IV, с. 388—394.
11. **Захарин В. А.** Вертолет, М.: Оборонгиз, 1956. 83 с.
12. **Изаксон А. М.** Влияние близости земли на устойчивость геликоптерного винта. — ТВФ, 1927, № 6. с. 361—362.
13. **Изаксон А. М.** Работа воздушного винта на режиме авторотации. — Труды ЦАГИ, 1930, вып. 47. 67 с.
14. **Изаксон А. М.** Геликоптеры. М.: ГНТИ, 1931. 142 с.
15. **Изаксон А. М., Антонов Д. И.** Работа воздушных винтов с элеронами на режиме авторотации. — Труды ЦАГИ, вып. 127, 1932. 24 с.
16. **Изаксон А. М.** Исследование работы взаимно-перекрывающихся воздушных винтов». — ТВФ, 1933, № 3, с. 4—11.
17. **Изаксон А. М., Солнцев Г. И.** Работа на месте воздушных винтов с элеронами. — ТВФ, 1933, № 10, с. 70—95.
18. **Изаксон А. М.** Пути и перспективы советского автожиростроения. — ТВФ, 1933, № 7, с. 7—13.
19. **Изаксон А. М., Лаписов В. П.** Работа воздушного винта на режиме косой обдувки. — ТВФ, 1934, № 8, с. 41—50, 1936; № 4, с. 42—50.
20. **Изаксон А. М.** Геликоптеры. М.: Оборонгиз, 1947. 226 с.
21. **Изаксон А. М.** Их истории автожиро- и вертолетостроения. — Труды института истории естествознания и техники АН СССР. Т. 38, 1961, с. 281—287.
22. **Изаксон А. М.** Советское вертолетостроение. М.: Машиностроение, 1964. 311 с.
23. **Изаксон А. М.** Создание первых советских вертолетов (к 25-летию рекордных полетов первого советского геликоптера ЦАГИ 1-ЭА), — В кн.: Из истории авиации и космонавтики. 1967, вып. 5, с 6—18.

