

Н. И. КАМОВ



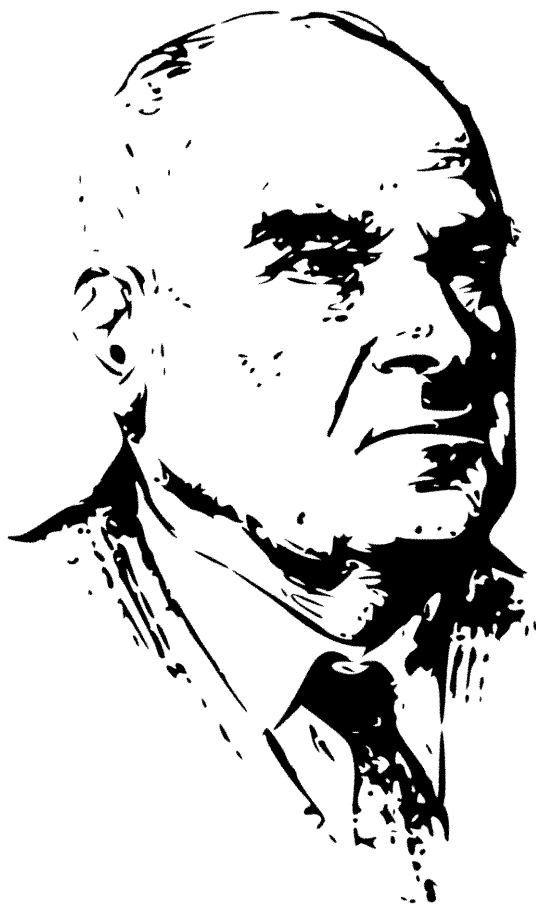
ВИНТОВЫЕ
ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ
АППАРАТЫ

ОБОРОНГИЗ

1948

Посвящается великоленному конструктору

Николаю Ильичу Камову



Уважаемый читатель!

Очевидно, ты интересуешься винтокрылыми машинами, также как и я. Перед тем как эта книга приобрела приблизительно тот вид, в котором она была примерно шестьдесят лет назад, пришлось немало потрудиться. Большую помощь оказала бесплатная программа «Scantailor». Книга написана очень хорошо и было бы очень жалко не придать ей вторую жизнь. Достижения и труды науки не для библиотек, а для следующих поколений умов. Я надеюсь быстрого и обширного распространения.

АК74, Германия, 2010г.

Н. И. КАМОВ
кандидат технических наук

В И Н Т О В Ы Е
Л Е Т А Т Е Л Ь Н Ы Е
А П П А Р А Т Ы

ОБОРОНГИЗ
ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
Москва 1948

В книге впервые систематизированы вопросы конструирования, постройки, эксплуатации и пилотирования вертолетов и автожиров и даны критерии для выбора основных параметров винтовых аппаратов при проектировании. В книге приведены систематизированная статистика и список литературы.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Наш знаменитый соотечественник Михаил Васильевич Ломоносов впервые разработал реальную схему¹ летательного аппарата, подъемная сила которого создается винтами, вращающимися в противоположных направлениях. Этим он открыл новую страницу в технике и предопределил развитие особой отрасли авиации — *винтовых летательных аппаратов*. Профессор Н. Е. Жуковский наметил основные пути для теоретического анализа геликоптера и расчета винтов. В начале XX века в аэродинамической лаборатории в Кучино (под Москвой) впервые были проведены исследования самовращающихся (авторотирующих) винтов.

В 1908—1910 гг. два русских студента Б. Н. Юрьев и И. И. Сикорский спроектировали и построили одновинтовой и двухвинтовой соосный геликоптеры.

В 1932 г. советские одновинтовые геликоптеры, построенные по схеме Юрьева, в тридцать раз превысили мировые рекорды высоты по геликоптерам, поднявшись на 605 м.

В 1934 г. советские автожиры типа А-7 (ЦАГИ) намного превосходили иностранные винтовые аппараты по скорости и грузоподъемности и до сих пор держат мировое первенство по скорости горизонтального полета (по классу винтовых аппаратов).

В 1940 г. советским конструктором И. П. Братухиным была создана оригинальная схема двухмоторного двухвинтового геликоптера, обладающего наиболее высоким коэффициентом использования мощности силовой установки.

За годы советской власти строительство винтовых аппаратов в СССР значительно шагнуло вперед. Были построены десятки различных типов автожиров и геликоптеров, значительно опередивших достижения иностранной техники. Выросла и окрепла отечественная школа теоретиков и конструкторов винтовых аппаратов, проложившая новые вехи в этой области.

Можно назвать ряд вопросов, разрешенных впервые советскими учеными, изобретателями и летчиками:

а) конструирование и постройка одновинтового геликоптера с хвостовым винтом (Б. Н. Юрьев, А. М. Черемухин, А. М. Изаксон);

¹ Схема Ломоносова применяется в современных геликоптерах.

б) конструирование и постройка автожира большого тоннажа; освоение больших поступательных скоростей (Н. И. Камов, Н. К. Скржинский, летчики И. В. Михеев, Д. А. Кошиц);

в) изучение вопросов управляемости и устойчивости винтовых аппаратов, в частности, в криволинейном полете (М. Л. Миль, летчик С. А. Корзинщиков);

г) создание двухмоторной двухвинтовой схемы геликоптера с разнесенными по бокам фюзеляжа винтами (И. П. Братухин, летчик Пономарев);

д) постройка и освоение геликоптера с маломощным мотором (Н. И. Камов, летчик М. Д. Гуров).

С 1940 г. в СССР и за границей был построен ряд экспериментальных автожиров и геликоптеров и велись работы по изучению возможности применения их для военных целей и в народном хозяйстве.

В 1941 г. в СССР экспедицией Наркомлеса и Аэрофлота проводилась чрезвычайно интересная работа по применению автожира А-7 бис в народном хозяйстве. На А-7 бис был установлен аэроопыливатель для опыления ядами лесных массивов и плодовых деревьев в предгорьях Тянь-Шаня, с целью уничтожения лесных вредителей. Экспедиция добилась хороших результатов (инженер-летчик В. А. Карпов).

В последние два года наметился значительный рост геликоптеростроения. Геликоптеры строятся в СССР, Чехословакии, США, Англии, Франции, Бельгии, Италии.

Дальнейшее развитие в нашей стране винтовых летательных аппаратов потребует от советских ученых и инженерно-технических работников еще большего внимания и всестороннего изучения этой новой области авиационной техники.

Залогом дальнейших успехов в этой работе является наличие в нашей стране квалифицированной школы автожиро- и геликоптеростроителей, освоивших весь богатейший опыт русских ученых и инженеров, заложивших своими трудами основы науки о винтовых летательных аппаратах.

Книга ставит своей задачей обобщение имеющегося опыта постройки и эксплуатации винтовых аппаратов, а также описание последовательного развития их конструктивных форм и областей их применения. Это тем более необходимо, что имеющаяся литература освещает только отдельные вопросы теории и расчета винтовых аппаратов и работы различных конструкторов в хронологическом порядке, без их критической оценки.

Автор считает своим долгом принести благодарность доктору техн. наук А. М. Черемухину и канд. техн. наук Л. С. Вильдгрубе, давшим ряд ценных указаний, а также инженеру В. Б. Баршевскому, подготовившему некоторые материалы.

Автор



ГЛАВА I

АВТОЖИРЫ И ГЕЛИКОПТЕРЫ

Что такое автожир и вертолет

Автожир и *вертолет* являются летательными аппаратами тяжелее воздуха, у которых необходимая подъемная сила создается при помощи несущего винта. Этим они отличаются от самолета и планера, подъемная сила которых создается при движении в воздухе несущей поверхности — крыла.

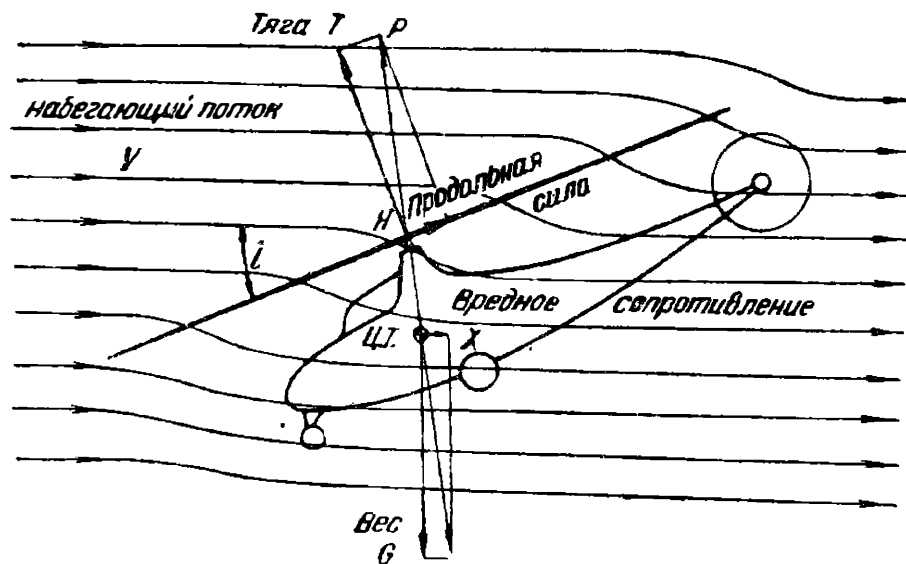
Отличие вертолета от автожира заключается в том, что несущий винт или ротор вертолета приводится во вращение при помощи двигателя, тогда как несущий винт автожира свободно вращается (авторотирует) под действием набегающего потока воздуха. Следовательно, автожир, как и самолет, должен обязательно двигаться относительно воздуха, так как только при этом на роторе или крыле возникает подъемная сила, необходимая для поддержания аппарата в воздухе. Это движение относительно воздуха у автожира создается таким же образом, как и у самолета, т. е. при помощи тянущего винта или реактивной тяги. У вертолета подъемная сила создается от вращения несущего винта двигателем; поэтому вертолет может оставаться неподвижным относительно воздуха. Используя избыток тяги несущего винта, вертолет может вертикально подниматься, а при уменьшении тяги несущего винта до величины меньшей своего полетного веса — вертикально опускаться.

Для поступательного движения вертолета используют все ту же силу тяги несущего винта, наклоняя ее тем или иным способом в направлении движения. Следствием этого является необычайная маневренность вертолета, который может двигаться в любую сторону, в том числе и назад. На некоторых автожирах используют тягу несущего винта в качестве активной силы для управления им, но средством для осуществления поступательного перемещения остается тянущий винт.

Конструкторам геликоптера с самого начала пришлось столкнуться с тем обстоятельством, что несущий винт создает на корпусе аппарата реактивный момент, равный и противоположный его крутящему моменту¹.

Для устранения реакции крутящего момента (погашения реактивного момента) на корпус аппарата разработано много схем геликоптеров, которые будут подробно разобраны ниже.

В качестве примера рассмотрим одновинтовой геликоптер, у которого реактивный момент уравнивается хвостовым винтом (фиг. 1). Из схемы видно, что несущий винт геликоп-



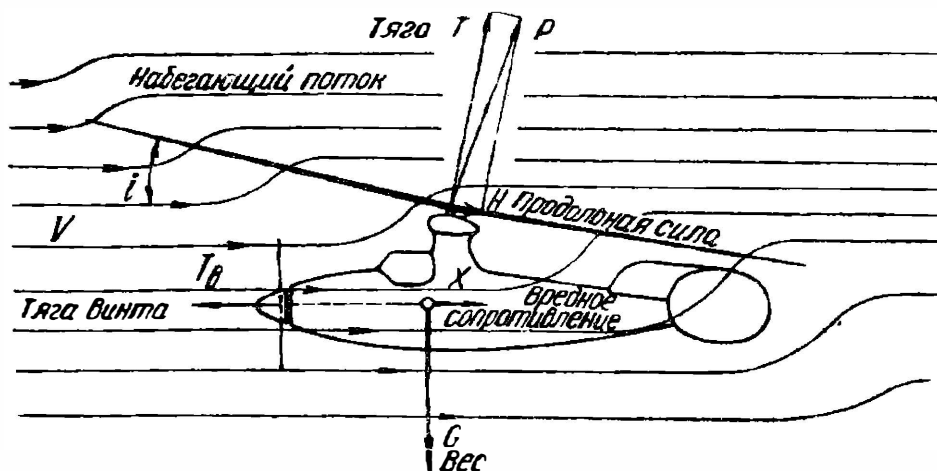
Фиг. 1. Схема полета геликоптера.

тера наклонен под отрицательным углом атаки i к набегающему потоку, который проходит через него *сверху вниз*. Это направление протекания воздуха через несущий винт геликоптера остается неизменным на всех режимах полета, за исключением планирования и парашютирования на режиме авторотации. Для увеличения поступательной скорости необходимо увеличить наклон тяги несущего винта, что ведет к увеличению отрицательного угла атаки. У автожира, как это видно из схемы (фиг. 2), поток проходит через ротор *снизу вверх* на всех режимах полета, кроме режима «прыжка»², а при увеличении скорости полета автожира ротор переводится на меньшие положительные углы атаки. В связи с этим необходимо отметить одно свойство геликоптера, которое на первый взгляд может показаться странным.

¹ Это имеет место только в том случае, если крутящий момент передается на несущий винт от мотора, установленного в фюзеляже, а не создается на самом винте при помощи реактивной установки или пропеллеров, установленных на лопастях.

² На режиме «прыжка» автожир переходит от геликоптерного режима на автожирный.

При переходе от режима парения к горизонтальному полету летчик бывает вынужден задресселировать мотор, чтобы сохранить постоянную высоту полета. Однако, начиная с некоторого значения горизонтальной скорости, для дальнейшего ее увеличения необходимо увеличивать мощность мотора до максимальной, при которой получается максимальная скорость горизонтального полета. Это объясняется тем, что с увеличением скорости увеличиваются наклон ротора и количество протекающего через него воздуха, а следовательно, увеличивается и тяга. Поэтому для сохранения заданной высоты полета при-



Фиг. 2. Схема полета автожира.

ходится уменьшать мощность. Дальнейший наклон диска ротора вместе с увеличением количества протекающего воздуха вызывает увеличение сопротивления ротора и несущих частей геликоптера, в связи с чем приходится повышать мощность мотора.

Таким образом мы видим, что мощность, необходимая для парения, больше мощности, затрачиваемой для полета на режиме наиболее выгоднейшей горизонтальной скорости. В связи с этим для геликоптера различают два потолка — *статический* и *динамический*.

Статический потолок — это высота, на которую может подняться геликоптер при отсутствии горизонтальной скорости относительно воздуха. Величина статического потолка зависит от избытка мощности мотора геликоптера.

Статический потолок геликоптера с невысотным мотором

Коэффициент избытка мощности	1,17	1,40	1,68	2,00	2,44
Статический потолок, м	1000	2000	3000	4000	5000

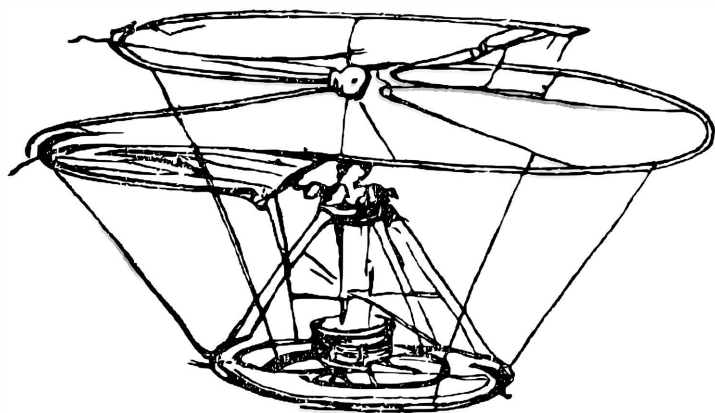
Статический потолок геликоптера с высотным мотором больше на величину высотности мотора.

Динамический потолок — это высота, на которую геликоптер поднимается при экономической скорости поступательного полета. Динамический потолок примерно на 2000—2500 м больше статического.

То обстоятельство, что геликоптер для увеличения скорости должен увеличивать отрицательный угол атаки, неблагоприятно сказывается на величине максимальной скорости из-за увеличения вредного сопротивления. В настоящее время созданы аппараты, в которых сочетаются качества автожира и геликоптера. В этих аппаратах геликоптерные режимы вертикального взлета и парения сочетаются с автожирным режимом горизонтального полета. Такие аппараты, несомненно, представляют большой интерес, так как их летные данные могут быть выше, чем у геликоптера и автожира в отдельности.

Создание геликоптера

В середине XIX века в архивах Миланской библиотеки были найдены записи и рисунки Леонардо да-Винчи, относящиеся к 1475 г., в которых он высказывает возможность применения винта Архимеда при постройке летательного аппарата (фиг. 3).



Фиг. 3. Эскиз несущего винта Леонардо да-Винчи.

Несмотря на то, что Леонардо да-Винчи знал уже о возникновении силы сопротивления воздуха при движении, ему не удалось обнаружить реактивный момент на корпусе аппарата при вращении несущего винта и дать способы его уравновешивания. Таким обра-

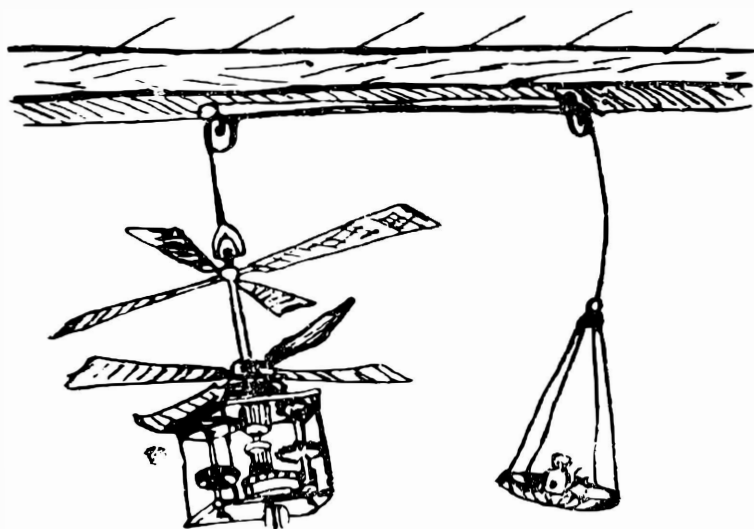
зом ему не удалось еще создать реальную схему геликоптера, т. е. аппарата, в котором подъемная сила частично или полностью получается при вращении винтов с вертикальными осями (геликоптер — слово, образованное из двух греческих слов: *геликос* — винт и *птерон* — крыло).

В 1739 г. М. В. Ломоносов создал модель прибора, предназначенного для исследования верхних слоев атмосферы. Эта модель, так называемая «аэродромическая машинка» (фиг. 4), представляет собой первый проект геликоптера, в котором был решен вопрос о компенсировании реактивного момента несущего винта.

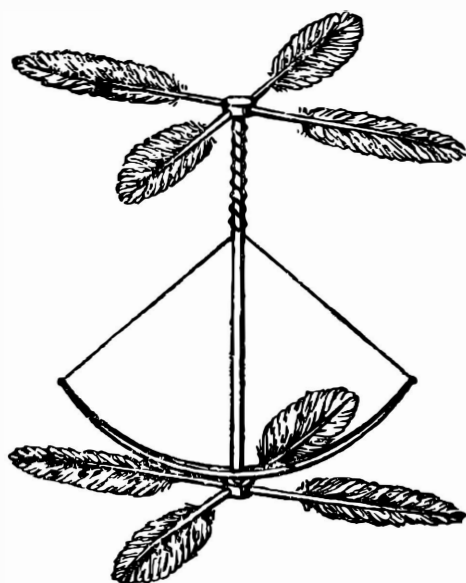
Несущая система «аэродромической машинки» представляла два четырехлопастных винта, расположенных на концентри-

ческих осях один над другим и вращавшихся в противоположных направлениях. Двигателем служил пружинный часовой механизм. Таким образом действие реактивного момента одного винта уравнивалось действием реактивного момента другого винта в системе самой трансмиссии и не передавалось на корпус прибора.

Схема аппарата, предложенная М. В. Ломоносовым, с двумя несущими винтами, расположенными на одной геометрической оси и вращающимися в противоположных направлениях (так называемая «двухвинтовая соосная схема»), является до сих пор одной из *основных* классических схем геликоптера. Ломоносов изменял диаметр «крылаток», расстояние между ними, величину пружины в часовом механизме, однако при вращении винтов достигалось только некоторое облегчение мо-



Фиг. 4. „Аэродромическая машинка“ М. В. Ломоносова для исследования верхних слоев атмосферы.



Фиг. 5. Летающая модель Лонуа и Бьенвеню.

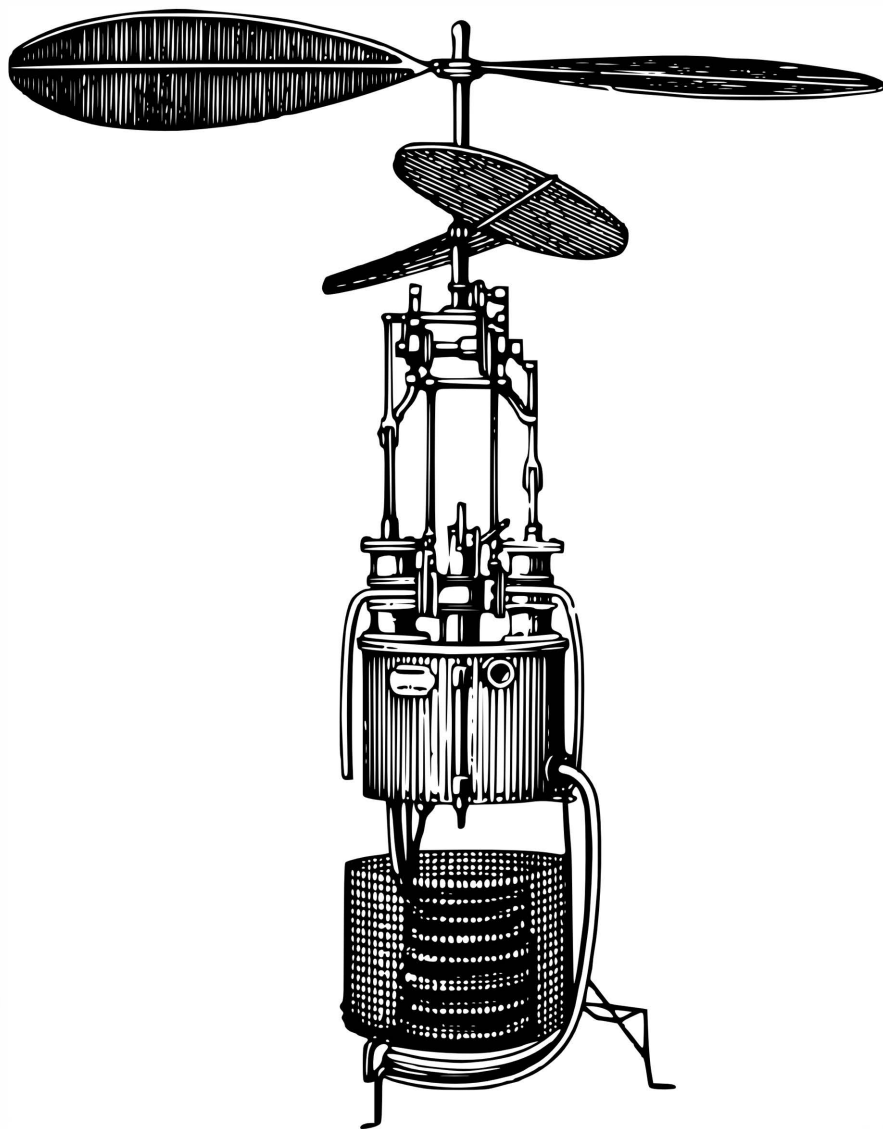
дели. Нужно отметить, что Ломоносов также создал классический метод испытания несущих винтов на весах посредством блоков, использованный впоследствии многими экспериментаторами.