24. **Изаксон А. М.** На заре советского вертолетостроения. (Воспоминания. Дела и люди). — В кн.: Из истории авиации и космонавтики, 1975, вып. 26 с. 3—93.
25. Изаксон-Елизаров В. А. Самый могучий в мире. — Крылья Родины 1972, № 1, с. 34—35.
26. **История** воздухоплавания и авиации в СССР, период до 1914 г. Под ред. В. А. Попова. М : Оборонгиз, 1944, 647 с.
27. **Камов Н. И.** Развитие конструктивных форм винтовых летательных аппаратов. — ТВФ, 1945 № 7—8, с. 42—53.
28. **Камов Н. И.** Винтовые летательные аппараты. М.: Оборонгиз, 1948, 207 с.
29. **Кондратьев П. В.** Вертолеты и их применение. М.: Изд. ДОСААФ, 1960, 158 с.
30. **Кондратьев П. В.** Вертолеты. М.: Знание, 1960, 46 с.
31. **Кондратьев П. В.** Вертолет в полете. М.: Знание, 1965, 48 с.
32. **Кузнецов В. А., Миль М. Л.** Экспериментальный аппарат ЦАГИ 2-ЭА типа автожира. — ТВФ, 1933, № 5, с. 1—18.
33. **Кузнецов В. А.** Автожир ЦАГИ А-6. — Бюллетень ЦАГИ, 1933, № 21, с. 6—12.
34. **Миль М. Л.** О разбеге автожира. — ТВФ, 1934, № 5, с. 23—39.
35. **Миль М. Л.** Балансировка и устойчивость автожира. — ТВФ, 1934, № 10, с. 39—61.
36. **Миль М. Л.** Автожир, взлетающий без разбега. — ТВФ, 1935, № 8, с. 94—96.
37. **Миль М. Л.** Неуправляемые развороты автожира при посадке и разбеге. — ТВФ, 1936, № 1, с. 31—47.
38. **Миль М. Л.** О динамическом закручивании лопастей ротора автожира в полете. — ТВФ, 1937, № 2, с. 23—47.
39. **Миль М. Л.** Аэродинамика ротора автожира при криволинейном движении. — ТВФ, 1939, № 1, с. 58—82.
40. **Миль М. Л.** Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении. — Труды ЦАГИ 1940, вып. 465, 60 с.
41. **Миль М. Л., Ярошенко В. Н.** Аэродинамический расчет геликоптера. — ТВФ, 1946, № 11, с. 1—10.
42. **Миль М. Л.** Вертолеты. М.: Знание, 1957, сер. IV, № 14, 39 с.
43. **Миль М. Л.** Некоторые замечания о периоде становления советского вертолетостроения. — В кн.: Из истории авиации и космонавтики. 1967, вып. 5, с. 31—33.
44. **Михайлов А. Н.** Теория ротора автожира с переменным углом установки лопасти. — ТВФ, 1940, № 3, с. 54—66.
45. **Петрунин В. Г.** Испытания в аэродинамической трубе отсека лопасти в натуре. — Труды ЦАГИ, 1936, № 256, 32 с.
46. **Петрунин В. Г.** Круговая обдувка четырех профилей. — ТВФ, 1936, № 8—9, с. 34—36.
47. **Ружицкий Е. И.** Воздушные вездеходы. М.: Машиностроение, 1964, 178 с.
48. **Скржинский Н. К., Миль М. Л.** Опытный автожир А-4 конструкции ЦАГИ. — ТВФ, 1933, № 10, с. 109—119.
49. **Скржинский Н. К.** Автожир А-4 ЦАГИ, М.: Госмашметиздат. 1934. 143 с.
50. **Стрижевский С. Я. Н.** Е. Жуковский — основоположник авиационной науки. М.: Военное издательство МО СССР, 1954. **140** с.
51. **Татарченко А. Е.** Вертолет. М.: Военное издательство МО, 1955. 149 с.
52. **Тиняков Г. А.** Пилотирование вертолета. М.: Воениздат, 1957. 192 с.
53. **Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С.** Вертолеты. Выбор параметров при проектировании, М.: Машиностроение, 1976. 367 с.
54. **Черемухин А. М.** Работы ЦАГИ по машинам типа автожира. — Бюллетень ЦАГИ, 1933, № 16, с. 5—9.
55. **Черемухин А. М.** Конструкция, летные испытания и доводка первого советского геликоптера ЦАГИ 1-ЭА. — В кн.: Из истории авиации и космонавтики, 1967, вып. 5, с. 19—30.

56. Черемухин А. М. К истории развития вертолетов. Избранные труды. М.: Машиностроение, 1969, с. 323—332.
57. Юрьев Б. Н. Некоторые вопросы теории геликоптера. Отчет 3-й Всесоюзной конференции по аэродинамике. М.: Изд. ЦАГИ, 1935, с. 49—58.
58. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956. 559 с.
59. Юрьев Б. Н. История вертолетов. — В кн.: Избранные труды. Т. II, М.: Изд. АН СССР, 1961, с. 163—212.
60. Яковлев А. И. Новые данные о работах С. С. Неждановского. — В кн.: Труды Института истории естествознания и техники АН СССР. Т. 38, М.: Изд. АН СССР, 1961. с. 221—249.
61. Яковлев А. С. Цель жизни. М.: Политиздат, 1966. 544 с.