Физическая сущность работы несущего винта заключается в том, что лопасти, совершая вращательное движение, подсасывают воздух сверху и отбрасывают его вниз, создавая *вертикальный поток*. Это вызывает некоторое разрежение над винтом и создает область повышенного давления под винтом и как следствие разности давлений — подъемную силу несущего винта.

Многие изобретатели и ученые работали над созданием различных схем геликоптеров, по-разному пытаясь решить вопрос уравнивания реакции винта. В 1789 г. французам Ло-

нуа и Бьенвеню удалось сделать летающую модель геликоптера (фиг. 5). Модель представляла собой соосный двухвинтовой прибор; двигателем являлась пружинка из китового уса, стягиваемая шнуром. Вес модели был 8,5 г. Этой модели было посвящено специальное заседание французской Академии.

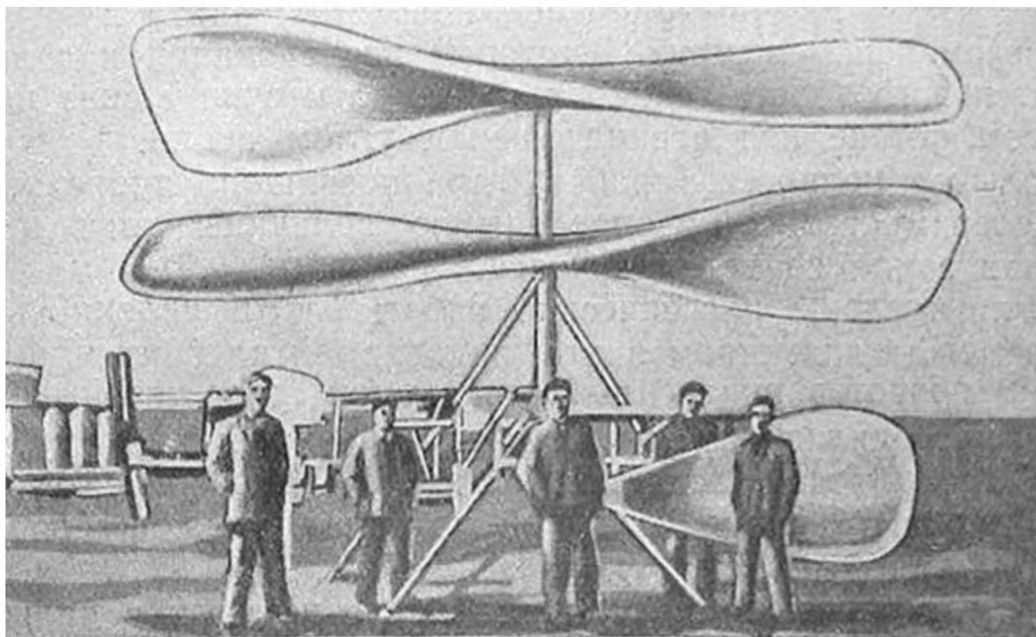
Большую работу по распространению идеи полета винтового аппарата провели во Франции в период с 1853 по 1865 гг. Понтон д'Амеркур, Габриель де ля Ланделль и Феликс Надар. В результате их практических работ была построена модель геликоптера весом около 3 кг с двухцилиндровой паровой ма-



Фиг. 6. Модель соосного геликоптера Понтон д'Амеркура.

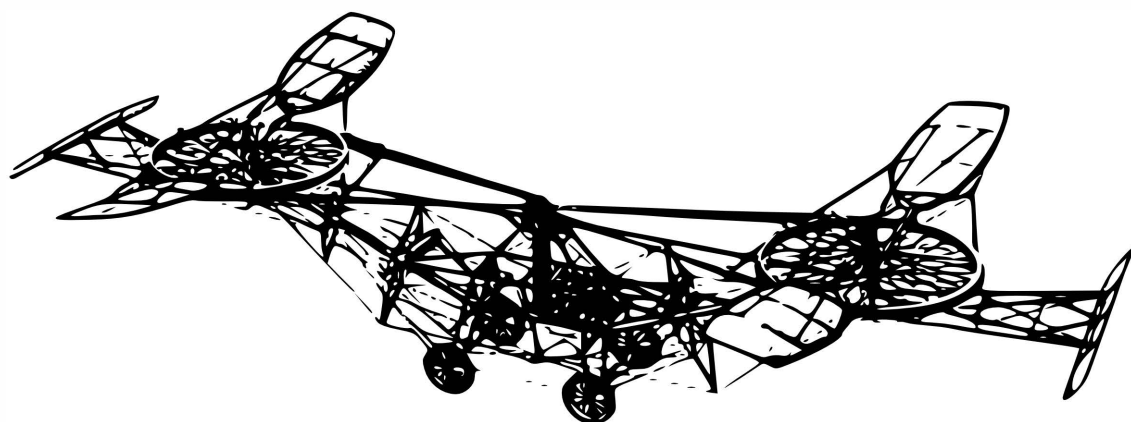
шиной и паровым котлом в виде змеевика (фиг. 6). Ввиду недостаточной подъемной силы, развиваемой винтами, модель не поднималась. Еще в 1869 г. русский изобретатель А. Н. Лодыгин предложил проект «электролета» — геликоптера с электрическим двигателем. Но только в 1905 г. в Монако инженеру

Морису Леже на его двухвинтовом соосном геликоптере, полетным весом 180 кг, удалось подняться в воздух (фиг. 7). Винты его аппарата приводились в движение электромотором, как и в проекте А. Н. Лодыгина, энергия к которому передавалась по проводам с земли.



Фиг. 7. Геликоптер Леже.

В 1907 г. француз Корню на двухвинтовом геликоптере (фиг. 8) с разнесенными в продольном направлении винтами, с бензиновым мотором «Антуаннет» мощностью 24 л. с. под-



Фиг. 8. Двухвинтовой геликоптер Корню.

нялся на высоту ...30 см. Полетный вес аппарата достигал 260 кг.

Эти первые успехи геликоптеростроения привлекли внимание ряда конструкторов и исследователей. В 1910—1911 гг.

Н. Е. Жуковским и его учениками Б. Н. Юрьевым, В. П. Ветчинкиным и Г. Х. Сабининым была создана классическая теория воздушного винта, положенная в основу расчета винтов и применяемая в настоящее время.

Теоретические работы, которые проводились в этой области, касались уточнения физической картины работы несущего винта на месте; другие давали анализ работы винта при его вертикальном перемещении. Некоторые исследования касались поступательного полета вертолета, когда несущий винт работает в косом потоке под отрицательным углом атаки.

Большое количество работ было посвящено теоретическому и экспериментальному определению величины тяги винта и влияния земли на величину тяги.

Были созданы классические работы по выявлению зависимости между диаметром винта, подаваемой на винт мощностью, числом оборотов винта и развиваемой им тягой. Исследования проводились с самыми разнообразными винтами, различавшимися числом лопастей, формой и профилями лопастей. Был собран и обобщен большой материал, касающийся работы соосных винтов.

Все эти работы в той или иной мере помогли в дальнейшем конструкторам вертолетов находить правильные решения при создании последующих типов винтовых аппаратов.

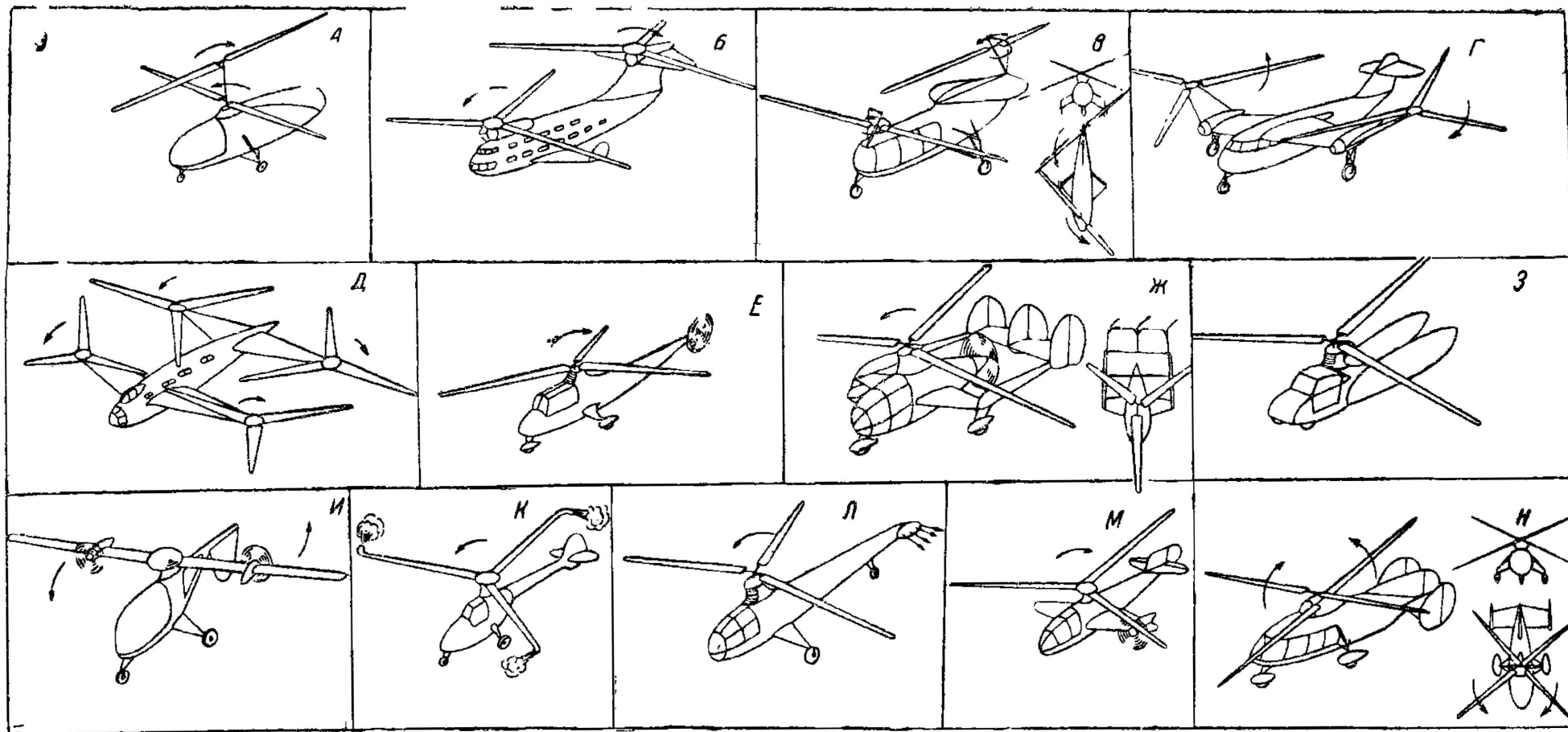
Способы уравнивания реактивного момента несущей системы вертолета

Одной из наиболее характерных особенностей вертолета является схема его несущей системы. Принципиальным различием схем вертолетов является способ устранения действия реактивного момента несущего винта на корпус аппарата.

В настоящее время существует ряд способов устранения действия этого реактивного момента, из которых наиболее известные показаны на фиг. 9.

Ниже даются краткие описания типовых схем уравнивания реактивного момента несущей системы вертолета.

А. Двухвинтовая соосная схема. Винты расположены на одной геометрической оси и вращаются в противоположных направлениях. Эта схема, как мы уже отметили, была применена впервые в 1739 г. М. В. Ломоносовым. В 1905 г. ее использовал в Монако Морис Леже. В России в 1907 г. К. А. Антоновым и затем в 1908—1910 гг. студентом Киевского политехнического института И. И. Сикорским были построены три аппарата этого типа (фиг. 10). В 1920 г. эта схема была применена проф. Карманом и инж. Петроцци для привязных вертолетов. В 1920—1948 гг. соосная схема применялась конструкторами вертолетов во многих странах.

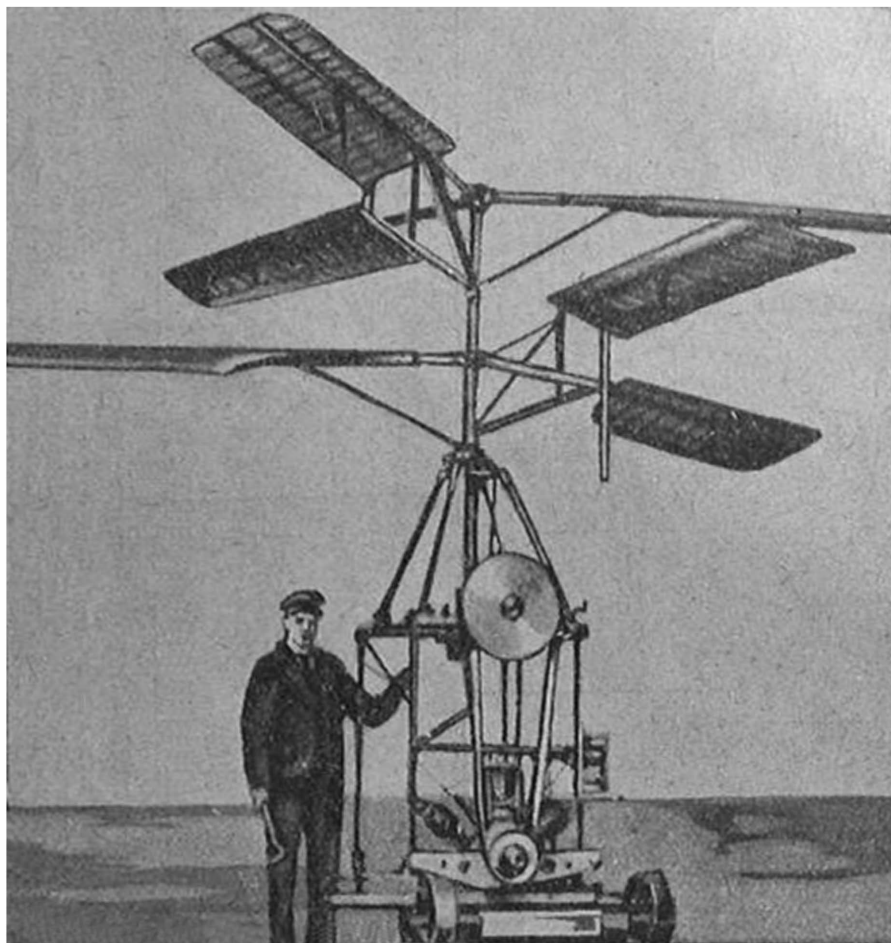


Фиг. 9. Схемы уравнивания реактивного момента несущей системы геликоптера.

А—двухвинтовая соосная схема Ломоносова (винты вращаются в противоположных направлениях); Б—двухвинтовая продольная схема Сорокина с разнесенными винтами, вращающимися в противоположных направлениях; В—двухвинтовая продольная схема Флорина с разнесенными винтами, вращающимися в одном направлении; Г—двухвинтовая схема Братухина с винтами, расположенными по бокам фюзеляжа и вращающимися в противоположных направлениях; Д—многовинтовая схема (чаще четырехвинтовая) с винтами, вращающимися парно в противоположных направлениях; Е—одновинтовая схема Юрьева с хвостовым (рулевым) винтом; Ж—одновинтовая схема Камо-

ва и Милля со специальным хвостовым винтом и вертикальным оперением; З—одновинтовая схема с отклоняющимися поверхностями в струе винта; И—одновинтовая схема с расположенными на лопастях специальными винтами или винтомоторными группами; К—одновинтовая схема с применением реактивных сопел на концах лопастей; Л—одновинтовая схема с реактивным соплом в хвостовой части фюзеляжа; М—одновинтовая схема Братухина с двумя (или одним) тянущими винтами, создающими компенсирующий момент; Н—двухвинтовая схема Флеттнера с большой степенью перекрытия.

Б. Двухвинтовая продольная схема. Винты расположены в носовой и хвостовой частях аппарата и вращаются в противоположных направлениях. Такая схема может быть осуществлена с «перекрытием» винтов. В этом случае расстояние между осями винтов меньше диаметра винта. Чем меньше расстояние между винтами, тем больше перекрытие винтов. Эта схема была предложена русским изобретателем



Фиг. 10. Геликоптер № 2 И. Сикорского, построенный в Киеве в 1910 г.

Н. И. Сорокиным, а позднее, в 1907 г., применена Корню во Франции. В самое последнее время эта схема нашла применение в ряде проектов, главным образом для транспортных геликоптеров.

В. Двухвинтовая продольная схема М. Н. Флорина. Отличие этой схемы от предыдущей заключается в том, что оба винта вращаются в одном направлении. Устранение действия реактивного момента на фюзеляж достигается наклоном осей винтов в поперечных плоскостях в противоположные стороны. Горизонтальные слагающие тяг винтов, направленные в противоположные стороны, создают момент, уравновешивающий реактивные моменты несущих винтов. Изобретатель рас-

считывал получить большую устойчивость аппарата от влияния наклона осей и от гироскопического эффекта двух винтов, вращавшихся в одном направлении. Эта схема в дальнейших работах не применялась до последнего времени¹.

Г Двухвинтовая схема с поперечным расположением винтов. В этой схеме винты расположены по бокам фюзеляжа и вращаются в противоположных направлениях.

В 1939 г. в СССР И. П. Братухиным был построен по этой схеме оригинальный двухмоторный вертолет с расположением моторов в специальных гондолах, находящихся под несущими винтами. Были попытки применить эту схему в 1920 г. во Франции Лакоэном и Дамбланом, а затем в 1922 г. в США Берлинером. В последнее время эта схема применяется на ряде вертолетов среднего тоннажа.

Д. Многовинтовая схема. Эта схема встречалась чаще всего в виде четырехвинтового вертолета с винтами, вращающимися попарно в противоположных направлениях. Она была применена во Франции в 1907 г. братьями Бреге и проф. Рише.

Полеты вертолета аналогичной схемы осуществили Этьенн Эмишен во Франции в 1922 г. и затем Г. Ботезат в США в 1923 г.

Н. Е. Жуковский и впоследствии Б. Н. Юрьев² теоретически доказали выгоду (с точки зрения уменьшения веса) применения многовинтовых вертолетов.

Увеличение числа винтов свыше двух практически приводит к такому усложнению конструкции, что за последние 20 лет не было построено ни одного многовинтового вертолета, за исключением трехвинтового вертолета Сиерва, построенного в 1946 г.

Е. Одновинтовая схема с хвостовым (рулевым) винтом (схема Юрьева). Устранение действия реактивного момента на фюзеляж вертолета осуществляется специальным винтом с горизонтальной осью, расположенным в хвостовой части вертолета. Эта схема была предложена в 1910 г. Б. Н. Юрьевым (фиг. 11). В 1911 г. им был построен по этой схеме вертолет с мотором Анзани 25 л. с. Позднее, в 1924 г., эту схему практически исследовал голландский профессор Баумхауэр.

В 1932 г. выдающихся результатов для того времени удалось добиться на одновинтовом вертолете ЦАГИ 1-ЭА, по-

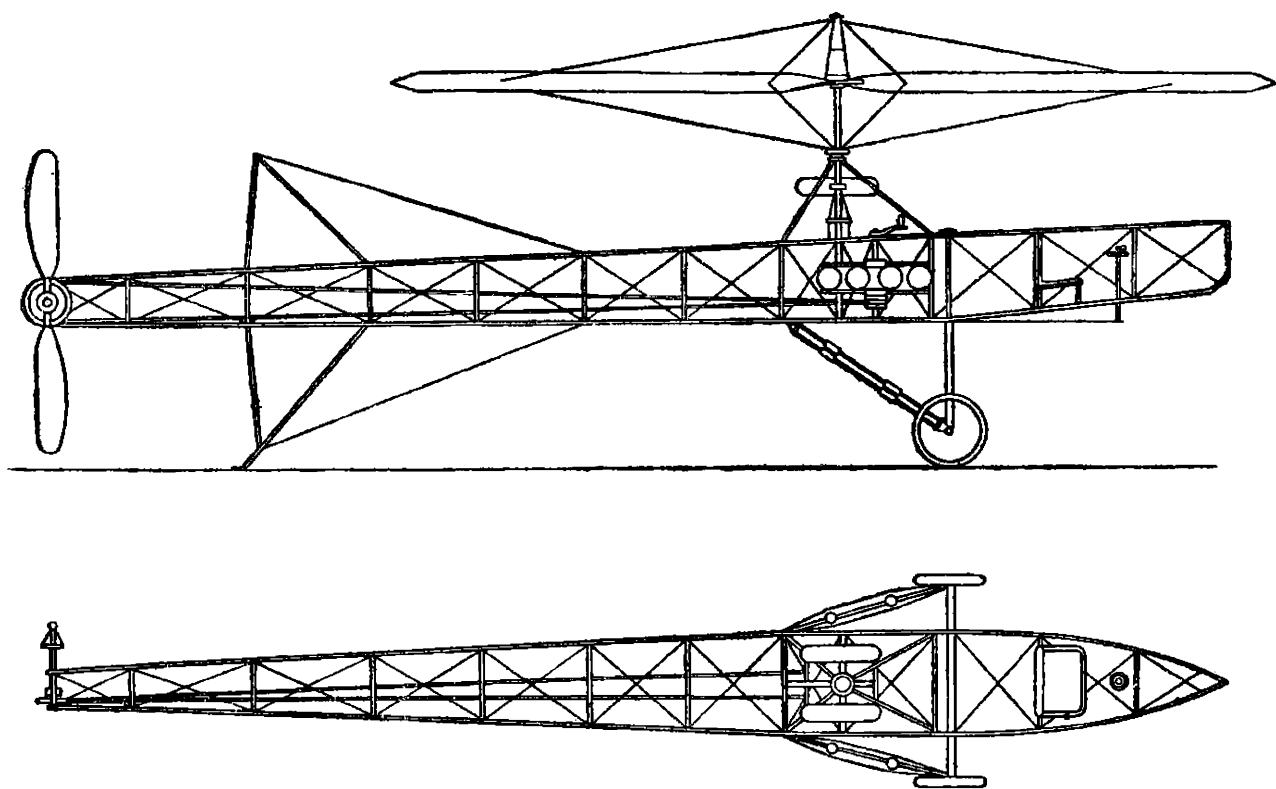
¹ Наклон осей втулок винтов для компенсации реактивного момента несущей системы применен в трехвинтовом вертолете фирмы Сиерва «Воздушная лошадь», построенном в Англии в 1946 г.

² Б. Н. Юрьев, Исследование летных свойств вертолетов, изд. ВВА им. Жуковского, вып. № 49, 1939, стр. 34.

строенном по схеме Юрьева под руководством А. М. Черемухина.

Одновинтовая схема Юрьева нашла применение во многих новейших геликоптерах Сикорского, Э. Янга (Белл) и других, строившихся в последние годы.

Ж. Одновинтовая схема со специальным толкающим винтом. В этой схеме с одним несущим винтом имеется специальный толкающий винт, который, обдувая



Фиг. 11. Классическая схема одновинтового геликоптера с хвостовым винтом, запатентованная Б. Н. Юрьевым в начале 1911 г.

отклоненное вертикальное оперение, создает на оперении боковую силу. Момент, создаваемый этой силой, уравнивает реактивный момент несущего винта¹.

В 1940 г. эта схема всесторонне теоретически и экспериментально была исследована в ЦАГИ (Камов и Миль). При испытаниях моделей в трубах была доказана полная возможность ее осуществления. К ее недостаткам следует отнести трудность осуществления равномерной обдувки и сохранения постоянства компенсирующего момента оперения.

З. Одновинтовая схема с отклоняющимися рулевыми поверхностями в струе винта. Ком-

¹ Как будет показано далее, аппарат, построенный по этой схеме, может работать как автожир и как геликоптер, что было впервые обосновано автором.

пенсирующий момент получается вследствие обдувки несущим винтом отклоненных (около продольной оси) килей.

По этой схеме Хафнером и Наглером в Австрии был построен в 1933 г. геликоптер без хвостового винта.

И. Одновинтовая схема со специальными тянущими винтами или винтомоторными группами, расположенными на лопастях несущего винта.

В 1924 г. во Франции Геллезен и Кан построили геликоптер с двумя винтомоторными группами на лопастях несущего винта (двухлопастного).

В период 1929—1935 гг. итальянским конструктором В. Изакко в Испании, Англии и СССР последовательно были построены четыре аппарата этой схемы, названные «геликожирами». Особенностью этих аппаратов было то, что, помимо винтомоторных групп, расположенных на лопастях, в носовой части фюзеляжа была обычная самолетная винтомоторная группа, предназначенная для создания горизонтальной тяги.

В 1930 г. Бликкер (фирма Кертисс) в США построил геликоптер, в котором тянущие винты, расположенные на лопастях несущего винта, приводились во вращение трансмиссией от одного мотора, помещенного в центральной части корпуса под винтом. По имеющимся сведениям все эти геликоптеры не летали.

Поток от винтов, расположенных на лопастях, искажает обтекание лопастей несущего винта и ухудшает управляемость и устойчивость аппарата. Несмотря на ряд трудностей, Наглером и Рольц в Австрии был построен небольшой экспериментальный геликоптер с двумя винтомоторными группами на лопастях.

К. Одновинтовая схема с применением реактивных сопел на концах лопастей. Эта схема, будучи логическим следствием предыдущей, конструктивно является более передовой.

В 1934 г. в СССР автором проводились работы по раскручиванию несущих винтов посредством ракет. Инженером Г. В. Никоновым (ЦАГИ) была разработана и практически исследована схема реактивного винта геликоптера.

Эта схема была также применена французами Папеном и Руйи на их однолопастном «жироптере». Отсутствие устойчивости при испытаниях на воде помешало довести этот аппарат до полетных испытаний.

В 1943 г. инженер Пуллин (Англия) разработал проект реактивного геликоптера с центральным силовым агрегатом, состоящим из осевого нагнетателя и газовой турбины. При наличии реактивного двигателя с достаточно высоким к. п. д. эта схема, несомненно, будет иметь успех. Несколько лет назад был построен одновинтовой реактивный геликоптер Добльхофа

(Германия), а затем в США и во Франции появился ряд аппаратов, построенных по этой схеме.

Л. Одновинтовые геликоптеры с реактивным соплом в хвостовой части фюзеляжа. Стремление повысить коэффициент использования мощности мотора и упростить конструкцию привело к созданию одновинтовых геликоптеров с реактивным соплом в хвостовой части фюзеляжа. Компенсирование момента несущего винта осуществляется реакцией струи выхлопных газов и воздуха от вентилятора, охлаждающего мотор. Струя подводится в хвостовой части фюзеляжа к реактивному соплу или к направляющей решетке. По этой схеме построен в последнее время геликоптер Сиерва-Вейр W-9.

М. Одновинтовая схема с одним или несколькими тянущими винтами. Компенсирование реактивного момента несущего винта в этой схеме получается вследствие эксцентричного приложения тяги или от разности тяг тянущих винтов. В 1936 г. И. П. Братухиным в ЦАГИ по этой схеме был построен первый вариант геликоптера 11-ЭА с двумя тянущими трехлопастными винтами¹.

Эта схема дает возможность создать комбинированный аппарат автожир-геликоптер.

Н. Двухвинтовая схема Флеттнера. Оси винтов расположены на небольшом расстоянии друг от друга. Для обеспечения возможности свободного прохождения лопастей при вращении винтов, оси винтов наклонены в поперечной плоскости, образуя V. Такая схема была предложена Флеттнером и осуществлена им в геликоптерах FI-282.

Наклон осей винтов в поперечной плоскости был такой, что стало возможным осуществить работу двух двухлопастных винтов, вращающихся в противоположных направлениях при небольшом расстоянии между осями. Лопасти одного винта при вращении входили в промежуток между лопастями другого винта. Аналогичную конструкцию осуществила фирма Келлет для двух трехлопастных винтов. При этом расстояние между винтами было сделано равным ширине кабины аппарата. Фирма Келлет применением трехлопастных винтов стремилась устранить вибрации, которые наблюдались в геликоптерах Флеттнера. В последние годы появилось много геликоптеров, построенных по этой схеме.

Перечень не исчерпывает всех возможных схем винтовых аппаратов, но дает представление о наиболее известных.

Как показала практика последних лет, наиболее жизненными в настоящее время оказались:

¹ В дальнейшем этот геликоптер был переделан: крылья с тянущими винтами были заменены легкими фермами, на концах которых расположили рулевые винты.

1. Одновинтовая схема Б. Н. Юрьева с хвостовым винтом.
2. Двухвинтовая соосная схема М. В. Ломоносова.
3. Двухвинтовая схема И. П. Братухина с винтами, размещенными в поперечном направлении.
4. Двухвинтовая схема Н. И. Сорокина с винтами, размещенными в продольном направлении.

Схемы управления геликоптерами

Одновременно с разработкой схем несущих систем на протяжении десятилетий создавались схемы управления винтовыми аппаратами. Эти схемы полностью или частично решали вопросы управления геликоптером, осуществления поступательного полета по любым траекториям, в том числе и вертикальным, а также обеспечивали крен и поворот аппарата, в частности, вокруг собственной оси.

Все эти схемы сводились к созданию механизмов, осуществляющих нарастание моментов аэродинамических сил относительно центра тяжести аппарата пропорционально отклонению органов управления. При конструировании таких механизмов как бы подразумевалось, что движение несущего винта происходит в установившемся потоке, равномерном по всему сметаемому диску.

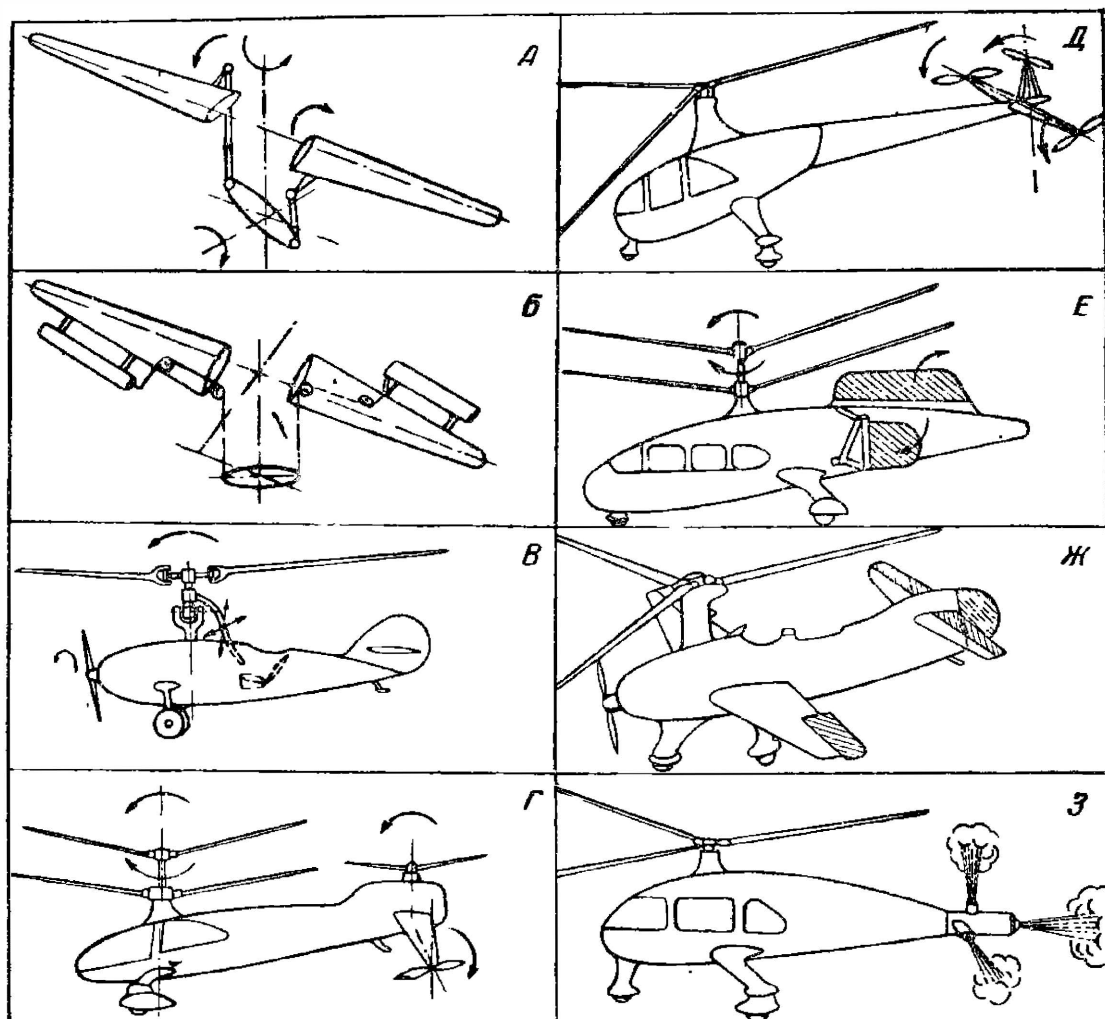
На самом деле при поступательном перемещении аппарата, как это следует из схемы (см. фиг. 1), поток, проходящий через диск винта, не является равномерным в продольном направлении из-за скоса за винтом, а в поперечном направлении — из-за различных скоростей обдувки на лопастях, двигающихся по полету и попятно. Неравномерность потока и сопротивление винта создают дополнительные моменты относительно центра тяжести аппарата. Эти обстоятельства должны учитываться при проектировании управления.

Схемы управления приведены на фиг. 12.

А. Управление посредством приспособления для циклического изменения угла установки лопастей — так называемого «автомата-перекоса». Автомат-перекос, изобретенный Б. Н. Юрьевым в 1910 г., создает последовательное циклическое синусоидальное изменение углов установки всех лопастей по мере прохождения их по сметаемому диску. В результате в секторе, соответствующем направлению отклоненной ручки пилота, получается уменьшение углов установки лопастей, а в противоположном направлении — увеличение. Как следствие этого, на жестком винте получается смещение тяги несущего винта в направлении, противоположном тому, в котором отклонена ручка управления, что создает нужный момент для управления аппаратом. Эта система сохраняет свою эффективность на любом режиме полета, в том числе и на режиме «висения», так

как активной силой управления является тяга винта, равная в полете (примерно) весу аппарата¹.

Действие автомата-перекоса заключается в том, что отклонение ручки и вызываемое этим смещение тяги винта в итоге



Фиг. 12. Схемы управления винтовыми аппаратами.

А—автомат-перекос, управляемый качающейся шайбой, осуществляющей смещение силы тяги несущего винта в нужном направлении, путем циклического изменения угла установки лопастей; Б—автомат-перекос для управления циклическим изменением шага лопастей посредством специальных рулей „стабоваторов“, расположенных позади лопастей; В—наклон оси несущего винта; Г и Д—специальные рулевые винты; Е—отклонение особых управляемых поверхностей, расположенных в струе несущего винта; Ж—самолетные органы управления (элероны и рули); З—управляемые реактивные сопла или решетки.

вызывает наклон всего аппарата. Здесь же следует сказать об изобретенном Б. Н. Юрьевым механизме изменения общего шага, позволяющем одновременно изменять угол установки

¹ На шарнирно сочлененном винте действие автомата-перекоса вызывает наклон вектора тяги винта, что создает необходимый момент управления.

всех лопастей и тем самым изменять величину подъемной силы несущего винта.

После Б. Н. Юрьева автомат-перекос был применен многими конструкторами вертолетов, в СССР: А. М. Черемухиным совместно с Б. Н. Юрьевым (с 1926 г.), И. П. Братухиным, Н. И. Камовым и за границей: Бреге-Доран (Франция) в 1936 г., Фокке (Германия) в 1937 г. (только в продольном направлении), Сикорским с 1939 г. (США) и на многих современных вертолетах.

Эта система в сочетании с механизмом изменения общего шага прекрасно разрешает вопросы управления вертолетом и является лучшим механизмом из существующих в настоящее время для этой цели.

Автоматы-перекосы делаются как в варианте, изменяющем циклически угол установки всей лопасти, так и в варианте, осуществляющем циклическое отклонение специальных элеронов у лопастей¹.

Сущность действия автомата-перекоса и механизма изменения общего шага показана на фиг. 13 и 14.

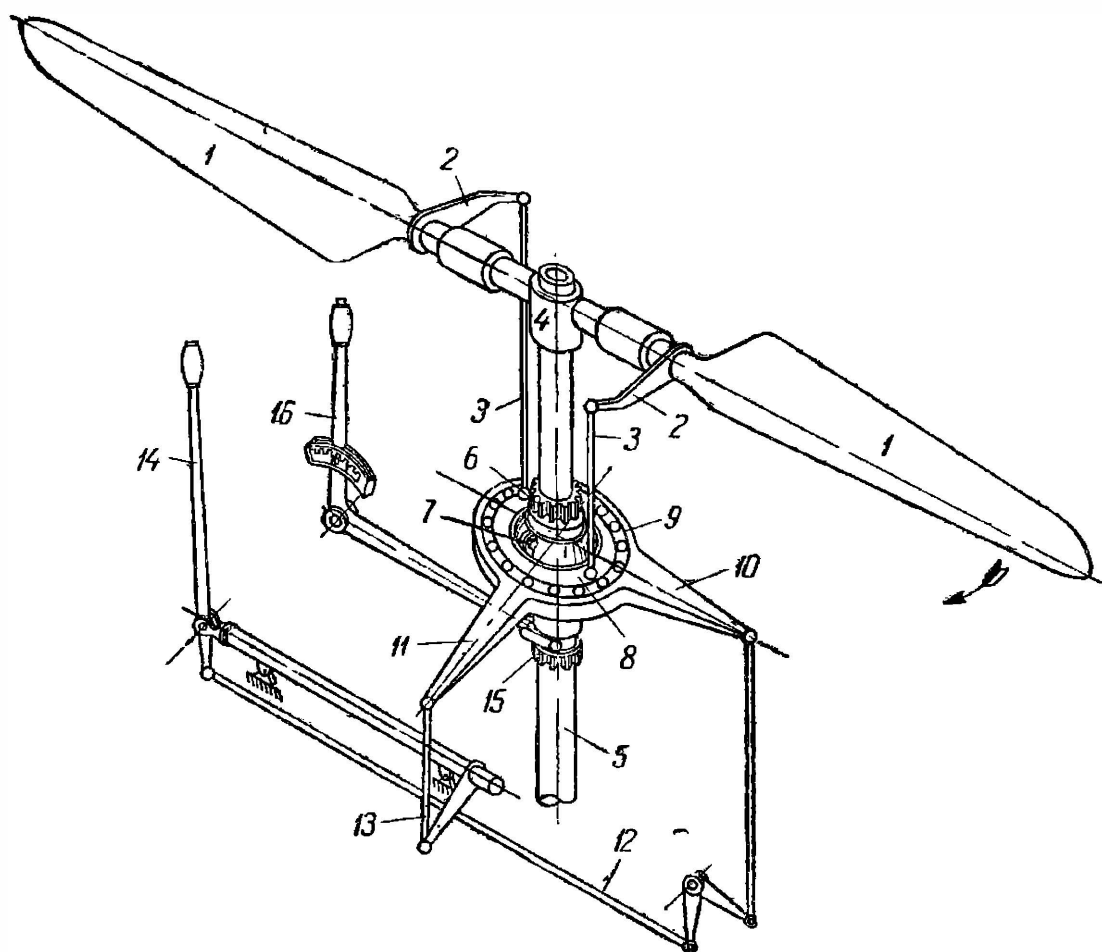
Автомат-перекос состоит из двух колец, поводков и тяг управления. Внешнее кольцо имеет рычаг продольного и поперечного управления. Внутреннее кольцо связано с внешним кольцом шарикоподшипником таким образом, что оно может вращаться во внешнем, сохраняя общую плоскость вращения. Внутреннее кольцо насажено на шаровой опоре, закрепленной на валу несущего винта. Это кольцо имеет шарниры, к которым крепятся поводковые тяги, идущие к рычагам на лопастях. Кроме этого, внутреннее кольцо путем особого шарнирного соединения связано с валом во избежание проворачивания внутреннего кольца относительно вала. Таким образом при отклонении ручки управления в ту или иную сторону отклоняется и внешнее кольцо автомата-перекоса, вызывая наклон внутреннего (вращающегося) кольца, что в свою очередь вызывает циклическое изменение углов установки лопастей.

Автомат-перекос осуществляется в различных вариантах: шаровой шарнир часто заменяется карданной подвеской из двух колец, покоящихся на двух взаимно перпендикулярных осях. Точно так же иногда внутреннее кольцо делают невращающимся и соединяют его с рычагом управления, а внешнее кольцо делают вращающимся и соединяют с поводками, связывающими его с рычагами на лопастях. Во всех случаях сущность действия автомата-перекоса остается неизменной.

Б. Применение автомата-перекоса для управления циклическим изменением шага лопастей посредством отклонения особых рулей «стабоваторов», расположенных поза-

¹ Применены в 1943—1945 гг. в США на вертолетах Лендграфа.

ди каждой лопасти. Эта схема, примененная в геликоптерах Кертисс-Бликкера (США, 1930) и Асканио (Италия, 1930) для управления общим шагом, по действию подобна предыдущей. Такая схема значительно сложнее и менее надежна.

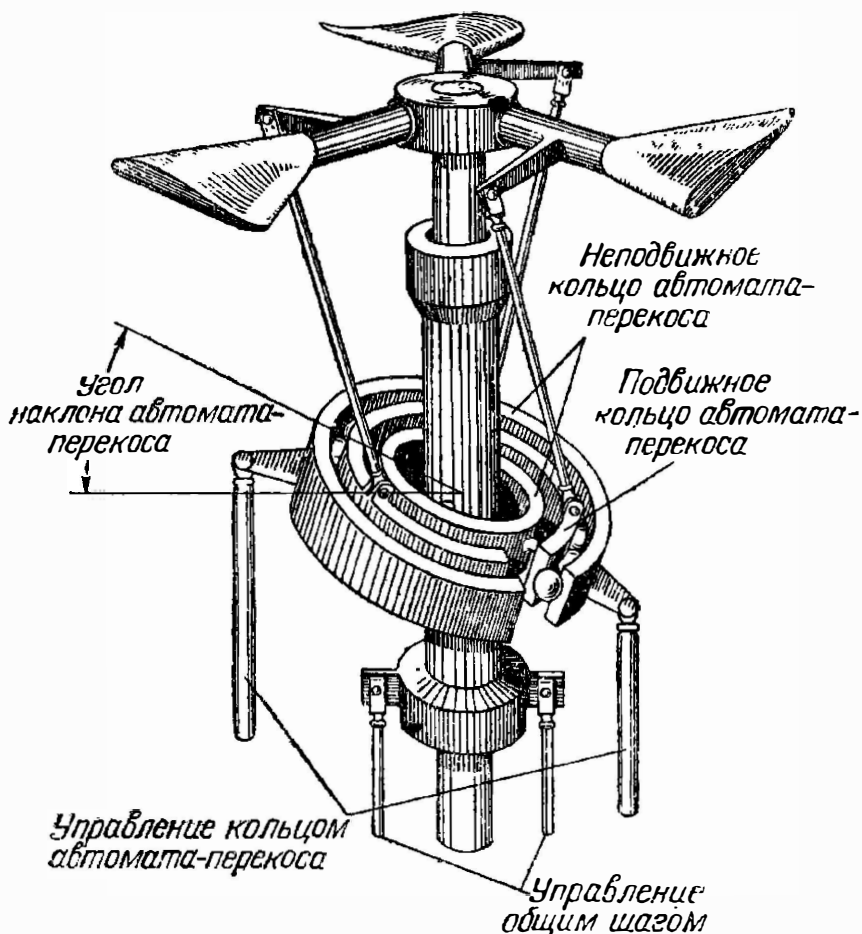


Фиг. 13. Схема управления автоматом-перекосом и механизмом изменения общего шага несущего винта.

1—поворотные лопасти; 2—рычаги на лопастях; 3—тяги для изменения углов установки лопастей; 4—корпус втулки винта; 5—вал винта; 6—шлицевая втулка механизма перевода общего шага; 7—шаровое подвижное соединение кольца автомата-перекоса, сидящее на шлицах; 8—внутреннее кольцо автомата-перекоса, вращающееся с винтом; 9—внешнее (неподвижное) кольцо автомата-перекоса; 10—рычаг продольного управления на внешнем кольце автомата-перекоса; 11—рычаг поперечного управления на внешнем (неподвижном) кольце автомата-перекоса; 12—тяга продольного управления; 13—тяга поперечного управления; 14—ручка пилота; 15—вилчатый наконечник рычага механизма управления общим шагом; 16—рычаг управления перевода общего шага.

чем предыдущая, так как, кроме поворота самой лопасти (как это происходит при обычном автомате-перекосе), в этом случае добавляется особый орган управления со специальной системой проводки управления в лопасти, подвергающейся действию значительных центробежных и инерционных сил.

В. Управление путем наклона оси несущего винта независимо от положения корпуса аппарата. Отклонение оси винта от ее первоначального (нейтрального) положения изменяет направление тяги винта и тем самым создает момент управления, вызывающий наклон аппарата. Этот способ, примененный в геликоптерах Леже в



Фиг. 14. Схема действия автомата-перекоса и механизма изменения общего шага лопастей.

1905 г. нашел в дальнейшем применение в бескрылых автожирах. В последнее время он начал применяться в некоторых новейших геликоптерах с так называемой «жесткой заделкой» лопастей.

Г и Д. Управление специальными рулевыми винтами. Применение рулевого винта с изменяемыми углами установки лопастей для поворота геликоптера было предложено Б. Н. Юрьевым в 1910 г. В 1922 г. этот способ был применен на четырехвинтовых геликоптерах Э. Эмишена (Франция) и Г. Ботезата (США). На геликоптере Эмишена было восемь рулевых винтов. Впоследствии рулевые винты применялись Берлинером (США, 1921), Асканио (Италия, 1930) и Сикорским (США с 1939 г.) на его первых геликоптерах. На первом геликоптере Сикорского было три рулевых винта.

Сами рулевые винты и их трансмиссии сильно усложняют конструкцию аппарата. В настоящее время применение рулевых винтов оправдывается только на одновинтовых геликоптерах при одновременном использовании их для уравнивания реактивного момента несущего винта.

Е. Управление геликоптером путем отклонения особых управляемых поверхностей, расположенных в струе несущего винта. Эта система, принятая в ранних проектах геликоптеров Корню (Франция, 1907), Дуэрэ (Франция, 1920) и Берлинера (США, 1920), была применена позднее в проектах Асбота (Австрия, Англия, 1930—1939).

Необходимо отметить, что у большинства новейших геликоптеров управление этой системы не применяется. Конструкторы геликоптеров предпочитают пользоваться для целей управления тягой несущего винта¹.