УКАЗАТЕЛЬ ИМЕН

- Абдалуев М. С. 100
Алексеев М. Ю. 126
Алферов Г. В. 211, 235
Амекур (д.) 29
Андреева Н. Н. 129, 140
Анзани 55, 63
Антонов Д. И. 19, 91
Антонов К. А. 16, 56
Асбот 106, 107
Асканио 104, 105
Афонин В. В. 211
Ахгелис 182, 186
- Байкалов М. К. 154, 156, 171, 195
Балкинд Л. В. 142
Баранов П. И. 121
Баршев В. И. 104, 129, 140
Баршевский В. Б. 248
Бахур А. Я. 19, 140, 142, 171
Белл 184
Белушкин Ф. И. 200
Бемов С. А. 264
Бенет 147
Беренсон Л. С. 248
Берлинер Г. 17, 69
Бирюлин В. И. 248
Блерио 41
Богатырев Б. В. 19, 140, 142
Ботезат Г. А. 17, 72
Браверман А. С. 235
Брагинский Ю. С. 180, 248
Братухин И. П. 9, 17, 18, 19, 20, 21,
22, 23, 81, 91, 94, 100, 117, 121, 149,
150, 165, 167, 169—171
Брге 43, 88, 107—109, 182
Бровцов С. Г. 197, 259, 264
Брылин П. П. 264
Бункин К. А. 17, 81, 91, 94, 100, 171
Быков И. 38
- Ван Гекк 29
Вейр 147
Ветчинкин В. П. 45
Вигант К. А. 264
Вильдтрубе Л. С. 264
Винницкий В. В. 195, 200, 205, 211, 239
Виноградов И. Н. 81, 91
Вульф 108
Выропаева Т. Н. 171
Гаккель Я. Н. 41
Галлай М. Л. 195
Гарнаев Ю. А. 264
Гассовский 16, 57
Гольц 182
Григорович Д. П. 41
Громов В. В. 242
Гроховский С. 15, 34, 35
Гусева М. Я. 129
- Давидсон 44
Даланд 182
Джевецкий С. К. 15, 30, 32, 58
Дзерве Т. М. 142
Дмитриевой С. 235
Добльгоф 182Д187
Докучаев А. А. 19, 100
Доран 88, 107, 109
Дуэр 17, 69
Дъээд 29
- Ефремов Д. К. 242
- Жеребцов Б. Я. 19, 100, 171, 180
Жуковский Н. Е. 15, 16, 29, 30, 32, 33,
41, 44—48, 52, 53, 57, 75
Жюль Верн 29
- Земсков В. Б. 211
- Иванов А. И. 142
Иванов В. Н. 248
Иванов И. Д. 91
Ивченко А. Г. 191
Изакко В. 73, 74, 100, 101
Изаксон А. М. 4, 5, 19, 81, 90, 91
Изотов С. П. 222, 225, 227
Иосифян А. Г. 101—104
Иоффе Г. И. 248
- Камов Н. И. 5, 19, 21, 22, 24, 25, 118,
129, 145, 147, 171, 175, 179, 191
Карман 69
Карпов В. А. 104
Карпун И. Г. 140
Капрэян Р. И. 211, 235
Карапетян Г. А. 235
Кастелль 29
Квашнин В. К. 136, 140, 142
Келлет 184
Кильдишева К. С. 264
Кимбальс 44
Кирпичев Н. Л. 52
Кобзарев А. А. 20, 100, 140 442
Козырев С. 21, 136, 139, 140
Коловержин А. А. 19
Колошенко В. П. 211, 235
Колупаев С. А. 235
Комаров Г. И. 171
Коновалов В. П. 15, 36, 37
Конрадов А. М. 248
Корзинщиков С. А. 121, 123, 126, 127,
129, 131, 134
Корню 42
Коссю 29
Котиков А. К. 235
Котов В. В. 29
Кошиц Д. А. 118, 128, 129, 136
Крейндлин Э. А. 118

- Кудашев А. С. 41
 Кузнецов В. А. 18, 19, 117, 121, 125,
 131, 134, 136, 141, 143, 145, 147, 235
 Кузьминский П. Д. 15, 35, 36
 Купфер М. А. 248
 Куролесова Е. 142
- Лавассер 42
 Лазаренко Ю. А. 248
 Де ла Ландель Габриэль 29
 Лаписов В. П. 19, 91, 94, 99, 100, 143,
 171, 235
 Ларин В. 200
 Лебедев А. Е. 129
 Леже Морис 42
 Лейканд М. А. 235
 Леймер А. Л. 81, 91
 Леонардо да Винчи 26
 Лешин Н. В. 218, 225, 235
 Лилиенталь О. 30
 Липковский И. И. 16, 50—53
 Лодыгин А. Н. 15, 34
 Ломоносов М. В. 15, 26, 27
- Макаров С. Я. 264
 Малаховский А. Э. 235
 Малиновский М. Б. 171
 Мареев В. Г. 155
 Маурин А. Ф. 17, 81, 91, 94, 100, 121
 Мацицкий Д. Т. 19, 100, 154, 171, 235
 Менделеев Д. И. 15, 29, 30, 32
 Миль М. Л. 4, 5, 19, 20, 23, 24, 25,
 121, 123, 125, 129, 132, 136, 140,
 141, 142, 145, 147, 171, 191, 192,
 200, 218, 222, 235
 Милютин Е. Ф. 24, 259, 260, 264
 Митрейкин Н. М. 38
 Михайлов А. М. 140
 Михеев И. В. 118
 Михеев С. В. 235
 Можайский А. Ф. 30
 Морозов В. С. 129
- Наглер 106, 182
 Неждановский С. С. 15, 30, 38, 39, 40
 Никитин И. Я. 171
 Никонов Г. В. 140, 142
 Нилус И. Г. 23, 164
- Огарков Г. И. 264
 Папанин И. Д. 129
 Пескара П. 17, 70
 Петляков В. М. 4
 Петроцци 69
 Петрунин В. Г. 19
 Пивоваров М. Н. 235
 Плэйт ле Пейдж 184
 Пономарев К. И. 22, 23, 154, 155, 164,
 171
 Попов К. К. 126, 128, 136
- Пороховщиков А. А. 41
 Похвальнова Е. 142
 Приоров Н. Н. 248
 Проскуряков А. П. 19, 142
 Пясецкий 182, 260
- Ремезов Г. В. 156
 Рише 43
 Рusanович Н. Г. 145, 235
 Рыкачев М. А. 15, 29, 30, 31
 Рябушкин А. А. 91
- Сабинин Г. Х. 18, 45, 48, 58, 66
 Савельев Д. И. 99
 Самсонов П. Д. 264
 Сантос-Дюмон 42
 Сатаров А. Г. 248
 Семенов Г. М. 264
 Сиерва Ж. 113—116
 Сикорский И. И. 41, 55, 182, 188,
 218, 235
 Скржинский Н. К. 19, 118, 123, 132,
 138, 140, 143, 144, 147, 264
 Соловьев П. А. 212, 230
 Салодовников В. А. 129
 Солнцев Г. И. 17, 81, 91, 100, 121, 123,
 171
 Сорокин Н. И. 16, 57
 Сорокоумовский Г. В. 47
 Старинин Ю. Л. 180
 Старовойт Ф. С. 16, 57
 Стечкин Б. С. 45
- Татаринов В. В. 16, 53—55
 Тезавровский Б. В. 175
 Терехов Н. С. 129, 142
 Тиняков Г. А. 181, 197, 260, 264
 Тищенко М. Н. 4, 235
 Трефилов С. А. 91
 Троицкий Е. П. 171
 Туполев А. Н. 45, 75
 Турнашон Ф. 29
- Федоров А. А. 100
 Фламм О. 48
 Флеттнер 182, 187
 Флорин 106
 Фокке 108, 109, 147, 182, 186
 Фомин С. Н. 248
 Форланини 29
- Хафнер 106, 116, 117, 147, 260
 Хиллер 184
 Хохенемзер 147
- Циолковский К-Э. 15, 30
 Чуровец 69
- Чаплыгин С. А. 15, 30, 33
 Черемухин А. М. 17, 18, 19, 20, 81, 87,
 90, 93 121, 123, 129

- Черкасов К. А. 140
 Чернавский А. П. 21, 134, 136, 138, 139, 140, 142
 Чернов Д.» К. 15, 37, 38
- Шапиро 147
 Шехтер Л. И. 264
 Шиуков А. В. 41
- Шукин Н. Л. 52
- Эмишен Э. 17, 71, 72
 Эрлих И. А. 248, 264
- Юрьев Б. Н. 4, 7, 16—18, 45, 48, 54, 57—67, 75, 76, 81, 82, 90, 91, 149, 171, 182"
- Яблонев А. В. 16, 48—49
 Яковлев А. И. 39
 Яковлев А. С. 22, 23, 24, 171, 191, 248, 264
 Ясенецкий В. Н. 19