Ж. Управление элеронами и рулями самолетного типа. Такое управление применялось на некоторых геликоптерах раннего периода: бр. Бреге и проф. Рише (Франция, 1920), Маргулиса (Франция, 1917), Берлинера (США, 1922). Позднее оно также было применено в самолете-геликоптере Джонсона (США, 1929). Наиболее эффективно эта система применялась с 1923 г. в крылатых автожирах СССР, Англии, Франции, Америки и Германии.

Эта система, достаточно простая и эффективная на больших скоростях поступательного полета, становится неэффективной на малых скоростях полета (35—40 км/час) и без обдувки от винта не может применяться на режимах нулевых и малых поступательных скоростей.

З. Управление посредством реактивных сопел. Эта система была применена французскими конструкторами Папеном и Руйи в 1915 г. на «жироптере» весьма оригинальной конструкции². На этом аппарате управление должно было осуществляться особым реактивным веслом.

В 1945 г. идея управления реакцией газов была применена на геликоптере Газда (США), в котором управление и поступательное перемещение аппарата происходит от работы специальных управляемых реактивных сопел, расположенных в хвостовой части фюзеляжа.

В ином конструктивном решении эта схема применена в геликоптере Эвери, где реактивное сопло заменено направляющей решеткой.

До сих пор этот способ управления изучен недостаточно и его положительные и отрицательные стороны не выявлены.

¹ На геликоптере «Ротерон» с маломощным мотором для поворота геликоптера применен руль.

² А. М. И з а к с о н, Геликоптеры, Оборонгиз, 1947.

Первые успехи геликоптера

Работы над многочисленными конструкциями геликоптеров в различных странах долгое время не приводили к положительным результатам, несмотря на то, что были тщательно разработаны схемы уравнивания реактивного момента несущей системы и применены весьма совершенные схемы управления винтовыми аппаратами.

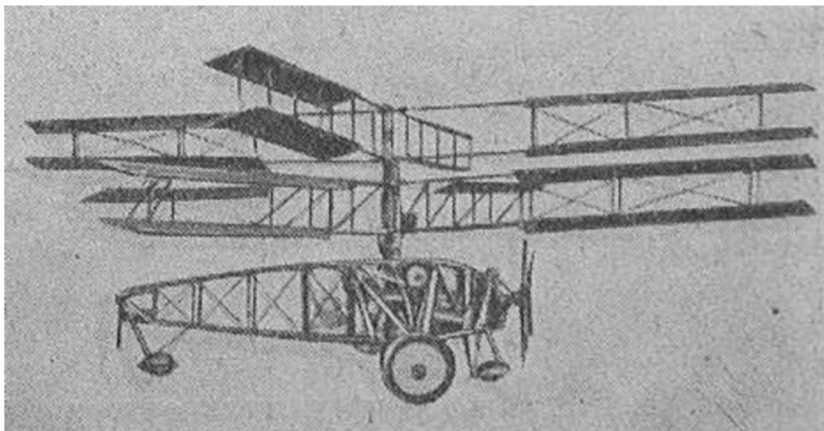
На специальных стационарных стендах и на построенных геликоптерах были получены достаточно большие величины удельной тяги винтов, доходившие, например, на геликоптере Леже до 15 кг/л. с.

До 1924 г. только два геликоптера (Пескара и Эмишена) смогли совершить полет по замкнутому кругу на дистанцию около 1 км.

Патерас Пескара¹ (Франция) на двухвинтовом соосном геликоптере своей конструкции с пятилопастными бипланнскими винтами достиг следующих результатов:

Дальность . . .	• 1000 м
Продолжительность	• 10,2 мин.
Высота .	• 2 м

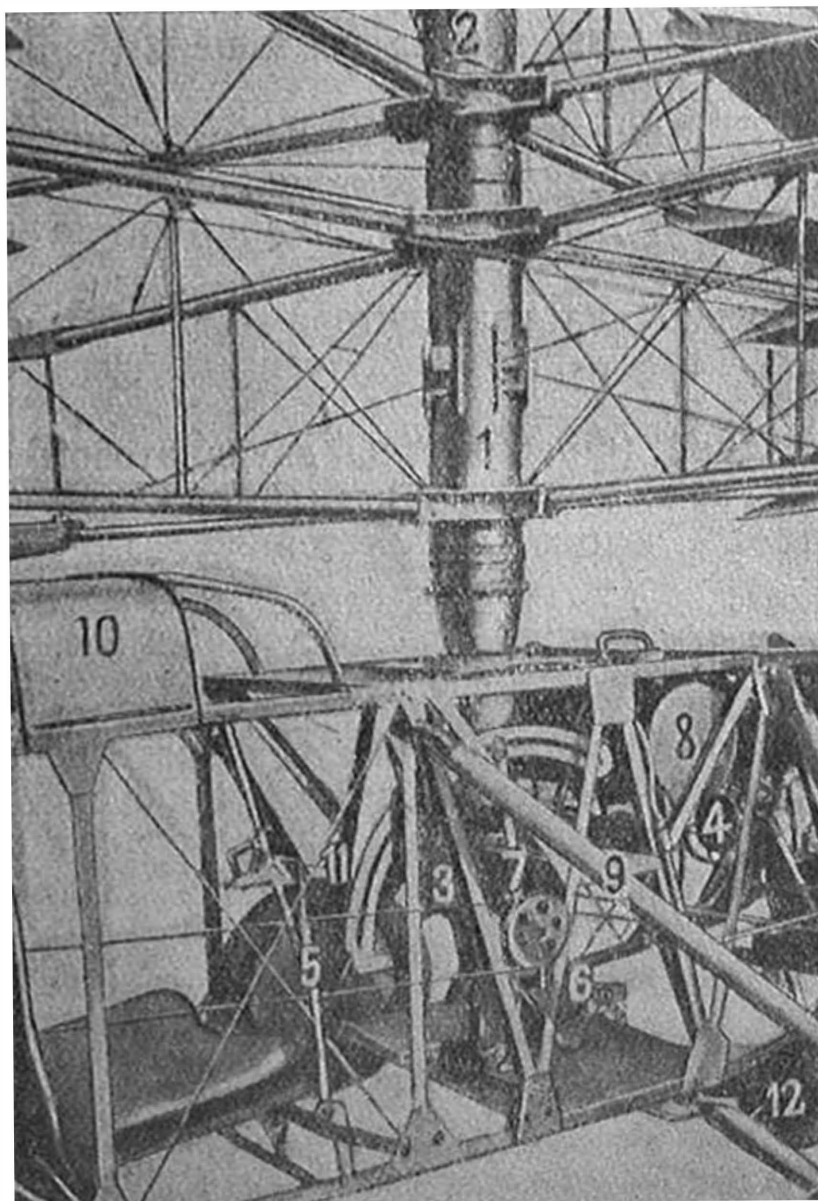
Для управления этот аппарат имел автоматы-перекосы и механизмы для одновременного и дифференциального изменения общего шага обоих винтов. Крен осуществлялся одновремен-



Фиг. 15. Геликоптер П. Пескара № 3 с усовершенствованными четырехлопастными бипланнскими винтами.

ным наклоном колец автоматов-перекосов обоих винтов; подъем или спуск — изменением общего шага или оборотов винтов; поворот аппарата — дифференциальным изменением общего шага (фиг. 15, 16).

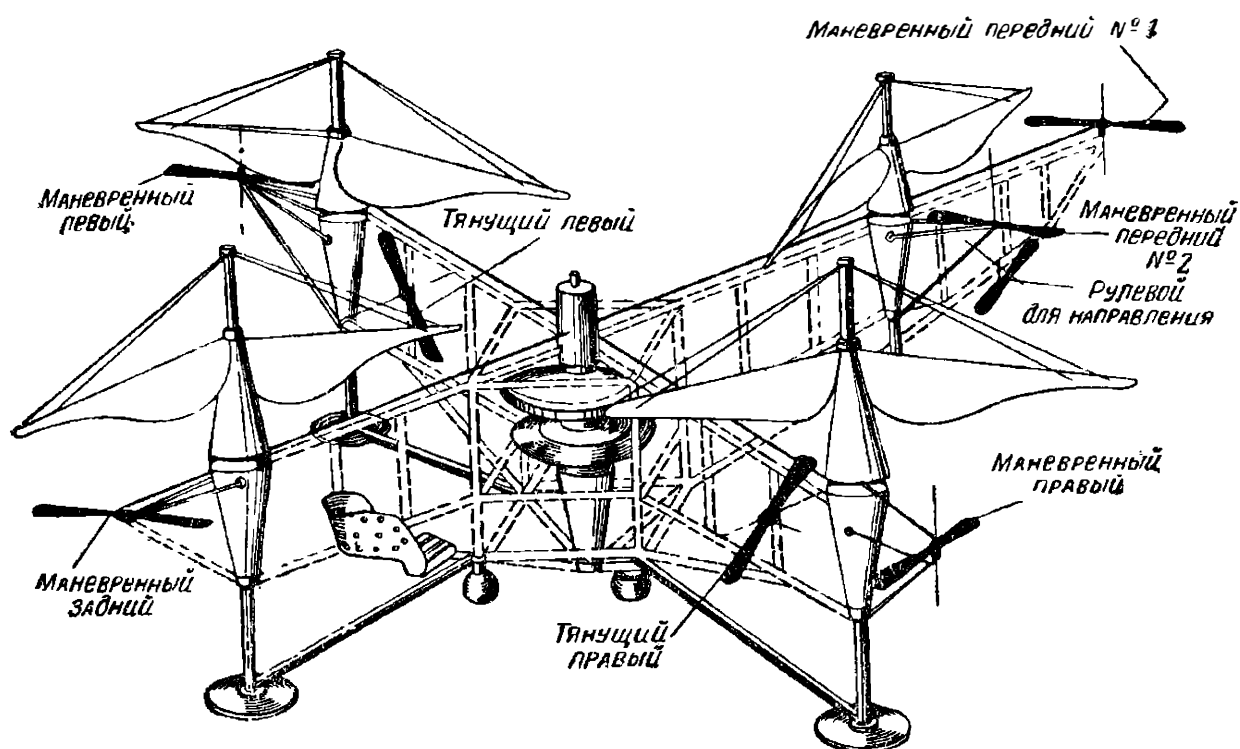
¹ Пескара построил три соосных геликоптера: с шестилопастными, с пятилопастными и четырехлопастными бипланнскими винтами.



**Фиг. 16. Центральная часть геликоптера
П. Пескара № 3.**

1—штулка нижнего винта; 2—штулка верхнего винта;
3—центральный редуктор; 4—хвостовик мотора;
5—ручка управления; 6—ролик управления общим
шагом; 7—ручка изменения общего шага; 8—бензо-
бак; 9—подкос шасси; 10—щиток кабины пилота;
11—сектор газа; 12—подкос шасси.

Этьен Эмишен (Франция) на четырехвинтовом геликоптере своей конструкции с восемью рулевыми винтами (фиг. 17) 4 мая 1924 г. получил дополнительный приз французского



Фиг. 17. Схема четырехвинтового геликоптера Э. Эмишена, который в 1924 г. впервые совершил полет по замкнутому контуру свыше 1000 м.

аэроклуба за полет по замкнутому контуру на высоте не ниже 1 м. В дальнейших полетах им были достигнуты:

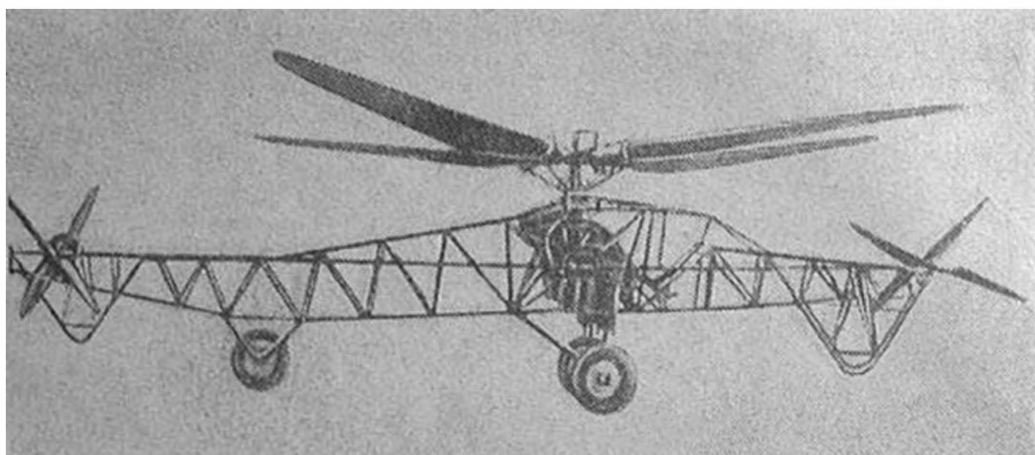
Максимальная дальность	1100 м
Высота	1—3 м
Максимальная продолжительность полета	7 мин. 30 сек.

Всего этот аппарат совершил около 500 полетов; наибольшая скорость достигала 10 км/час.

Как правило, все геликоптеры имели так называемые «жестко заделанные» лопасти. Под этим термином подразумевают такую конструкцию закрепления корневых частей лопастей во втулке винта, при которой закрепление в корпусе допускает только поворот лопасти вокруг своей продольной оси. В то же время продольная ось лопасти по отношению к оси втулки остается в неизменном положении. Осевой шарнир делается для того, чтобы иметь возможность изменять углы установки лопастей.

Как упомянуто выше, выдающийся успех в области геликоптеростроения был достигнут в СССР на одновинтовом геликоптере ЦАГИ 1-ЭА, спроектированном под руководством А. М. Черемухина по схеме Б. Н. Юрьева с четырьмя рулевыми

ми винтами, расположенными по два в носовой и хвостовой частях корпуса (фиг. 18). На этом аппарате были проведены многочисленные полеты на высоте 20—120 м. 14 августа 1932 г. этот вертолет под управлением А. М. Черемухина достиг высоты 605 м. Высота была в 20 раз более официально установленного рекорда подъема вертолета.



Фиг. 18. Советский вертолет 1-ЭА, построенный в ЦАГИ в 1932 г.

В процессе летных испытаний на вертолете 1-ЭА были достигнуты:

Продолжительность полета . . .	14 мин.
Максимальная дальность . . .	3 км
Максимальная скорость . . .	21 км/час

Аппарат поднимался и опускался вертикально, а также «висел» на месте, делая повороты вокруг собственной оси, и двигался поступательно во всех направлениях.

Основным недостатком всех построенных в то время вертолетов было отсутствие устойчивости. Часто полет на вертолете оканчивался потерей управляемости, падением и поломкой аппарата. Из боязни поломать аппарат испытатели вертолетов, очевидно, и не поднимались высоко. Каждый полет на вертолетах требовал большого напряжения сил, внимания и крайне изнурял пилота. Случайные отклонения направления тяги несущего винта парировались только немедленным отклонением органов управления, причем это происходило чрезвычайно часто. По отзывам пилотов вертолет как бы «балансирует на острие».

Основной причиной, вызывавшей появление этих случайных отклонений, были местные срывы струй на лопастях, возникавшие из-за турбулентного состояния отбрасываемого винтом потока, увеличивавшегося при полете вблизи земли. Вертикальный спуск был самым неприятным режимом полета на ге-

ликоптере, так как винт все время попадал в возмущенную область, а углы атаки на лопастях увеличивались. Это приводило к тому, что срывы потока на лопастях захватывали большие зоны, вызывая иногда полную потерю устойчивости и управляемости аппарата.

Испытательные полеты вертолетов проводились на режимах вертикального подъема, «висения» и малых поступательных скоростей. Во всех случаях лопасти несущих винтов находились в крайне неблагоприятных условиях. Так как винт почти всегда работал вблизи земли, то отбрасываемая струя, отражаясь, давала завихрения, восходящие потоки и т. д., т. е. получался совершенно неустановившийся поток, мало похожий на закрученный струйный поток за винтом, как это предусматривается винтовыми теориями. Несколько более закономерный вид приобретала струя за винтом вертолета, поднимающегося вертикально. Вертикальный спуск вертолета, при котором вращающиеся лопасти попадали в отбрасываемую винтом струю, был наиболее опасен, так как срывы и большая турбулентность потока делали полет на этом режиме крайне неустойчивым.

Неблагоприятные последствия имело то обстоятельство, что вертолетные винты работали при больших значениях c_y , близких к критическим. Это вызывалось желанием получить максимально возможную величину тяги. Некоторые конструкторы получали 12—15 кг/л. с., применяя малооборотные винты большого диаметра.

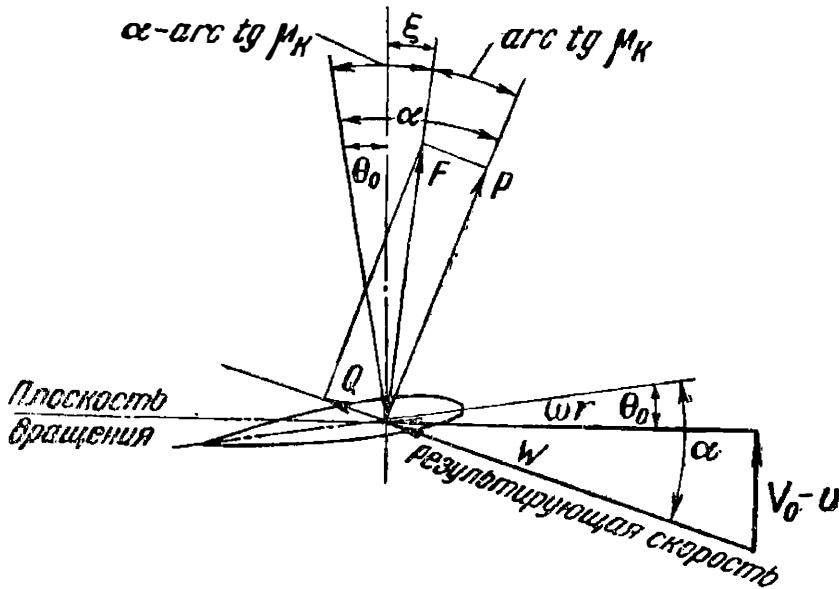
Авторотация винтов

Опасности, которым подвергались вертолеты при летных испытаниях (особенно при случайных неисправностях мотора), заставили конструкторов искать такие режимы работы несущего винта, при которых вертолет мог бы опускаться по наклонной траектории или вертикально с неработающим мотором. Такой режим планирующего или парашютирующего спуска вертолета с остановленным мотором называется *авторотирующим режимом* или полетом на режиме *авторотации* (самовращения). Как выяснилось впоследствии, вращающийся несущий винт вертолета сохраняет определенное число оборотов при парашютировании, если его лопасти будут переведены на небольшой угол установки (2—5°). При этом сохраняется известная подъемная сила на винте и устанавливается постоянная вертикальная скорость спуска. Около 50 лет назад в аэродинамической лаборатории в Кучино Рябушинский впервые всесторонне исследовал авторотирующие винты и выявил их замечательные свойства.

Ввиду особой важности этого режима, обеспечивающего безопасность вертолета и сыгравшего громадную роль в развитии техники винтовых аппаратов, необходимо более де-

тально ознакомиться с условиями, обеспечивающими сохранение этого режима.

Рассмотрим случай вертикального парашютирования самовращающегося винта — ротора¹, свободно вращающегося таким образом, что лопасти двигаются носками вперед. Этот режим подобен режиму ветряной мельницы, у которой крутящий момент на валу равен нулю².



Фиг. 19. Схема скоростей и действующих сил на элементе лопасти при авторотации.

- ωr — окружная скорость;
- V_0 — скорость парашютирования;
- v — индуктивная скорость;
- W — полная относительная скорость у элемента лопасти;
- $\mu_k = \frac{c_x}{c_y}$

Рассмотрим сечение лопасти ротора (фиг. 19) на расстоянии r от оси вращения. Относительная скорость этого элемента W является геометрической суммой трех компонентов: окружной скорости ωr , скорости парашютирования V_0 и индуктивной скорости v (скорости отбрасывания). Скорость W составляет с хордой профиля угол атаки α .

Аэродинамическая сила, развиваемая элементом лопасти, отклонена от перпендикуляра к W в сторону направления относительной скорости воздуха на угол, тангенс которого равен $\mu_k = \frac{c_x}{c_y}$ — обратной величине качества профиля. Если ротор опускается вертикально, а угол установки лопасти равен θ_0° , то угол ξ , образуемый силой F с перпендикуляром к плоскости вращения ротора, будет, вообще говоря, равен

$$\xi = \alpha - \text{arc tg } \mu_k - \theta_0 \begin{matrix} \leq 0 \\ \geq 0 \end{matrix}$$

¹ В настоящее время иностранная печать и некоторые советские авторы применяют термин ротор для несущего винта независимо от режима полета.

² И. П. Братухин, Автожиры, ОНТИ НКТП, 1934, стр. 38.

Если аэродинамическая сила F отклонена вперед (как изображено на фиг. 19),

т. е.

$$\xi > 0;$$

тогда

$$\alpha - \arctg \mu_k > \theta_0.$$

В этом случае вращение ротора ускоряется.

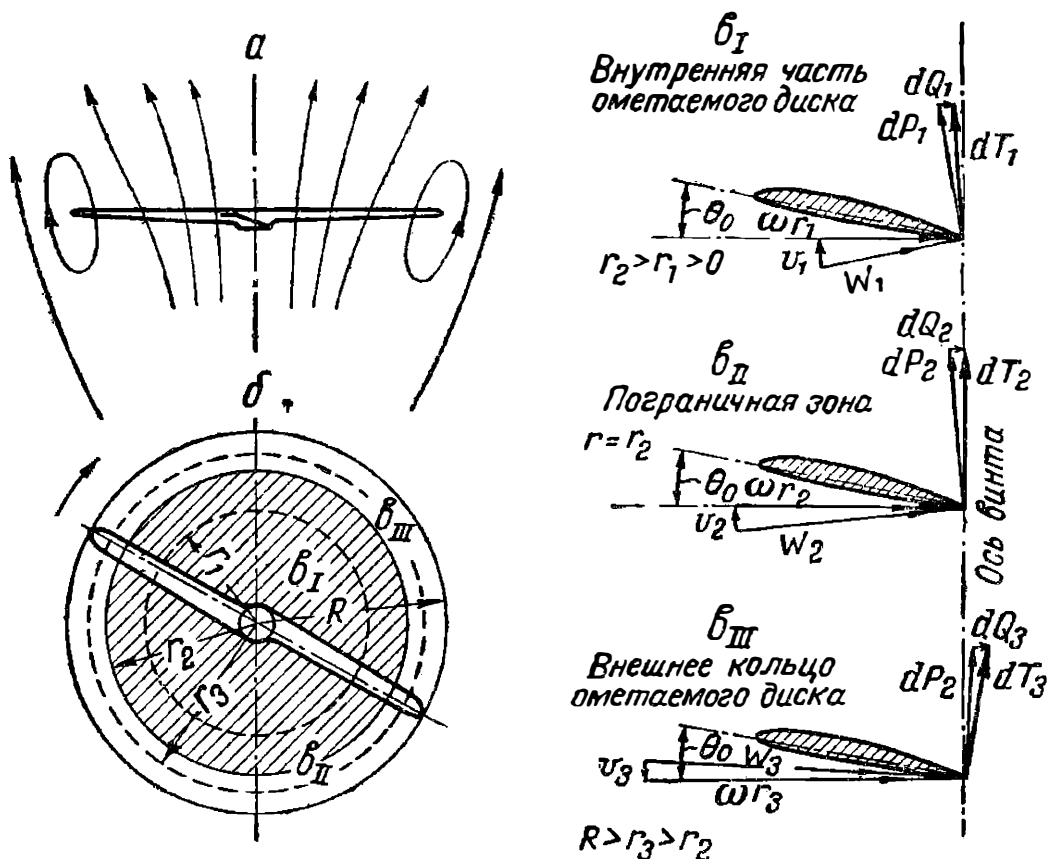
Если сила F отклонена назад, т. е.

$$\xi < 0 \text{ и } \alpha - \arctg \mu_k < \theta_0,$$

то вращение ротора замедляется. В случае, если сила F параллельна оси вращения, т. е. $\xi = 0$, то $\alpha - \arctg \mu_k = \theta_0$. Это и есть условие *установившейся авторотации*, т. е. условия режима, при котором свободно вращающийся ротор сохраняет постоянство оборотов. Если рассматривать не один элемент, а всю лопасть в целом, то необходимо учесть, что выражение $\alpha - \arctg \mu_k - \theta_0$ будет меняться. Как можно видеть, по мере удаления рассматриваемого сечения от оси вращения окружная скорость ωr и индуктивная скорость w увеличиваются, а угол подхода струй уменьшается (фиг. 20). Одновременно меняется и величина $\arctg \mu_k$. Поэтому при удалении рассматриваемого сечения от оси вращения угол ξ уменьшается и в определенном сечении b_{II} (на расстоянии r_2 от оси вращения) становится равным нулю. В сечении b_{II} момент аэродинамических сил в плоскости вращения относительно оси вращения равен нулю. Таким образом на роторе, опускающемся вертикально, имеются три зоны: внутренняя зона ($0 < r_1 < r_2$), вызывающая ускорение вращения, средняя зона при $r = r_2$ — установившейся авторотации и внешняя зона ($r_2 < r_3 < R$) — вызывающая замедление вращения.

При установившейся авторотации сумма моментов аэродинамических сил на роторе (в плоскости вращения) относительно оси вращения равна нулю. Если слагающая аэродинамической силы в плоскости вращения на роторе направлена в сторону вращения, — движение ротора ускоряется, если же эта слагающая аэродинамических сил на роторе направлена в противоположную сторону, — движение ротора замедляется.

При планировании, когда плоскость вращения с траекторией составляет угол i , меньший 90° , выражение $\arctg \mu_k$ изменяется не только в зависимости от положения сечения вдоль лопасти, но также и в зависимости от углового положения лопасти в плоскости вращения. Поэтому условием установившейся авторотации при поступательном перемещении ротора будет равенство нулю суммарного крутящего момента от всех лопастей при любом угловом положении их. Как видно из приведенных уравнений, условию авторотации удовлетворяет не всякий угол установки лопасти. Действительно, если мы возьмем



Фиг. 20. Схема работы авторотирующего винта (на парашютировании).

a — воздушный спектр у авторотирующего винта; *б* — зоны различных режимов работы сечений лопасти.

Зона *I* (заштрихованная) — ускоряющая движение винта (зона положительной авторотации);

Зона *II* — пограничная $r=r_2$ (зона установившейся авторотации);

Зона *III* — внешнее кольцо — зона, замедляющая движение винта (режим пропеллера),

b_I — схема работы сечения лопасти в зоне *I*; тяга направлена вперед по отношению оси винта.

b_{II} — схема работы сечения лопасти в зоне *II*; тяга направлена параллельно оси винта.

b_{III} — схема работы сечения лопасти в зоне *III*; тяга отклонена назад по отношению к оси винта.

θ_0 — угол установки лопасти;

ω — угловая скорость;

v — индуктивная скорость;

W — полная относительная скорость элемента лопасти;

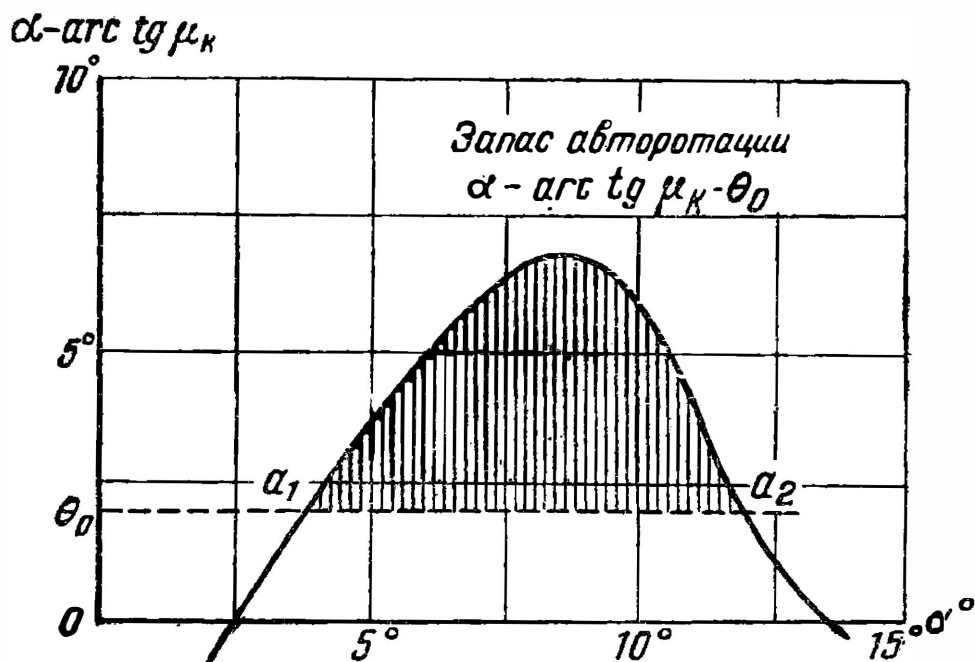
r — радиус сечения лопасти;

dP — подъемная сила элемента лопасти;

dQ — сила сопротивления элемента лопасти;

dT — тяга элемента лопасти.

полюру профиля лопасти ротора для бесконечного удлинения, подсчитаем величины $\arcs \operatorname{tg} \mu_{\kappa}$ для ряда значений α и построим диаграмму, в которой ординатами будут величины $\alpha^{\circ} - \arcs \operatorname{tg} \mu_{\kappa}$, а абсциссами величины α° (фиг. 21), то эта диаграмма даст нам полное представление о допустимом диапазоне углов установки лопасти.



Фиг. 21. Диаграмма авторотации профиля G-429.

Проведем горизонталь, соответствующую выбранному нами углу установки Θ_0 . В точках a_1 и a_2 пересечения кривой авторотации с горизонталью, соответствующей углу установки Θ_0 , будет соблюдено равенство

$$\alpha - \arcs \operatorname{tg} \mu_{\kappa} = \Theta_0.$$

Это значит, что эти точки соответствуют установившейся авторотации. Заштрихованный участок представляет зону, в которой авторотация при угле установки Θ_0 возможна (так называемый «запас авторотации»). Практически может быть использована только одна левая ветвь кривой авторотации и только одна точка a_1 для режима установившейся авторотации. Действительно, предположим, что по какой-то причине ротор замедлил вращение; тогда угол α увеличится и появятся силы, ускоряющие вращение ротора. Ускорение будет происходить до тех пор, пока режим вращения ротора не будет соответствовать точке a_1 .

Точно так же при случайном ускорении вращения ротора угол α уменьшится — появится замедляющая сила, которая будет опять-таки стремиться установить режим точки a_1 .

Если мы рассмотрим режим точки a_2 , то увидим, что при замедлении ротора, когда α увеличится, — появится замедляю-

щая сила, которая в конце концов остановит ротор. Ротор «выпадает» из режима авторотации. Из этого видно, что только левая ветвь удовлетворяет условию устойчивой авторотации. Устойчивая авторотация получается на очень узком диапазоне углов атаки сечений лопасти, а диапазон применяемых углов установки лопасти еще меньше, практически 2—5°. Эти соображения должны всегда учитываться при проектировании, для того чтобы обеспечить необходимую безопасность винтового аппарата.

В первых аппаратах, на которых применялись авторотирующие винты, лопасти имели симметричный профиль G-429. Этот профиль, помимо того, что у него был достаточный диапазон углов, при которых происходила авторотация, обладал еще одним ценным свойством: на всем лётном диапазоне углов атаки центр давления его оставался практически неизменным. Постоянство центра давления важно для профилей лопасти, потому что обычно ось лонжерона располагается по линии центров давления. Если центр давления на каком-либо режиме смещается с оси лонжерона, получается закручивание лопасти, что может вызвать выпадение ротора из режима авторотации. Профиль G-429 имеет тот недостаток, что у него небольшой $C_{y\text{max}}$. Поэтому в дальнейшем перешли к несимметричным профилям, имеющим больший запас авторотации (например G-606). В последнее время применяют более эффективные несимметричные профили (например НАСА 23012 и др.) с постоянным центром давления на рабочем диапазоне углов атаки.

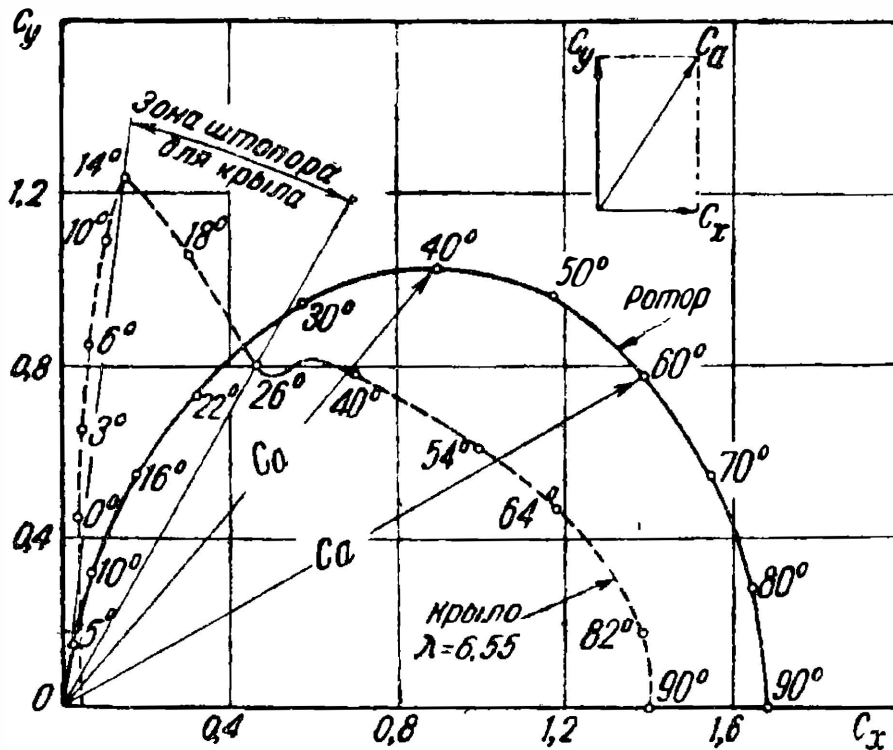
Создание автожира и изобретение шарнирной подвески лопастей

Недостаточная устойчивость геликоптеров мешала их практическому использованию. В то же время желание получить летательные аппараты, не нуждающиеся в аэродромах, привлекало все большее внимание к проблеме винтовых аппаратов и заставляло искать новые средства, чтобы обойти все трудности.

Испанский конструктор де ля Сиерва, работавший над геликоптерами, в 1918 г. заинтересовался работой авторотирующих винтов. Он исследовал работу этих винтов в косом потоке на широком диапазоне углов атаки от 0 до 90°. Сопоставляя полярную авторотирующего винта с полярной крыла самолета, он нашел возможным применить авторотирующий винт (ротор) в качестве несущего органа летательного аппарата, используя его на режимах кривой обдувки. Как было установлено, авторотирующий винт при продвижении его в воздухе (аналогично крылу самолета) развивает достаточную подъемную силу. В отличие от крыла ротор не имеет зоны срыва. При увеличении угла атаки величина и направление вектора аэродинамических сил на роторе плавно изменяются таким образом, что

при больших углах атаки аппарат, снабженный ротором, переходит на установившееся парашютирование. На фиг. 22 для сравнения показаны поляры ротора автожира и крыла самолета. Таким образом был создан новый тип летательного аппарата, названный *автожиром*¹, занимающий промежуточное положение между самолетом и вертолетом.

Как и самолет, автожир имеет винтомоторную группу для осуществления поступательного полета. Так же как и самолет,



Фиг. 22. Сравнение поляры ротора автожира и крыла самолета.

автожир летает на положительных углах атаки. При увеличении скорости поступательного полета угол атаки уменьшается. Первый автожир имел самолетные органы управления: своеобразный элерон, расположенный на кабане ротора, и обычное хвостовое оперение.

От вертолета автожир отличается тем, что ротор автожира в полете не приводится в движение от мотора, а свободно вращается под действием встречного потока воздуха.

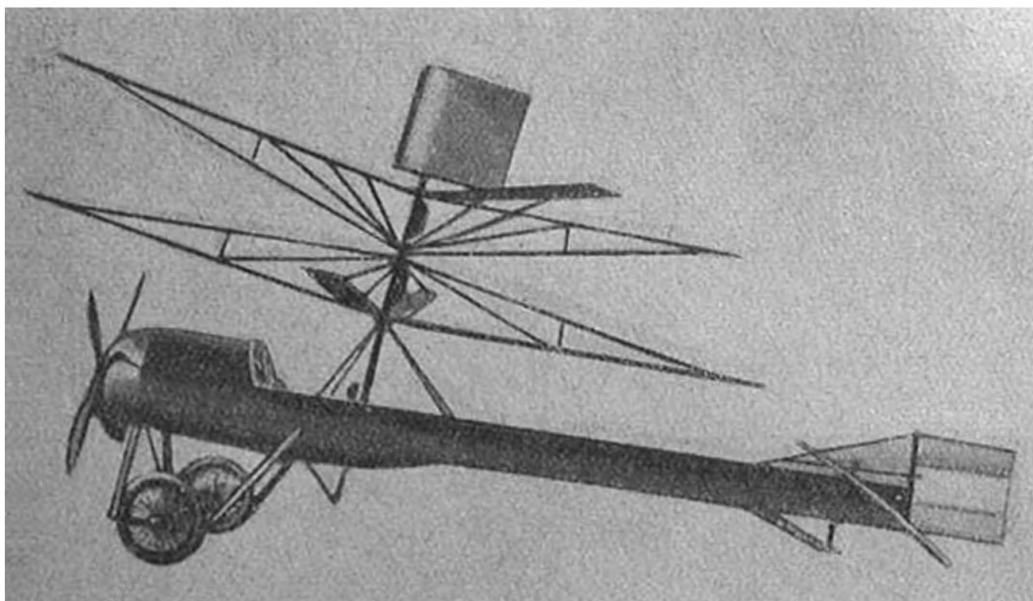
Применение авторотирующего винта в качестве несущего органа открыло новый этап в развитии винтовых летательных аппаратов. Автожир С-1 (фиг. 23), построенный в 1920 г. по соосной схеме с двумя жесткими винтами, вращавшимися в противоположных направлениях, не дал положительных результатов. В отличие от вертолета соосной схемы роторы автожира не были связаны между собой. Так как верхний

¹ Слово *автожир* составлено из двух слов, означающих — «самовращающийся».

ротор (вследствие влияния нижнего) вращался медленнее, то моменты от одного ротора в продольной и поперечной плоскостях не компенсировались полностью моментами от другого винта.

Кроме этого, два громоздких винта с лопастями, поддерживаемыми подпорками, создавали большое лобовое сопротивление. При первых же попытках взлететь этот аппарат опрокинулся и разбился.

Так как автожир подобен самолету, у которого крыло заменено ротором, то его испытания проводились на режимах по-



Фиг. 23. Автожир Сьерва С-1, построенный по соосной схеме.

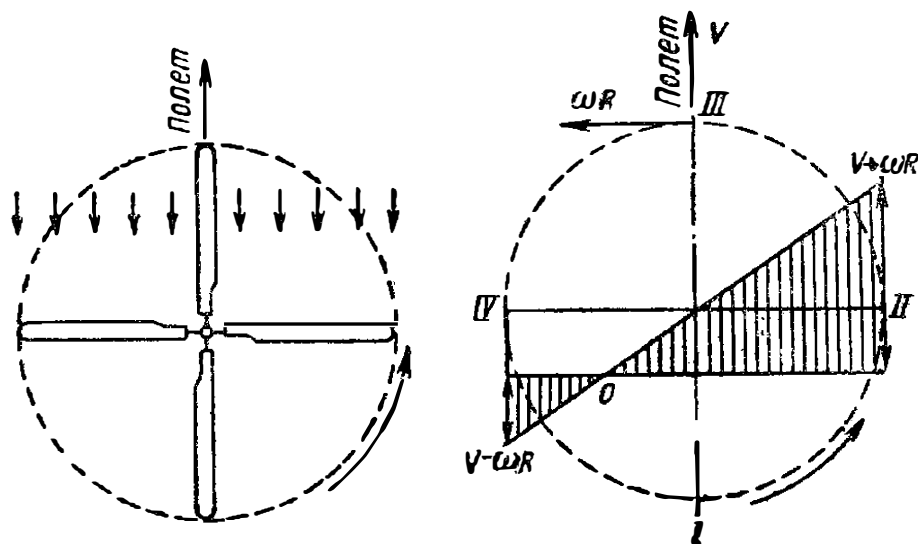
ступательного полета и начинались с пробежек по аэродрому и полетов по прямой. Методика испытания автожира отличалась от методики испытания вертолетов, которые всегда начинались с небольших вертикальных подъемов и работы на месте на небольшой высоте. Поступательный полет вертолета совершался с малыми скоростями (до 20 км/час) вблизи земли.

Поступательное перемещение винтового аппарата резко изменяет поле скоростей несущего винта. Действительно (фиг. 24), лопасть, идущая навстречу набегающему потоку, обдувается с большими скоростями, чем лопасть, двигающаяся попятно, так как на лопасти, идущей вперед, скорость поступательного перемещения суммируется с окружными скоростями. В то же время на лопасти, идущей попятно, скорости обдува становятся равными разности окружных скоростей и скорости встречного потока. Кроме того, ввиду отбрасывания винтом вниз воздуха получается скос потока, переменный по величине и увеличивающийся (в среднем) к заднему сектору ометаемого диска. Это вызывает появление опрокидывающего момента. Продольная слагающая этого момента вызывает кабрирование аппара-

та, поперечная слагающая — крен в сторону лопасти, идущей попятно.

Следующие два автожира были однороторными, но трудности, связанные с эксплуатацией «жестких», неуправляемых роторов, привели к поломкам этих аппаратов. Нельзя было обеспечить устойчивость автожиру с «жестким» ротором (т. е. ротором с жестко заделанными лопастями, не имевшими осевого шарнира).

После долгих и разнообразных опытов было найдено удачное решение, коренным образом повлиявшее на дальнейший



Фиг. 24. Поле горизонтальных скоростей на четырехлопастном несущем винте при горизонтальном перемещении аппарата.

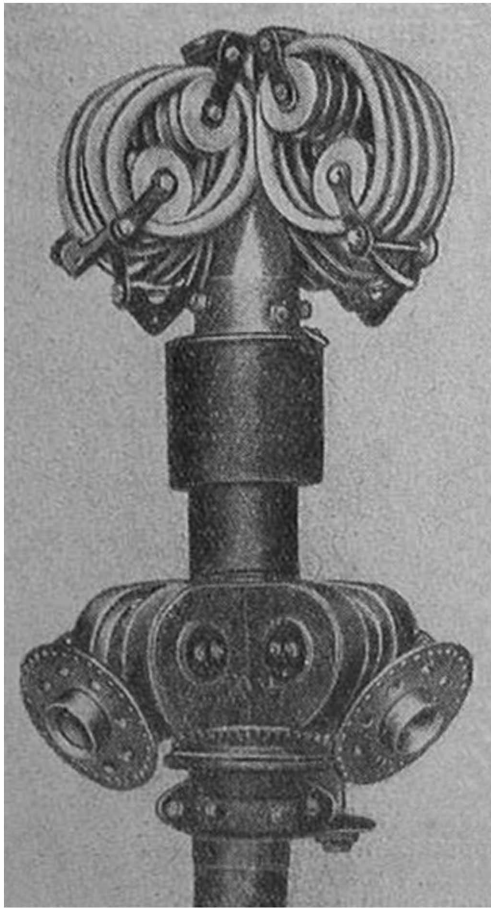
ход развития техники винтовых летательных аппаратов. Сиерва заменил жесткое закрепление лопастей шарнирным с так называемыми *горизонтальными шарнирами* (фиг. 25), ось которых перпендикулярна оси вращения втулки винта и продольной оси лопасти.

На автожире С-4 с шарнирной подвеской лопастей был совершен устойчивый поступательный полет винтового аппарата с большими скоростями. Летчику удалось пролететь более 4 км на высоте до 25 м и продержаться в воздухе около 3¹/₂ мин.

Уже в 1928 г. на автожире С-8 удалось освоить горизонтальный полет в диапазоне скоростей от 35 до 170 км/час с практическим потолком 2500 м.

Эксплуатация первых автожиров выявила некоторые их особенности. Перед полетом ротор автожира необходимо раскрутить до числа оборотов, близкого к полетному. Чем больше число оборотов ротора перед разбегом, тем короче разбег автожира. Разбег первых автожиров составлял 60—100 м. После разбега автожир поднимается как самолет. Вертикально подниматься автожир не может.

Горизонтальный полет автожира происходит при любой скорости в диапазоне от 35 до 170 км/час. Полет на максимальной скорости осуществляется при максимальной мощности мотора



Фиг. 25. Втулка ротора одного из первых автожиров Сиверва (1925) с горизонтальными шарнирами подвески лопастей. В верхней части втулки — резиновые шнуровые амортизаторы на поддерживающих лопасти тросах.

на минимальном угле атаки аппарата. Крейсерские режимы получаются путем уменьшения оборотов мотора и увеличения угла атаки автожира. После определенного минимума расхода мощности мотора (полет на экономической скорости) при дальнейшем уменьшении скорости полета число оборотов мотора увеличивается и на режиме минимальной горизонтальной скорости автожир летит на максимальном угле атаки (порядка 20—30°) при максимальной мощности мотора.

При дальнейшем увеличении угла атаки автожир плавно парашютирует при полных оборотах мотора. Пробег при посадке в этом случае получается минимальный. При небольшом ветре автожир осуществляет «зависание», если пилот ставит его против ветра на режиме минимальной скорости. Автожир планирует при малых оборотах мотора. Угол атаки ротора почти равняется углу наклона траектории, так что плоскость вращения ротора почти горизонтальна. Автожир имеет хорошую маневренность и управляемость. Угол наклона на вираже достигает 45°, время виража меньше, чем у самолета. Пробег при посадке после парашютирования порядка 1—10 м, хотя после планирующего спуска автожир может совершить посадку и как самолет.