**УКАЗАТЕЛЬ ВЕРТОЛЕТОВ И АВТОЖИРОВ, УПОМИНАЕМЫХ
 В КНИГЕ (ПРЕДЛОЖЕНИЯ, ПРОЕКТЫ, МОДЕЛИ, ПОСТРОЕН
 НЫЕ АППАРАТЫ)**

- Авиан 2/180. Автожир 117
 АК. Автожир 144
 Амбо 18. Автожир 117
 Амекур (д'). Модель вертолета 28
 Антонов. Соосный вертолет 56
 Асбот АН-4 106—107
 Асканио. Соосный вертолет 104—105
 Аэроспасиаля SA.321F «Супер Фрелон» 268
 Аэроспасиаля SA-330Q «Пума» 285
- Белл. Экспериментальный вертолет 184
 Белл-47 184
 Белл АН-1Q 265
 Берлинер. Вертолет № 1 69
 Берлинер. Вертолет № 2 69—70
 Боинг-Вертол УСН-47Д «Чинук» 268
 Боинг-Вертол V179 269
- Ботезат. 72—73
 Братухин «Омега» 149—153
 Братухин «Омега-II» 153—154
 Братухин Г-3 154—155
 Братухин Г-4 155—158
 Братухин Б-5 158—160
 Братухин Б-9 160
 Братухин Б-10 160—161
 Братухин Б-11 161—165
 Братухин. Проект тяжелого десант-
 ного вертолета 165
 Братухин. Проект учебного вертолета
 (Б-12) 165
- Братухин. Проект комбинированного
 вертолета 167
 Братухин. Проект реактивного верто-
 лета 167—169
 Бреге-Доран. Соосный вертолет 107—
 108
 Бреге-Доран Q-10 108
 Бреге-Рише. Четырехвинтовой верто-
 лет 43
- Быков. Предложение — вертолет-ве-
 лосипед 38
- Ван Гекк. Модель вертолета 28
- Гассовский. Проект вертолета 57
 Гроховский. Проект вертолета 34
- Давидсон. Вертолет (жироптер) 44
 Добльгоф V-1 187
 Дуэрэ. Соосный вертолет 69
 Дьеэд. Модель вертолета 28
- Жеребцов. Экспериментальный реак-
 тивный вертолет 179—181
- Изакко. Вертолеты, построенные за
 рубежом 73—74
 Изакко. Вертолет, построенный
 в СССР 100—101
 Иосифьян. Привязные электроверто-
 леты 101—104
- Каман SH-2F 267
 Камов Ка-8 175—178
 Камов Ка-10 178—179
 Камов Ка-10М 235—236
 Камов Ка-15М 236—239
 Камов Ка-18 240—242
 Камов Ка-22 242
 Камов Ка-25К 247—248
 Камов Ка-26 242—246
 Карман-Петроцци-Цуро'вец. Привяз-
 ной вертолет 69
 Карман-Цуровец. Привязной верто-
 лет 69
 Каекр И. Автожир 118
 Каскр П. Автожир 118
 Кастелль. Модель вертолета 28
 Келлет КД-1. Автожир 117