Особенности шарнирно-сочлененного ротора и маховое движение лопастей

Горизонтальные шарниры (ГШ) у втулки ротора изменяют положение лопастей в пространстве и распределение изгибающих моментов вдоль лопасти. Лопасти ротора, вращающегося на месте (в воздухе) под действием центробежной силы $P_{ц}$ и

силы тяги T , отклоняются вверх на угол α_0 , который определяется из приближенного выражения

$$\operatorname{tg} \alpha_0 = \frac{T \cdot l_T - G_l \cdot l_p}{P_{ц} \cdot l_p},$$

где T — тяга лопасти;

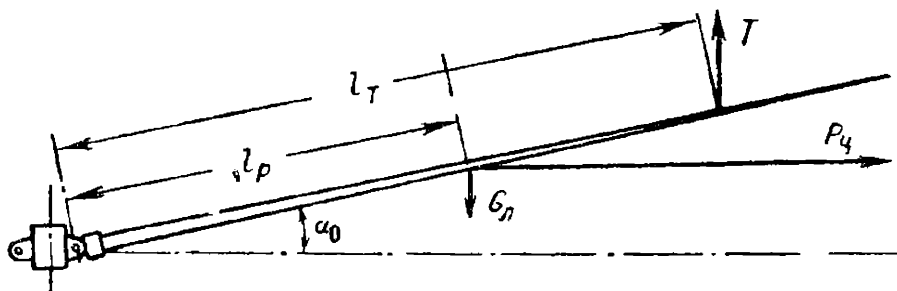
l_T — плечо силы тяги относительно оси ГШ;

G_l — вес лопасти;

l_p — плечо массовых сил относительно оси ГШ;

$P_{ц}$ — центробежная сила лопасти.

Так как величина тяги во много раз меньше центробежной силы, то и угол α_0 получается небольшим. В среднем он равен 5° . Таким образом видно, что, несмотря на наличие шарнира у корня, лопасти не могут приподняться вверх, так как этому противодействует центробежная сила лопасти. Чем легче лопасть, чем меньше расстояние центра тяжести лопасти до ГШ и чем меньше оборотов в минуту делает ротор, тем больше становится и «средний угол конусности» α_0 (фиг. 26), так как

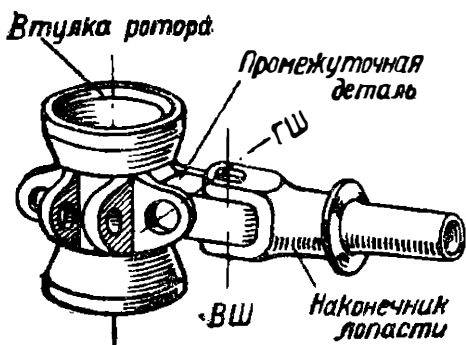


Фиг. 26. Основные силы, действующие на лопасть.

лопасти описывают коническую поверхность с углом образующей, равным $90 - \alpha_0$. Одновременно с установкой горизонтального шарнира изменяется и эпюра изгибающих моментов вдоль лопасти. При «жесткой» заделке лопасть нагружается как консольная балка под действием поперечных аэродинамических и растягивающих центробежных сил (при работе на месте инерционные силы от махового движения отсутствуют). Максимальный изгибающий момент естественно получается в данном случае в корневом сечении. При шарнирной подвеске изгибающий момент в корневом сечении равен нулю (моментом сил трения в шарнире пренебрегаем). Максимальный изгибающий момент получается на внешней половине длины лопасти и величина его значительно меньше, чем в случае жесткой заделки лопастей. Правда, у жестко заделанных лопастей можно добиться уменьшения корневого изгибающего момента, закрепив лопасти во втулке под средним углом конусности.

Картина резко меняется, как только ротор с шарнирным креплением лопастей переходит в поступательный полет. Ло-

пасть, идущая вперед, встречает поток воздуха, скорость которого равна геометрической сумме окружной скорости и скорости поступательного перемещения. Вследствие этого тяга лопасти увеличивается и лопасть начинает приподниматься. В то же время лопасть, двигающаяся попятно, попадает в зону меньших скоростей, ее тяга уменьшается и она начинает опускаться. Таким образом лопасть за один оборот совершает подъем и опускание. Маховое движение лопастей вызывает появление инерционных сил. Инерционные силы несколько изменяют траекторию лопастей в пространстве. Как выяснилось, наивысшую точку подъема лопасть получает не-



Фиг. 27. Схема втулки ротора с шарнирным креплением лопастей.

много пройдя переднее положение (в среднем около 30°), а наименьшую точку траектории — немного пройдя крайнее заднее положение (в среднем тоже на 30°). Максимальный угол подъема β_{\max} у современных автожиров получается (на максимальной скорости полета) порядка $+14^\circ$, а минимальный угол β_{\min} — порядка -2° . Маховое движение лопастей в вертикальной плоскости в полете вызывает появление кориолисовых сил в плоскости вращения. Ло-

пасть начинает периодически изгибаться и в плоскости вращения.

На первых автожирах был случай поломки лопасти из-за знакопеременных нагрузок в плоскости вращения. Поэтому вскоре после изобретения горизонтального шарнира был введен также и *вертикальный шарнир* (ВШ), который устранял корневые изгибающие моменты от кориолисовых и аэродинамических сил в плоскости вращения. Таким образом была создана *карданная подвеска*, обеспечивающая лопасти свободное маховое движение в вертикальной плоскости и свободное колебательное движение в плоскости вращения (фиг. 27).

В 1927 г. появилось исследование проф. Глауэрта (впоследствии развитое Локком) «Теория шарниросочлененного ротора автожира». В своих работах Глауэрт и Локк дали анализ динамики ротора с шарнирной подвеской лопасти и выявили много интересных особенностей работы такого ротора в поступательном полете. В СССР инженерный метод аэродинамического расчета автожира был разработан И. П. Братухиным.

В этой теории сделаны следующие допущения:

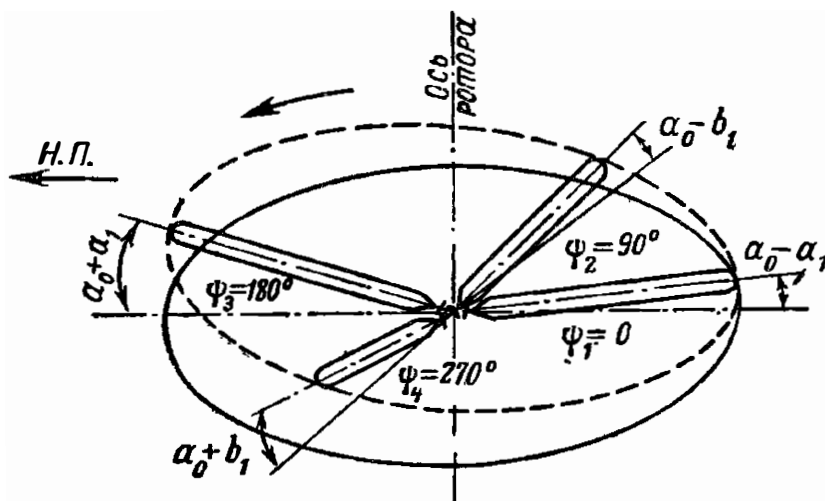
а) вертикальный шарнир не принимается во внимание и колебательное движение в плоскости вращения не рассматривается;

- б) хорда лопасти принимается постоянной без учета закруглений на конце и изменения формы у корня;
- в) угол установки принят постоянным по длине лопасти;
- г) не учитываются корневые и концевые потери;
- д) индуктивная скорость (скорость отбрасывания воздуха винтом) принимается постоянной по всему ометаемому диску;
- е) не учитываются потери в зоне обратных скоростей;
- ж) действительные коэффициенты лобового сопротивления профиля вдоль лопасти заменяются их средним значением, равным δ .

Приводим некоторые выражения и выводы из этой теории. Для величины угла взмаха лопасти дается выражение

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi.$$

Построение траектории лопасти по этой формуле дает схему, изображенную на фиг. 28.



Фиг. 28. Схема махового движения лопастей ротора.

Здесь ψ — угол азимута лопасти, отсчитываемый от заднего положения по ходу лопасти.

Угол подъема лопасти в передней точке диска $\psi = 180^\circ$ равен $a_0 + a_1$

Угол подъема лопасти в задней точке диска $\psi = 0^\circ$ равен $a_0 - a_1$

Угол подъема лопасти, двигающейся вперед, $\psi = 90^\circ$ равен $a_0 - b_1$

Угол подъема лопасти, двигающейся попятно, $\psi = 270^\circ$ равен $a_0 + b_1$

Таким образом становится ясным, что угол a_1 выражает угол отклонения плоскостей вращения ротора назад, а угол b_1 — угол отклонения плоскости вращения ротора в сторону идущей вперед лопасти.

Азимутальное положение лопасти, при котором угол взмаха достигает наибольшей или наименьшей величины,

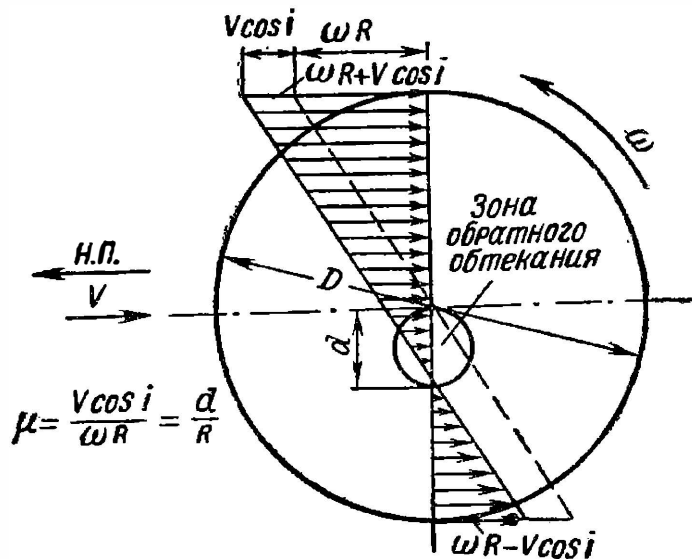
$$\psi = \arctg \frac{b_1}{a_1}$$

Основной величиной, характеризующей режим полета, принимается величина отношения компонента скорости передвижения аппарата в плоскости вращения к окружной скорости лопасти, обозначаемая μ :

$$\mu = \frac{V \cos i}{\omega R},$$

где V —скорость полета;
 i —угол атаки;
 ω —угловая скорость;
 R —радиус лопасти.

При рассмотрении поля скоростей (фиг. 29) выявляется еще одно интересное свойство ротора. Участок, расположенный у



Фиг. 29. Поле скоростей ротора при поступательном полете.

корневой части лопасти, идущей попятно, и обозначенный d , является зоной обратных скоростей, так как здесь окружные скорости меньше скорости поступательного движения. Из теории следует, что величина участка d зависит от величины μ :

$$\frac{d}{R} = \mu.$$

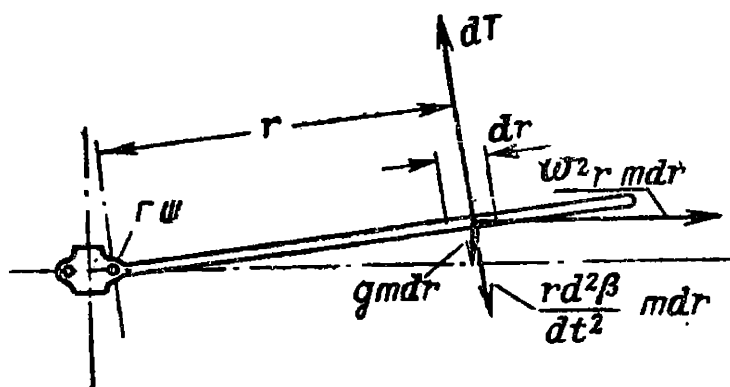
Глауэрт считает возможным применять свою теорию в пределах до значений $\mu = 0,5$; при этом зона обратных скоростей на ометаемом диске становится равной $0,5R$.

Лопать (или элементарный участок ее) в вертикальной плоскости в каждый момент находится в равновесии под действием следующих сил: тяги dT , центробежной силы $\omega^2 r m dr$, веса лопасти $g m dr$ и инерционной силы $\frac{rd^2 \beta}{dt^2} m dr$, получающей-

ся в результате махового движения (фиг. 30). Так как тяга и инерционная сила меняются по азимуту, движение лопасти в вертикальной плоскости приобретает периодический характер.

Знать величины углов α_0 , α_1 , β_1 , β_{\min} и β_{\max} ; положение по азимуту угла β_{\min} и изменение их в зависимости от скорости полета, или, другими словами, от μ необходимо для того, чтобы иметь возможность правильно сконструировать винтовой аппарат.

В частности, большое значение имеет *угол свеса* лопасти при стоянке. Чем больше угол свеса, тем выше нужно поднять втулку (увеличивая высоту кабана ротора), чтобы обеспечить



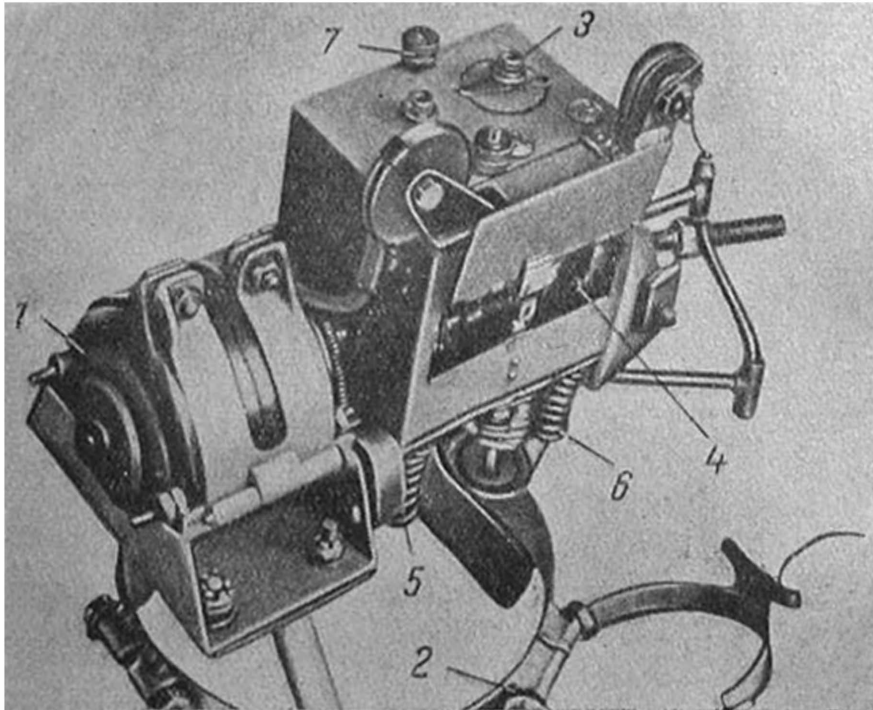
Фиг. 30. Силы, действующие на элемент лопасти при маховом движении.

проходимость лопастей у оперения. Увеличение высоты кабана утяжеляет конструкцию и ухудшает устойчивость. Поэтому стараются сделать минимально возможный угол свеса лопастей. Величина минимально необходимого угла свеса определяется маховым движением лопастей. Если величина β_{\min} будет больше (по своему абсолютному значению), чем угол свеса, в полете на больших μ лопасти начнут ударяться о нижние ограничители. Это приводит к почти мгновенному разрушению деталей крепления и отрыву лопасти.

Естественно, что знать общие законы махового движения нужно достаточно точно, и уже давно появилось стремление проверить теоретические предположения путем замера махового движения. В СССР проводились записи махового движения на нескольких аппаратах. Наиболее интересные и полные исследования были проведены на автожирах типа А-7 конструкции автора. Работа велась с самописцем махового движения системы В. П. Лаписова (фиг. 31) и с прибором системы автора для замера угла β_{\min} и его азимутального положения. На фиг. 32 приведены записи махового движения, как они получаются на самописце Лаписова. Ясно видно увеличение амплитуды с увеличением скорости полета. Ординаты кривой пропорциональны угловому отклонению лопасти в вертикальной плоскости, абс-

циссы пропорциональны времени. Высшие точки кривой соответствуют значению β_{\max} , низшие точки — значению β_{\min} .

На фиг. 33 приведены теоретические значения углов β_{\min} и значения этих углов, замеренные в полете для автожира при $\Theta = 2^\circ 42'$ и $\Theta = 2^\circ 24'$. Значение β_{\min} определяется соответствующей обработкой полученных в полете записей махового движения. Теоретическая кривая вычислена для $\Theta = 3^\circ$. Как показы-



Фиг. 31. Самописец махового движения лопастей системы В. П. Лаписова.

1—электромотор; 2—хомут крепления к втулке ротора; 3—ось барабана; 4—карандаш для записи махового движения; 5—карандаш для записи колебания в плоскости вращения; 6—карандаш для отметки азимутального положения; 7—карандаш для отметки нулевой линии.

вают подсчеты, при небольшом изменении угла Θ величина β практически не изменяется.

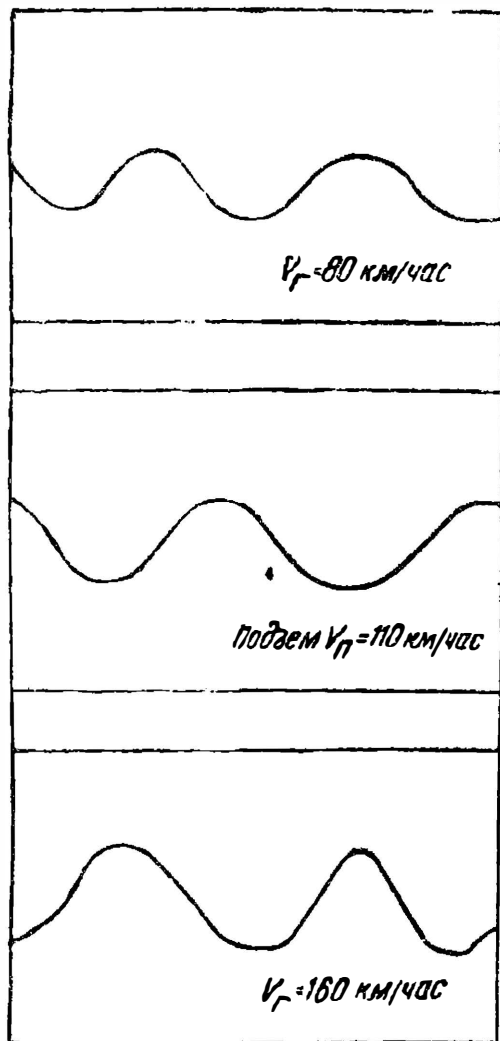
Полученные результаты привели к следующим выводам:

1. Лопасты при вращении идут значительно ниже, чем это следует из теории Глауэрта-Локка.

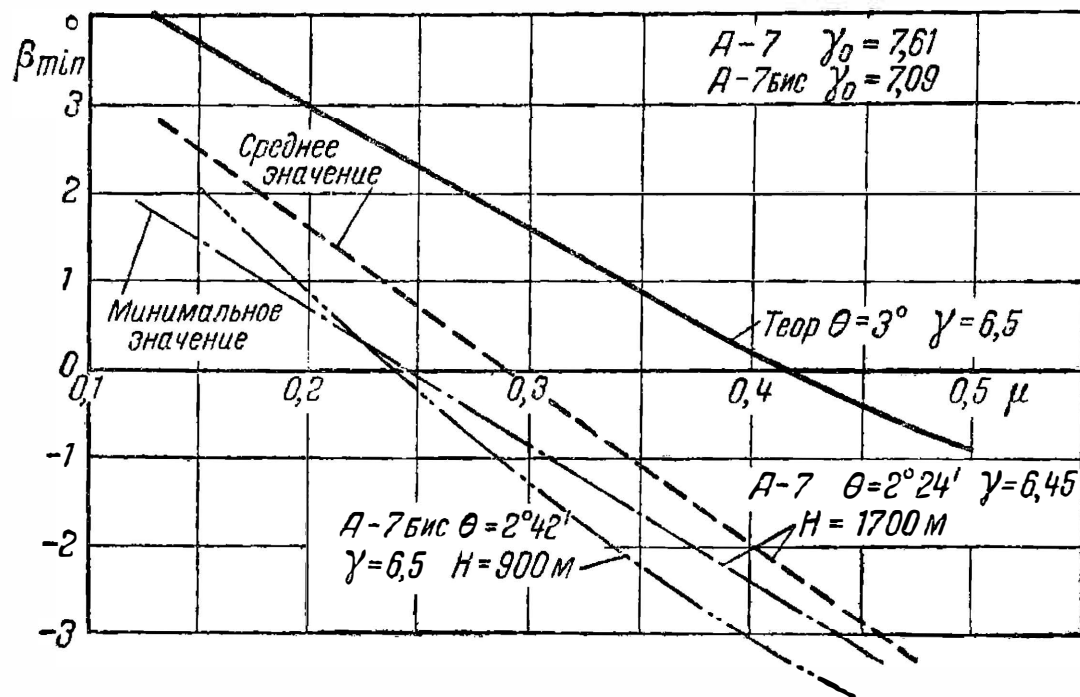
2. Маховое движение при планировании и наборе высоты отличается от махового движения в горизонтальном полете в пределах точности полученных результатов.

3. На виражах угол конусности лопастей ротора («тюльпан») увеличивается (увеличивается α_0) и ось вращения наклоняется вперед (уменьшается угол α_1).

4. Сравнение опытных коэффициентов махового движения, замеренных на А-7 и А-7бис, с теоретическими показывает значительное расхождение.



Фиг. 32. Записи махового движения лопастей самописцем системы В. П. Лаписова.



Фиг. 33. Коэффициенты махового движения автожиров А-7 и А-7 бис.

Все это говорит о необходимости развития теории Глауэрта-Локка в направлении более точного учета аэродинамических характеристик профиля лопасти, закона распределения индуктивной скорости по диску и по радиусу лопасти, учета формы лопасти в плане, величины потерь в зоне обратных скоростей и др.

Следует отметить, что маховое движение лопастей ротора более индивидуально, чем можно было ожидать, так как пересчеты на одинаковое значение параметра массовой характеристики γ не дают сходимости результатов¹.

Несмотря на неточность теории Глауэрта-Локка, эта теория ввиду ее простоты и наглядности до сих пор является основой для аэродинамического расчета автожира и геликоптера. Почти во всех современных теориях винтовых летательных аппаратов в той или иной мере используются основные идеи, заложенные в этой работе.

Как следует из этой теории шарнирно сочлененные лопасти уменьшают моменты, передающиеся от ротора на фюзеляж. Это происходит потому, что маховое движение как бы уравнивает величину тяги на «наступающей» и «отступающей» лопастях. У «наступающей» лопасти вследствие вертикальной скорости взмаха уменьшается угол атаки и, следовательно, величина тяги и, наоборот, у отступающей лопасти вследствие вертикальной скорости опускания угол атаки увеличивается и тяга возрастает. Таким образом поперечные моменты у шарнирного ротора значительно уменьшаются.

Вычисление моментов от ротора по теории Глауэрта-Локка показывает, что продольный момент будет в 1,5 раза больше величины поперечного момента. Здесь следует заметить, что эта теория дает возможность также рассчитать продольную и поперечную устойчивость автожира и произвести его балансировку.

Важнейшим выводом из расчета поперечной балансировки является необходимость осуществлять вращение ротора и мотора в одном и том же направлении. Это правило следует из желания частично уравновесить поперечный момент ротора реактивным моментом от мотора на каком-то выбранном режиме полета.

¹ В теории Глауэрта-Локка введена массовая характеристика лопасти $\gamma = \frac{A}{2I_1}$, где $A = \frac{dc_y}{d\alpha}$,

где $A = \frac{dc_y}{d\alpha}$ — для профиля лопасти бесконечного удлинения;

ρ — плотность воздуха,

c — хорда лопасти;

R — радиус лопасти;

I_1 — момент инерции лопасти относительно ГШ.

Начальный угол конусности a_0 и угол завала плоскости вращения в бок b_1 , как это следует из теории, пропорциональны величине γ .

Для уменьшения поперечного крена автожира, происходящего от поперечной силы и поперечного момента, ось ротора автожира устанавливают под небольшим углом к вертикали. Величина этого угла равна в среднем $1-2^\circ$. При этом ось ротора отклонена в сторону лопасти, идущей попятно. Для этой же цели оси ротора дают еще и боковое смещение.

Таким образом можно сделать следующие выводы:

1. Шарнирная подвеска лопастей явилась тем простейшим механизмом, который значительно уменьшил моменты, передаваемые ротором на фюзеляж в полете и, следовательно, механизмом, автоматически повышающим устойчивость аппарата.

2. Ввиду того что моменты от ротора увеличиваются при увеличении поступательной скорости (при увеличении μ), наличие шарнирной подвески лопастей для автожира приобретает большее значение на режимах больших поступательных скоростей.

3. Шарнирная подвеска лопастей позволила сбалансировать автожир как на режимах горизонтального полета, так и на режиме вертикального спуска без мотора. Это достигается путем заклинения оси ротора в поперечной плоскости на какой-то средний угол, компенсирующий завал «тюльпана» ротора на крейсерской скорости полета¹.

Крылатые автожиры

Первые автожиры Сиерва были подобны самолету, у которого крыло заменили неуправляемым ротором. К фюзеляжу с обычной винтомоторной группой, шасси и оперением сверху в средней части укреплялся кабан ротора, на котором монтировалась втулка ротора. Для поперечного управления на первом аппарате С-1 была укреплена над втулкой ротора плоскость, которая работала в качестве своеобразного элерона.

Такая конструкция оказалась неудовлетворительной, и на последующих аппаратах С-2 и С-3 от нее отказались и применили для целей поперечного управления автожиром *наклон оси ротора* в поперечном направлении. Управление наклоном было осуществлено в виде необратимой системы², что вызвало неустойчивость аппаратов. Поэтому на С-4 (фиг. 34) была введена в конструкцию автожира поперечная штанга, закрепленная под фюзеляжем, на концах которой укреплены плоскости, выполнявшие роль элеронов.

В дальнейшем эта штанга была использована для крепления шасси с широкой колеей, а в последующих конструкциях была заменена небольшим крылом с мощными элеронами. Так

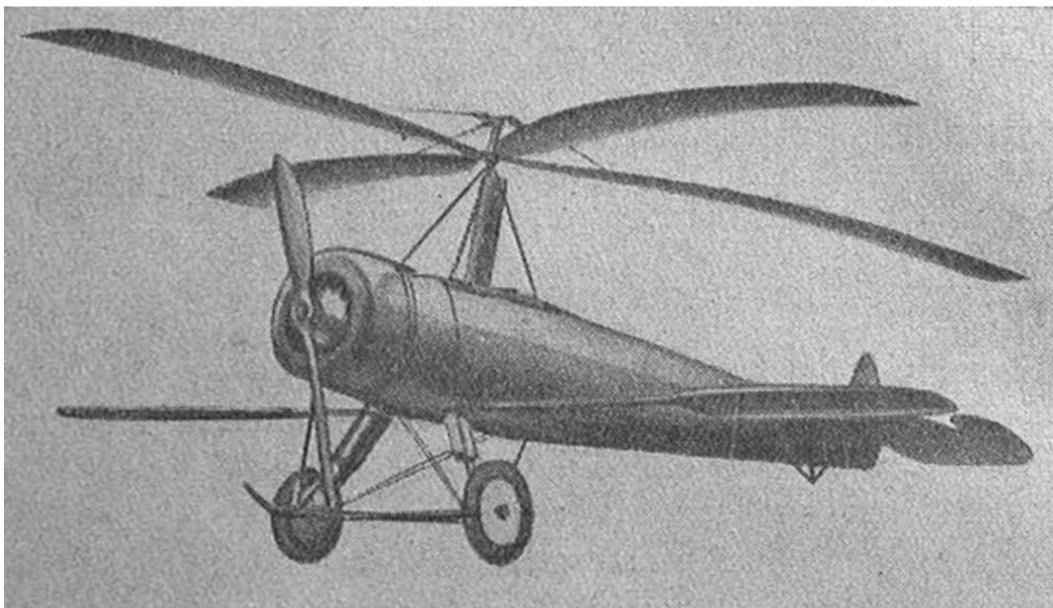
¹ Небольшие остающиеся моменты свободно погашаются отклонением органов управления.

² В управлении было червячное звено и поэтому усилия от ротора не передавались на ручку управления.

был создан так называемый «крылатый автожир» с неуправляемым ротором и самолетными органами управления: элеронами, горизонтальным и вертикальным оперением.

Как уже было сказано, крылатый автожир занял по своим летным свойствам промежуточное место между самолетом и геликоптером. Создание крылатого автожира способствовало также изучению техники пилотирования и эксплуатации.

Установка крыла повысила аэродинамическое качество автожира (так как качество у ротора ниже, чем у крыла).



Фиг. 34. Автожир Сиерва С-4 с шарнирным креплением лопастей, на котором в 1923 г. удалось совершить устойчивый маневренный поступательный полет и почти вертикальные спуски.

Роторы первых автожиров перед взлетом раскручивались вначале от руки (до 25—30 об/мин), затем уже на рулении под влиянием струи от тянущего винта до 50—60 об/мин и на разбеге (до момента отрыва) набирали до 80—90 об/мин. В воздухе ротор в среднем раскручивался до 120 об/мин.

Эти аппараты имели летные качества самолета с очень малыми минимальными скоростями: разбег достигал 35—60 м; минимальная скорость горизонтального полета 35—40 км/час, пробег при посадке 10—15 м. При небольшом встречном ветре автожир «зависал» и совершал крутое планирование под углом 50—60°.

При силе ветра 10—12 м/сек осуществлялось вертикальное парашютирование.

Падение эффективности самолетных органов управления крылатого автожира ставит предел для его наименьших горизонтальных скоростей полета порядка 35—45 км/час.

Первые советские вертолеты¹ конструкции автора и Н. К. Скржинского «Каскр I» и «Каскр II» (фиг. 35), а также первые автожиры ЦАГИ 2-ЭА и 4-ЭА имели следующие основные недостатки, присущие крылатым автожирам:

- а) длинный разбег;
- б) большое сопротивление ротора, т. е. его низкое аэродинамическое качество.

Для устранения этих недостатков были сделаны усовершенствования.



Фиг. 35. Первый советский „вертолет“ (автожир) КАСКР-1 „Красный инженер“ с мотором М1—110 л. с. и четырехлопастным ротором расчалочного типа, конструкции Н. И. Камова и Н. К. Скржинского, спроектированный в 1928 г.

Четырехлопастный ротор *расчалочного*² типа был заменен трехлопастным со свободнонесущими лопастями. Свободнонесущие лопасти на стоянке опираются небольшими упорами—«вертикальными ограничителями» в корпус втулки у горизонтальных шарниров.

Для того чтобы обеспечить маховое движение лопастей, на стоянке они имеют свес 5—7°. В плоскости вращения свободнонесущие лопасти ограничиваются в своем движении относитель-

¹ Слово *вертолет* по нашему предложению заменило иностранное слово *автожир* аналогично слову *самолет*, заменившему иностранное слово *аэроплан*.

² Под *расчалочной* конструкцией понимается такая, при которой лопасть подвешивается на поддерживающем тросе к специальному пилону, находящемуся на втулке ротора. Для того, чтобы лопасти не могли значительно отклоняться от своего радиального положения, они были связаны между собой тросами, так называемой «междупластной расчалкой», имеющей приспособления для демпфирования колебаний лопастей в плоскости вращения. Естественно, что такая конструкция создавала большое лобовое сопротивление.

но вертикальных шарниров в пределах 5—6° «горизонтальными ограничителями». Для демпфирования движения лопасти в плоскости вращения ставят в вертикальном шарнире демпферы (фрикционные, масляно-пневматические, маслянопружинные или просто пружинные).

Естественно, что свободнонесущие лопасти должны быть немного более жесткими, чем лопасти с расчалкой, так, чтобы деформации их при стоянке (от моментов собственного веса) не были слишком большими.

Уменьшение разбега перед взлетом было достигнуто предварительным раскручиванием ротора.

Вначале был предложен так называемый аэродинамический стартер «дефлектор» — отклоняемое бипланное горизонтальное оперение. При отклонении его на большой угол струя от пропеллера отклонялась вверх и раскручивала ротор перед взлетом до 60—70 об/мин. Так как эта система обладала недостатками, а число оборотов было слишком мало, от нее быстро отказались.

В 1931 г. был применен так называемый *механический запуск* ротора, т. е. трансмиссия, раскручивавшая перед полетом ротор от мотора до большого числа оборотов (в последнее время до 1,3 от полетных). Трансмиссия состоит из фрикционной муфты включения, редукторов, валов с шарнирами Гука и муфты свободного хода. В полете ротор благодаря муфте свободного хода свободно вращается. Перед взлетом муфта сцепления выключается и связь трансмиссии с мотором (с одной стороны) и с ротором (с другой стороны) прекращается.

В разных странах было создано много типов автожиров с самолетными органами управления (крылатых автожиров). Среди них по конструктивным и пилотажным качествам выделялись советский А-6 конструкции В. А. Кузнецова (фиг. 36), американские автожиры Питкертн РСА-2, Келлет К-3, английский Сиерва С-19, Макк-IV. Полетный вес автожиров не превосходил 900—1400 кг; максимальные горизонтальные скорости их доходили до 160—180 км/час.

Поэтому следует остановиться на работе, проводившейся с 1932 по 1942 гг. по созданию ряда мощных крылатых советских автожиров типа А-7 конструкции автора с мотором М-22 мощностью 480 л. с. (фиг. 37). Этот тип автожира интересен тем, что на нем впервые были достигнуты в 1934 г. максимальные горизонтальные скорости около 220 км/час, которые до сих пор (1948) не превзойдены¹ ни на одном из созданных винтовых аппаратов. Автожиры А-7 интересны еще и тем, что полезная нагрузка доходила на нем до 750 кг. Этот предел был превзойден только в 1943 г. на германском геликоптере

¹ В авиационной печати до сих пор нет указаний на то, что такие скорости были достигнуты за границей.



**Фиг. 36. Крылатый автожир ЦАГИ А-6 конструкции В. А. Кузнецова с мотором М-11 и трехлопастным свобод-
нонесущим ротором со складывающимися лопастями, име-
ющим механический запуск, и консолями крыльев.**



**Фиг. 37. Крылатый автожир А-7-За с мотором М-22 480 л. с.
конструкции Н. И. Камова на трехколесном шасси с трех-
лопастным свободнонесущим ротором.**

На этом автожире была поднята максимальная нагрузка 750 кг и достигнута максимальная скорость горизонтального полета 221 км/час, наибольшая из достоверно известных в литературе по классу винтовых аппаратов. Для повышения эффективности самолетных органов управления на малых скоростях на этом аппарате были применены обратная щель горизонтального оперения и щелевые элероны. Крыло автожира имело отгибы для улучшения поперечной устойчивости аппарата.

Фокке Ахгелис FA-223 с мотором 1000 л. с. Автожир А-7 проектировали в 1931—1932 гг. и летные испытания проводили в 1934 г. Его нормальный полетный вес был 2010 кг, а с перегрузкой достигал 2300 кг. На автожире А-7 были совершены перелеты на расстояния свыше 1000 км. На этом аппарате были сделаны нововведения, из которых необходимо отметить главные.

Автожир А-7 был первым серийным винтовым аппаратом, который имел шасси с носовым колесом. Шасси с носовым колесом, известное по применению его на самолетах, имело несколько отличные параметры. Расстояние между осью переднего колеса и осью основных колес составляло всего 22,5% от общей длины фюзеляжа. Это значительно меньше величины, обычно принимаемой в самолетах.

Применение шасси с носовым колесом у автожира дало ряд преимуществ. Шасси с носовым колесом придавало при стоянке горизонтальное положение ротору. Это в свою очередь устранило неприятные колебания лопастей при раскручивании и остановке ротора, которые часто наблюдаются у винтовых аппаратов с обычным шасси и большим стояночным углом. Эти колебания происходят из-за наклонного положения ротора и вызываются моментами слагающих веса лопасти в плоскости вращения. Моменты меняют знак в верхней и нижней точках ометаемого диска (при стоянке). На многих аппаратах при раскручивании или остановке ротора частота этих колебаний совпадала с периодом собственных колебаний лопасти относительно вертикального шарнира. Это приводит к резонансным явлениям и является причиной поломки лопастей¹.

Отсутствие этих колебаний позволило значительно упростить втулку ротора, заменив мощные фрикционные демпферы, устанавливаемые обычно на вертикальных шарнирах, небольшими пружинными ограничителями.

Шасси с носовым колесом позволило сократить разбег автожира. При таком шасси автожир взлетал следующим образом. Сначала он разбежался на небольшом угле атаки (1—2°), затем хвост опускался и аппарат быстро отрывался.

Шасси с носовым колесом значительно увеличило устойчивость автожира на разбеге и при посадке, так как основные колеса располагались позади центра тяжести, и все моменты, отклоняющие аппарат от его первоначального положения, гасались восстанавливающими моментами сил трения на колесах.

Горизонтальное положение ротора при стоянке значительно увеличило безопасность обслуживания аппарата, так как

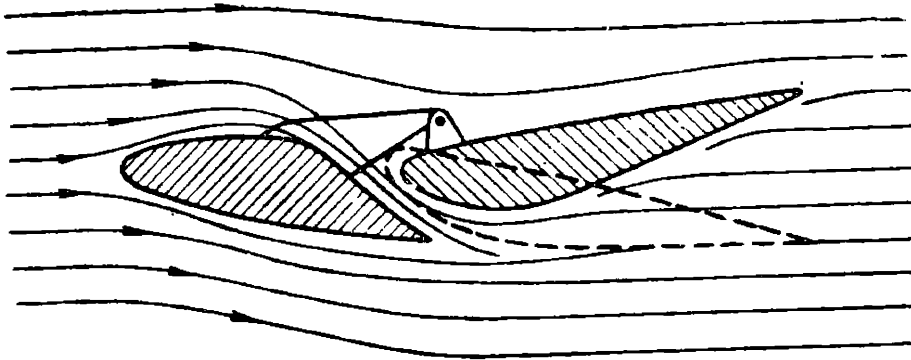
¹ Колебания эти, вызываемые резонансом, зависят от массовых и линейных параметров лопастей, втулки ротора, шасси и фюзеляжа.

Не следует смешивать этого рода колебания с колебаниями лопастей в плоскости вращения в полете, вызываемых аэродинамическими силами на роторе и зависящими также от параметров лопасти и втулки ротора.

бывали случаи, когда при эксплуатации автожиров с обычными двухколесными шасси вращающиеся лопасти наносили увечья обслуживающему персоналу.

Существенным преимуществом шасси с носовым колесом является улучшение эксплуатационных свойств автожира. Горизонтальное положение ротора при рулении с раскрученным и нераскрученным ротором предохраняет автожир от опрокидывания. Мы имели возможность убедиться в этом, совершая полеты при порывистом ветре до 16 м/сек .

Другим интересным и оригинальным нововведением в автожирах А-7 было устройство «обратной» щели горизонтального оперения (фиг. 38). Ее введение увеличило эффективность руля высоты и позволило практически пользоваться отклонением



Фиг. 38. Схема «обратной» щели на горизонтальном оперении автожира А-7.

руля до 36° при нарастающих значениях $c_{\text{н}}$. Это дало возможность переводить автожир перед посадкой на большой угол атаки при скоростях подхода $45\text{—}55 \text{ км/час}$ и, следовательно, совершать значительно меньший пробег при посадке.

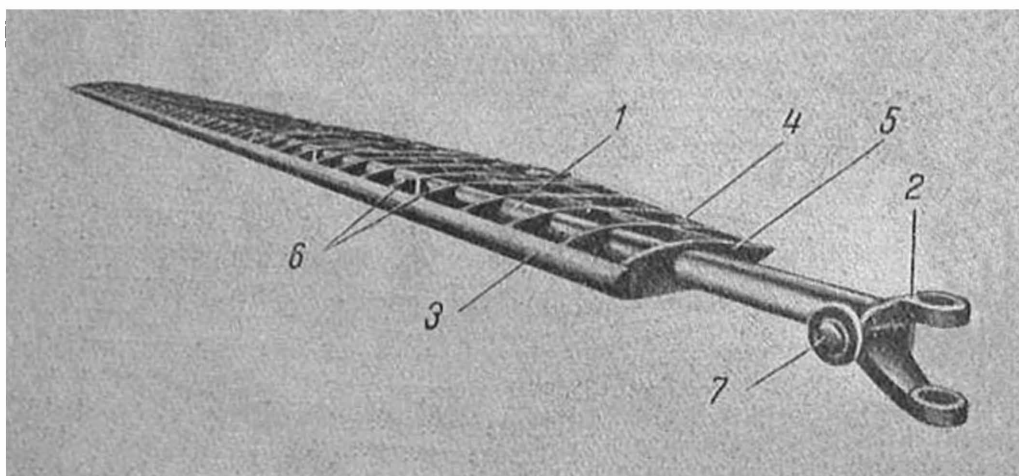
Для увеличения эффективности управления крылатого автожира на малых скоростях были применены щелевые элероны, позволившие сохранить эффективность поперечного управления автожиром до скоростей $40\text{—}45 \text{ км/час}$.

Конструкция автожиров А-7 предусматривала возможность складывания лопастей и консолей крыльев для транспортирования и хранения аппарата.

В связи с работой над автожирами типа А-7 в ЦАГИ были проведены большие исследовательские работы по изучению вибрации несущей системы, махового движения лопастей и прочности ротора на горизонтальном полете.

Ротор автожира А-7 имел диаметр $15,18 \text{ м}$. На фиг. 39 показана конструкция лопасти, состоящей из трубчатого лонжерона (из хромансильевых труб), деревянных нервюр, деревянных лобовых и средних стрингеров и хвостового стрингера из нержавеющей стали. Покрытие носка было фанерное, обтяжка лопасти — из льняного полотна. Каркас лопасти имел ряд силовых отсеков, локализовавших передачу нагрузок на

лонжерон. В корневой части лопасти эти отсеки были отделены один от другого, чтобы обеспечить свободный упругий изгиб лонжерона в плоскости вращения. Для того чтобы избежать вибрации несущей системы, необходимо было обеспечить самую тщательную балансировку лопастей как поперечную, так и продольную. Надлежащее положение центра тяжести лопасти по хорде («поперечная центровка»), предохраняющее лопасти в полете от закручивания, обеспечивалось лобовым противовесом (балансиром) — железной полосой, врезанной в лобовой стрингер внешней части лопасти. При этом центровка внешних отсеков лопасти приходилась на оси лон-



Фиг. 39. Каркас лопасти автожира А-7.

1—лонжерон; 2—вилка; 3—лобовой стрингер; 4—хвостовой стрингер; 5— нормальная нервюра; 6—силовая нервюра; 7—пружинный демпфер.

жерона. Большое значение для балансировки ротора имела втулка ротора, обеспечивающая равенство углов и расстояний между шарнирами и осью.

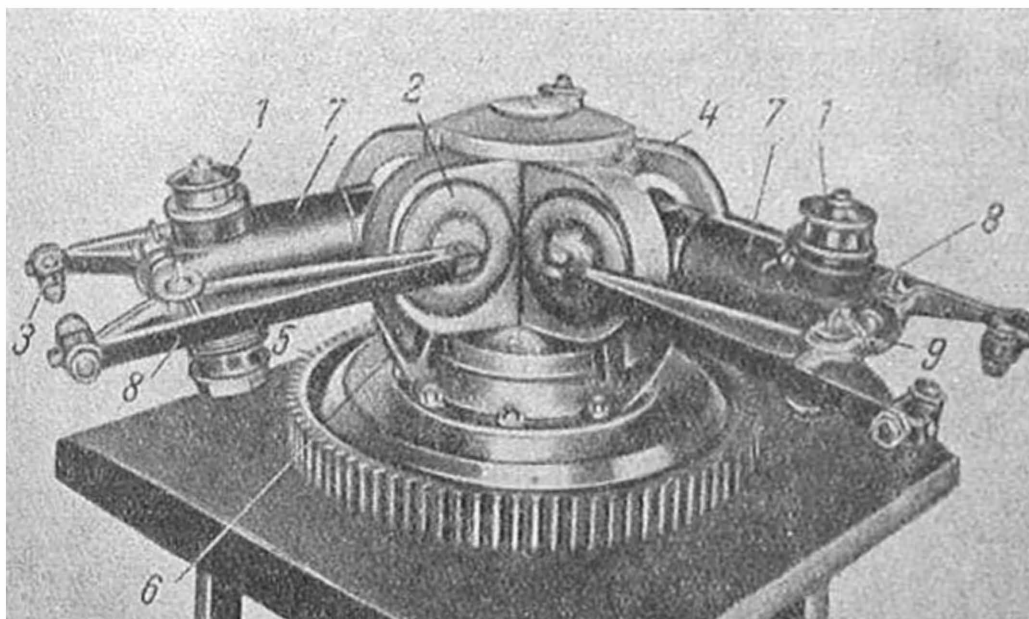
Так как автожиры А-7 были самыми грузоподъемными и быстроходными из всех известных до тех пор винтовых аппаратов, к конструированию механических частей аппарата пришлось отнестись очень осторожно и внимательно.

Втулка ротора А-7 (фиг. 40) была сделана без фрикционных демпферов и имела нижние вертикальные ограничители, дающие свес лопастей 7° при стоянке. Величина свеса обеспечивала лопастям свободное маховое движение на всем диапазоне скоростей полета, включая максимальные.

Раскручивание ротора, имеющего большой момент инерции, вызывало необходимость создания муфты, обеспечивающей особенно плавное включение ротора. Была создана оригинальная гидромеханическая муфта включения с кольцевой мембраной (фиг. 41). Сцепление дисков трения осуществлялось нажатием мембраны, в которую особым устройством подава-

лась под давлением спирто-глицериновая смесь. Вся система механического запуска на автожирах А-7 состояла из следующих агрегатов:

- 1) гидромеханической муфты включения, смонтированной на носке мотора;
- 2) передней передачи;
- 3) центрального редуктора, установленного на нижнем узле основной стойки кабана ротора;
- 4) муфты свободного хода, укрепленной на верхнем узле основной стойки кабана ротора вместе с верхней передачей.