- Келлет XR-8 184
 Келлет XR-10 186
 Кимбалс. Вертолет 44
 Коновалов. Проект вертолета 36
 Корню. Вертолет 42
 Коссю. Модель вертолета 28.
 Кузьминский. Проект вертолета («Рус-
 солет») 35
- Ланделл. Проект вертолета 29
 Леонардо да Винчи. Идея вертолета 26
 Липковский. Проект вертолета 50—52
 Лодыгин. Проект привязного электро-
 вертолета 15, 34
 Ломоносов. Модель вертолета 26—27
- Мак-Донелл XV-113
 Мильт Ми-1 191—200
 Мильт Ми-4 200—211
 Мильт Ми-6 212—218
 Мильт Ми-10 218—220
 Мильт Ми-10К 220—221
 Мильт В-8 225
 Мильт Ми-8 225—229
 Мильт Ми-2 222—224
 Мильт Ми-12 230—235
 Митрейкин. Предложение 38
- Наглер-Хафнер. Вертолет 106
 Неждановский. Предложения 38—40
- Пескара. Вертолеты соосного типа
 70—71
 Плэтт ле Пейдж R-1A 184
 Пясецкий—Даланд PV-2 182
 Пясецкий—Даланд PV-8 182
- Ротодайн. Вертолет 13
- Сантос-Дюмон. Вертолет 42
 Сиерва C-1 113
 Сиерва C-2 114
 Сиерва C-3 114
 Сиерва C-4 114
 Сиерва C-5 114
 Сиерва C-6 114
 Сиерва C-8 114
 Сиерва C-19 Mk III 114
 Сиерва C-19 Mk IV 115
 Сиерва C-30 116
 Сиерва C-30P 116
 Сиерва W-11 14
 Сикорский. Вертолет № 1 55
 Сикорский. Вертолет № 2 55
 Сикорский VS-300 182
- Сикорский R-4 182
 Сикорский R-5 182
 Сикорский R-6 182
 Сикорский YCH-53E 268
 Сикорский UH-60A 267
 Сорокин. Вертолет 57
 Старовойт. Предложение 57
 Супер-Фрелон. Вертолет 269, 285
- Татаринов. Вертолет 53—54
- Флеттнер F1-282 187
 Флорин. Вертолет № 1 106
 Флорин. Вертолет № 2 106
 Фокке-Ахгелис Fa-223 186—187
 Фокке-Вульф FW-61 108—109
 Форланини. Модель вертолета 28
- Хафнер AR-III 117
 Хиллер «Хиллер-коптер» 184
 Хьюз YAH-64 266
 Хьюз 500M-D 267
- ЦАГИ-1-ЭА 82—90
 ЦАГИ 3-ЭА 90
 ЦАГИ 5-ЭА 91—94
 ЦАГИ 11-ЭА 95—97
 ЦАГИ 11-ЭА ПВ 98—100
 ЦАГИ 2-ЭА 119—121
 ЦАГИ А-4 121—123
 ЦАГИ А-6 124—125
 ЦАГИ-А-7 126—129
 ЦАГИ А-8 130—132
 ЦАГИ А-9 143
 ЦАГИ А-10 (крылатый) 132
 ЦАГИ А-10 (бескрылый) 142—143
 ЦАГИ А-12 136—139
 ЦАГИ А-13 133
 ЦАГИ А-14 134—136
 ЦАГИ А-15 140—142
 ЦАГИ. Вертолеты «фавориты» 77—79
- Чернов. Проект вертолета 15, 37—38
- Эликон-Эр L51 «Жирель» 117
 Эмишен. Вертолет № 2 71—72
- Юрьев. Вертолет 59, 63—64
 Юрьев. Проекты вертолетов 60—62
- Яблонев. Проект вертолета 48—49
 Яковлев. Соосный эксперименталь-
 ный вертолет 171—175
 Яковлев Я к-100 248—253
 Яковлев Я к-24 253—264

Оглавление

Предисловие •	3
Предисловие автора	5
1. СУЩЕСТВУЮЩИЕ СХЕМЫ ВЕРТОЛЕТОВ И ИХ ОСОБЕННОСТИ. ПРИМЕРНАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ	6
Вертолеты одновинтовой схемы	7
Вертолеты двухвинтовой схемы	8
Вертолеты многовинтовой схемы	9
Вертолеты комбинированной схемы	10
Реактивные вертолеты	12
2. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ СОВЕТСКОГО ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЯ	15
3. ПРЕДЫСТОРИЯ СОЗДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА	26
Идея Леонардо да Винчи	26
Работа М. В. Ломоносова	26
Прошло еще одно столетие	27
Это же столетие в России	29
Работы М. А. Рыкачева	30
Первые успехи в развитии авиационной науки в России	32
Проекты вертолетов в России во второй половине XIX в.	33
4. ПЕРВЫЕ ШАГИ	41
Успехи воздухоплавания и авиации. Новый этап в работе по вертолетам	41
Работы по созданию вертолетов за границей	42
Работы Н. Е. Жуковского по вертолетам	44
Проект аэромобиля А. В. Яблонева	48
Проект вертолета И. И. Липковского	50
Аэромобиль В. В. Татаринова	53
Вертолеты И. И. Сикорского	55
Предложения и работы К. А. Антонова, Н. И. Сорокина и др .	56
Знаменательная веха в истории вертолетостроения — работы Б. Н. Юрьева	57

5. ПЕРВЫЕ УСПЕХИ

Общая характеристика нового этапа	68
Работы по вертолетам за рубежом в период первой мировой войны и после ее окончания	68
Советская страна приступает к созданию собственной авиации	74
Разворачивание в ЦАГИ научных изысканий по вертолетной тематике	75

6. ПРОБЛЕМА СОЗДАНИЯ ВЕРТОЛЕТА

РАЗРЕШЕНА

Первый советский вертолет ЦАГИ 1-ЭА	82
Вертолет ЦАГИ 5-ЭА	91
Вертолет ЦАГИ 11-ЭА	94
Попытка построить вертолет конструкции В. Изакко	100
Экспериментальные работы А. Г. Иосифьяна по привязному электропротолету	101
Успехи вертолетостроения за рубежом	104
Новые задачи и пути их разрешения	109

7. СОВЕТСКОЕ

АВТОЖИРОСТРОЕНИЕ

Место автожира среди прочих летательных аппаратов тяжелее воздуха	111
Автожиростроение за рубежом	111
Первые шаги по созданию советских автожиров	113
Советские автожиры крылатого типа	117
Советские автожиры бескрылого типа	119
Использование опыта автожиростроения при создании и совершенствовании советских вертолетов	134
	145

8. В ПРЕДДВЕРИИ

МОЩНОГО ПОДЪЕМА

148

Характерные особенности нового этапа	148
Советские вертолеты опытно-конструкторского бюро И. П. Братухина	149
Фронт работ по вертолетам в СССР расширяется	171
Зарубежные вертолеты этого периода	181
Первоначальный опыт эксплуатации вертолетов	188

9. ВЕРТОЛЕТЫ ВЫШЛИ

НА ШИРОКУЮ ВОЗДУШНУЮ ДОРОГУ

190

Общая характеристика нового этапа	190
Вертолеты опытно-конструкторского бюро М. Л. Миля	191
Вертолеты опытно-конструкторского бюро Н. И. Камова	235
Вертолеты опытно-конструкторского бюро А. С. Яковлева	248
Зарубежное вертолетостроение последних лет	264

10. НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ

270

Общее состояние вертолетостроения и основные задачи	270
Повышение эксплуатационной надежности вертолетов	271
Летно-технические характеристики	272
Эффективность применения, техническая эксплуатация вертолетов	273
Наука и прогресс вертолетостроения	274
Приложение 1. Технические данные советских автожиров	276
Приложение 2. Технические данные советских вертолетов	278
Приложение 3 Основные технические данные некоторых зарубежных вертолетов	284
Список литературы	286
Указатель имен	289
Указатель вертолетов и автожиров, упоминаемых в книге	291

ИБ № 3048

Александр Михайлович Изаксон

СОВЕТСКОЕ ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

Редактор Н. В. Корженевская

Технический редактор Л. П. Гордеева

Художественный редактор В. В. Лебедев

Корректор В. Е. Блохина

Переплет художника В. В. Лебедева

Сдано в набор 25.12.80. Подписано в печать 28.05.81. Т-08765.

Формат 60Х90^р/₁₆. Бумага типографская № 2. Гарнитура

литературная. Печать высокая. Усл. печ. л. 18,5.

Уч.-изд. л. 20,3. Тираж 14 600 экз. Зак. 408. Цена 1 р. 30

Издательство «Машиностроение», 107076,
Москва, Б-76, Стромынский пер., 4

Ленинградская типография № 6
ордена Трудового Красного Знамени
Ленинградского объединения
«Техническая книга» им. Евгении Соколовой
Союзполиграфпрома при Государственном
комитете СССР по делам издательств,
полиграфии и книжной торговли.
193144, г. Ленинград, ул. Моисеенко, 10.