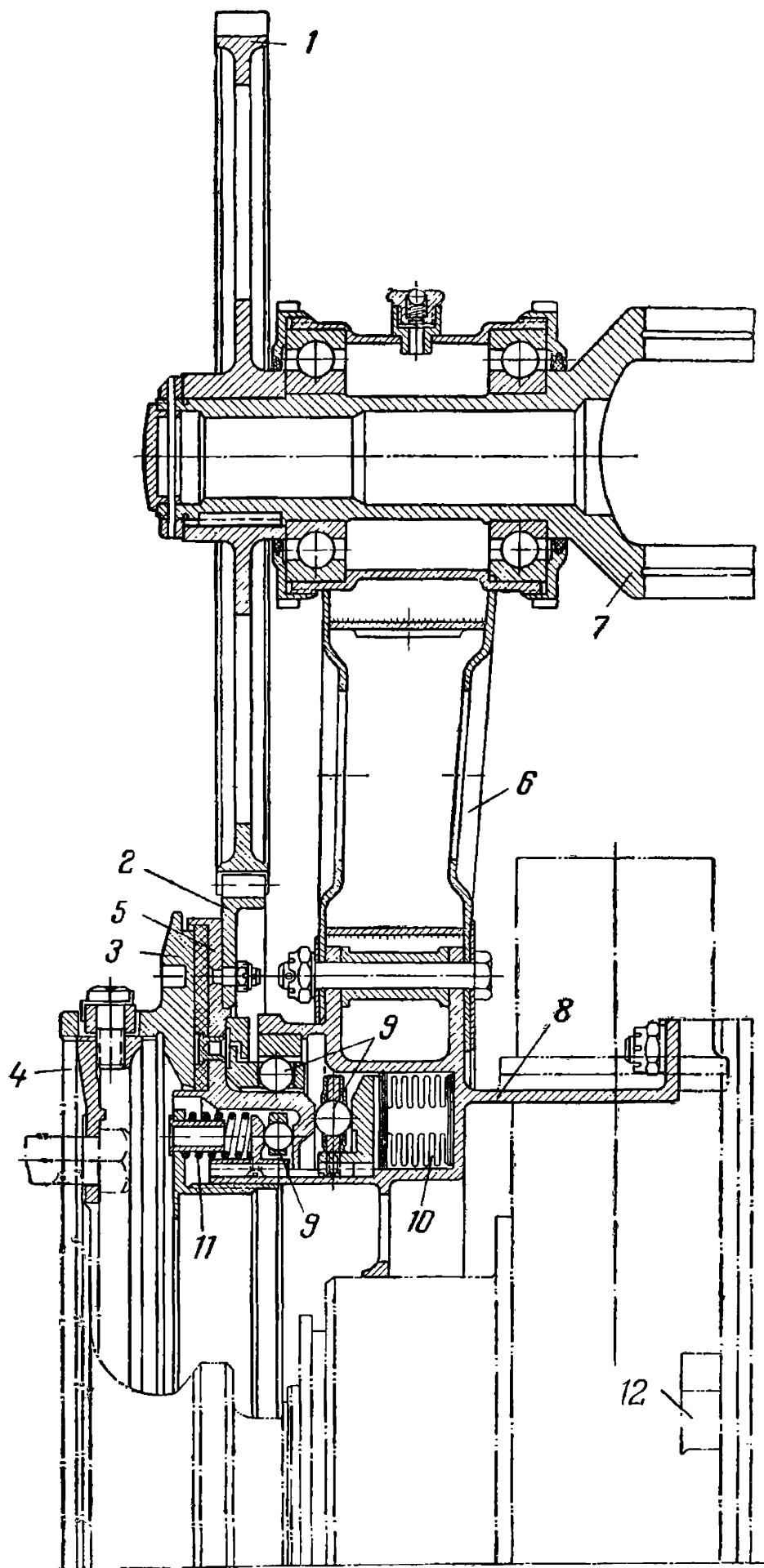


Фиг. 40. Втулка ротора автожира А-7.

1—палец вертикального шарнира; 2—крышка подшипника горизонтального шарнира; 3—упоры горизонтального ограничителя; 4—уши корпуса втулки; 5—большая шестерня верхней передачи; 6—нижний (вертикальный) ограничитель; 7—промежуточная деталь (вертикальный ограничитель); 8—горизонтальный ограничитель; 9—стяжной болт.

Механический запуск и тормоза колес управлялись единой комбинированной гидравлической системой (для управления включением и выключением муфты механического запуска, тормозов колес и тормоза ротора) (фиг. 42).

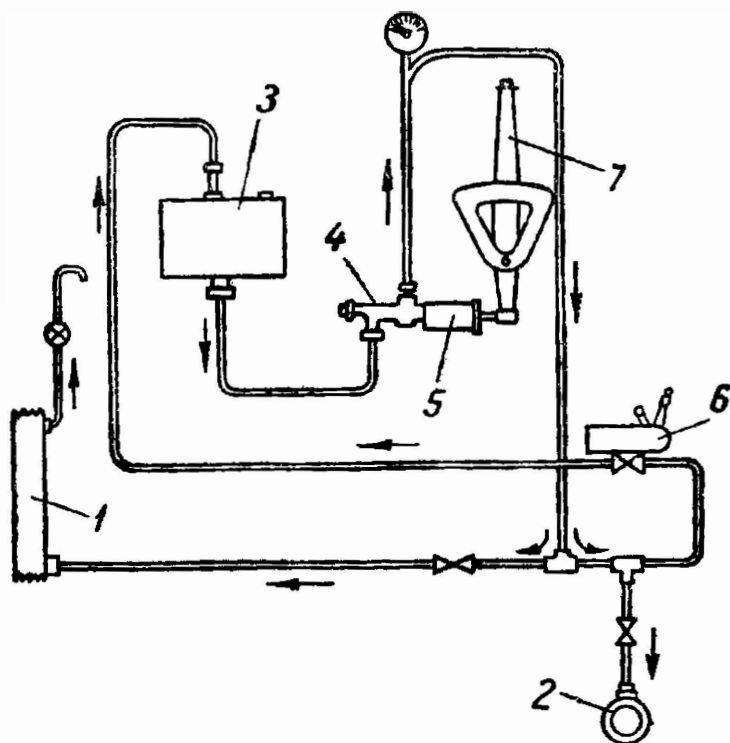
Основным недостатком крылатых автожиров с самолетными органами управления было понижение эффективности управления на малых скоростях. Сначала выходили из работы элероны, находившиеся вне обдувки пропеллера, затем руль направления и, наконец, руль высоты (скос потока от ротора и крыла несколько улучшал эффективность руля высоты на малых скоростях по сравнению с рулем направления). Понижение эффективности самолетных органов управления устанавливало предел для минимальных скоростей крылатого автожира.



Фиг. 41. Гидро-механическая муфта включения механического запуска автожира А-7.

1—малая шестерня передней передачи; 2—зубчатый венец; 3—нажимной диск; 4—втулка пропеллера; 5—подвижной диск с феррадо; 6—кронштейн передней передачи; 7—вилка шарнира Гука соединения с горизонтальным валом механического запуска; 8—неподвижный цилиндр; 9—подшипники муфты; 10—мембрана; 11—отжимные пружины; 12—картер мотора.

Таким образом крылатый автожир явился первой ступенью практического освоения винтовых аппаратов в широком масштабе. После того как полет на крылатых автожирах был освоен, появилось желание приблизить свойства автожира к свойствам вертолета прежде всего в отношении уменьшения минимальных горизонтальных скоростей полета и улучшения взлетно-посадочных свойств автожира. Это можно было осуществить, только отказавшись от применения самолетных



Фиг. 42. Гидравлическая схема механического запуска автожира А-7.

1—мембрана; 2—тормоз; 3—бачок; 4—клапан; 5—насос; 6—кнопка включения; 7—рычаг включения тормоза ротора.

органов управления и найдя систему управления, не связанную со скоростью полета автожира.

Прежде чем перейти к рассмотрению таких автожиров, остановимся на описании оригинальной системы автожиров с самолетными органами управления, не имевших шарнирного крепления лопастей.

«Жироплан» Вильфорда и продольная колебательная система

В 1932 г. в США был построен винтовой аппарат-«жироплан» Вильфорда. Это был автожир с самолетными органами управления и четырехлопастным ротором¹. В отличие от дру-

¹ Первый «жироплан» Вильфорда был построен по схеме крылатого автожира. Последующие экземпляры были построены в бескрылом варианте с поперечным управлением посредством наклона ротора.

гих автожиров жироплан не имел шарнирной подвески лопастей. Противоположные лопасти были жестко соединены между собой. Лонжерон каждой пары лопастей в центральной части располагался в двух цапфах специальной пирамиды таким образом, чтобы каждая пара лопастей могла совершать колебательные движения относительно общей продольной оси (фиг. 43 и 44).

Сбалансированная статически каждая пара лопастей (независимо от другой пары) в полете под действием разности моментов аэродинамических сил — двух противоположных лопастей — совершала циклические колебания относительно своей продольной оси.

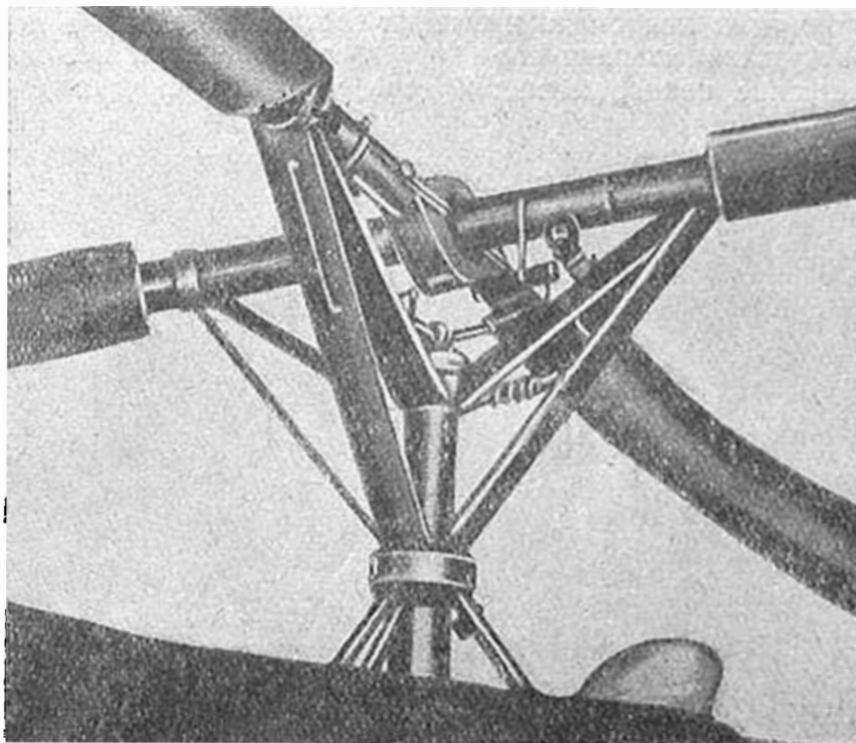


Фиг. 43. „Жироплан“ Вильфорда—автожир с самолетными органами управления, имеющий четырехлопастный „жесткий“ ротор с оригинальной колебательной системой стабилизации винта.

Действительно, если взять профиль лопасти с постоянным положением (по хорде) центра давления в пределах летного диапазона углов атаки, то можно считать, что в поступательном полете за каждый оборот ротора будет циклически изменяться тяга лопасти и, следовательно, момент тяги относительно продольной оси лопасти. Поэтому в любом азимутальном положении ротора, когда на одной лопасти тяга будет больше, чем на противоположной вследствие разности скоростей или углов атаки, эта пара лопастей повернется около продольной оси таким образом, что момент тяги относительно продольной оси одной лопасти уравнивает момент тяги противоположной лопасти относительно той же оси. Это приводит к равенству тяг на противоположных лопастях и как следствие — почти к полному уравниванию моментов, опрокидывающих автожир.

Как показал анализ этой схемы, которую мы в дальнейшем будем называть *неуправляемой продольной колебательной системой подвески лопастей* (системой Вильфорда), аэродинамические характеристики и воздействие на фюзеляж аналогичны таковым у аппарата с шарнирной подвеской лопастей.

Значение жиропланов Вильфорда в свое время было невелико, и мы упоминаем здесь о них потому, что в последнее



Фиг. 44. Центральная часть ротора жироплана Вильфорда.

Кабан ротора состоит из четырех кронштейнов и имеет четыре подшипниковые опоры для двух взаимно перпендикулярных лонжеронов двух пар лопастей. В одном из лонжеронов сделан проход для другого, чтобы обеспечить независимые колебательные движения обеим парам лопастей относительно их продольных осей. Эти колебания уменьшают опрокидывающие моменты от ротора при поступательном перемещении аппарата, действуя эквивалентно шарнирным сочленениям ротора системы Сьерва.

время колебательная система стабилизации винтов нашла применение в новейших соосных геликоптерах.

Анализируя две системы — систему шарнирного крепления лопастей Сьерва и колебательную систему Вильфорда, можно констатировать, что колебательная система:

- 1) более экономична, так как не требует расхода энергии на совершение махового движения;
- 2) быстрее реагирует на управление;
- 3) создает меньше вибраций аппарата.

Можно указать также и на отрицательные свойства колебательной системы:

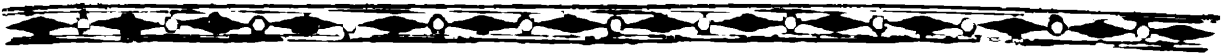
1) наличие гироскопического эффекта жесткого винта однороторной системы;

2) бóльший вес несущего винта с жесткой заделкой лопастей.

Автор считает, что систему Вильфорда можно применять, пользуясь так называемыми *полужесткими* лопастями¹.

¹ *Полужесткими* лопастями называют жестко заделанные лопасти, у которых при отсутствии шарнирного корневого крепления все же получается маховое движение концов лопастей вследствие их упругих деформаций.





ГЛАВА II

РАЗВИТИЕ АВТОЖИРОВ

Бескрылые автожиры

Для того чтобы улучшить управляемость на малых скоростях и взлетно-посадочные свойства автожиров, необходимо было отказаться от применения самолетных органов управления, эффективность которых зависела от поступательной скорости, и найти средства, которые позволили бы создать управление, эффективность которого не зависела бы от скорости полета. Это удалось достигнуть, применив тягу ротора в качестве активной силы управления. Наклон оси ротора создавал необходимый момент управления относительно центра тяжести аппарата.

Эффективность такого управления не зависит от скорости полета, так как тяга ротора в полете примерно равна весу аппарата.

В 1932 г. Сиерва построил автожир с системой *непосредственного управления* наклоном оси ротора¹, в которой осуществляется непосредственная связь ручки пилота через рычажную передачу с осью втулки ротора. Ось втулки ротора прикрепляется к кабану на карданной опоре. Так как поперечный наклон автожира достигался путем поперечного наклона втулки ротора, то отпала необходимость в элеронах. Оказалось целесообразным отказаться и от крыла, а шасси крепить на специальных фермах.

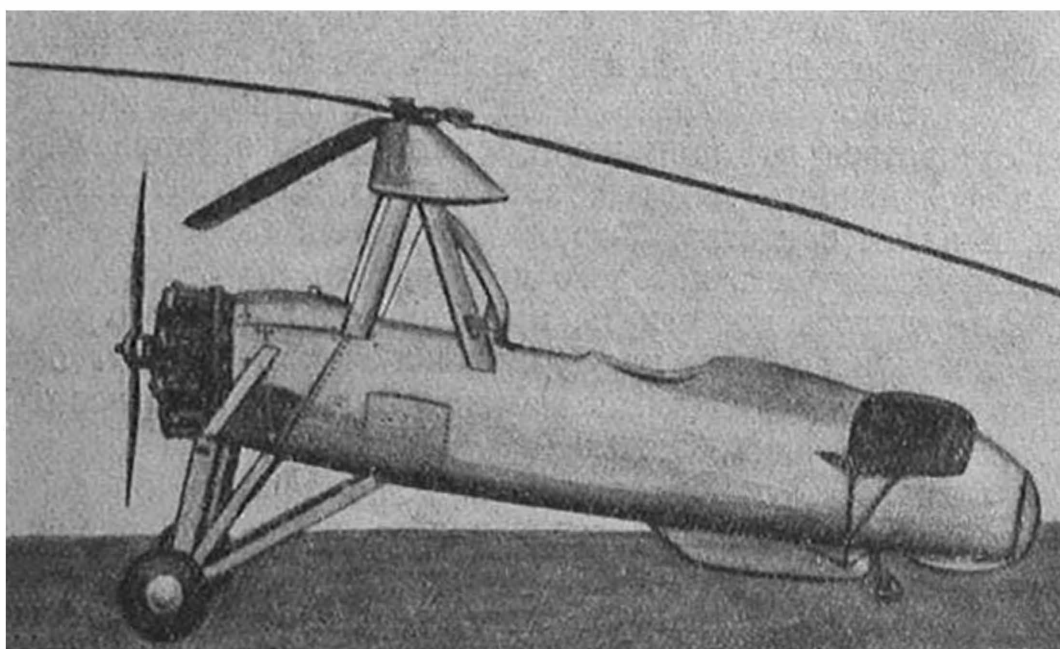
Продольное управление осуществлялось продольным наклоном оси втулки и поэтому отпала необходимость в руле высоты.

Для придания необходимой устойчивости аппарат имел стабилизатор и мощный киль.

¹ Система непосредственного управления ротором была разработана в СССР в 1931 г. Н. И. Камовым, М. Л. Милем, Н. К. Скржинским и Д. Л. Томашевичем в конструкторской группе Осоавиахима.

Изменение направления пути при непосредственном управлении осуществлялось поперечным наклоном головки ротора. При этом появлялась боковая сила, которая под влиянием обдувки боковой поверхности автожира вызывала скольжение аппарата и, следовательно, появление момента в горизонтальной плоскости. Необходимо отметить, что даже при очень развитой килевой поверхности на автожирах без руля направления виражи выполнялись вяло. Поэтому в последующих конструкциях был введен небольшой руль направления. Таким образом был создан бескрылый автожир с непосредственным управлением.

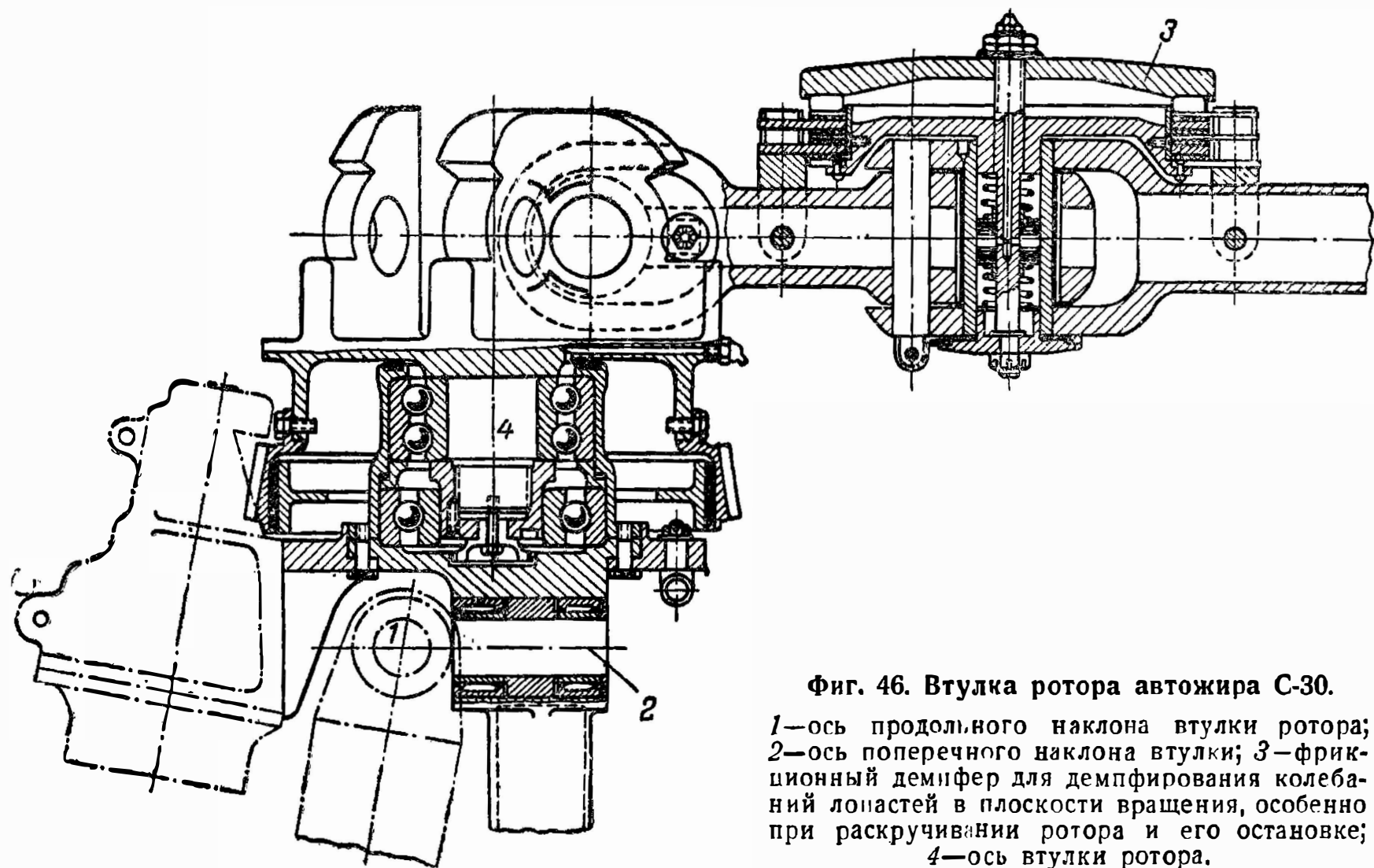
Непосредственное управление дало возможность совершать полет с меньшими минимальными скоростями, чем на крылатых автожирах, так как управляемость (при существовавших



Фиг. 45. Бескрылый автожир Сиерва С-30 с мотором „Дженет-Меджер“ (с трехлопастным свободнонесущим ротором и непосредственным управлением).

нагрузках на площадь ометаемого диска) сохранялась при скоростях 25—30 км/час. Практически можно было летать с минимальной скоростью 30—35 км/час; разбег при этом уменьшился до 20—35 м при безветрии. Посадка совершалась почти без пробега (0,5 м).

Основным агрегатом автожира С-30 с непосредственным управлением (фиг. 45) является обычная втулка с шарнирным креплением лопастей и разнесенными осями горизонтальных шарниров (т. е. ГШ находятся на небольшом расстоянии от оси ротора, как это делалось и на втулках крылатых автожиров). Втулка укреплена на карданной опоре (фиг. 46). Авто-



Фиг. 46. Втулка ротора автожира С-30.

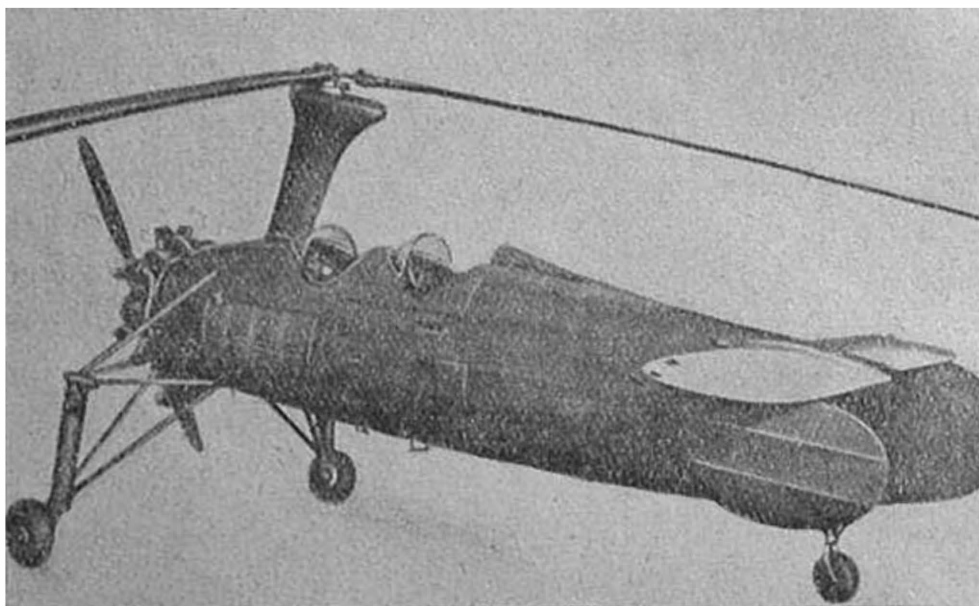
1—ось продольного наклона втулки ротора;
 2—ось поперечного наклона втулки; 3—фрикционный демпфер для демпфирования колебаний лопастей в плоскости вращения, особенно при раскручивании ротора и его остановке;
 4—ось втулки ротора.

жиры С-30 показали удовлетворительную управляемость и устойчивость. Некоторая вялость при выполнении виражей объяснялась отсутствием руля направления.

Бескрылые автожиры получили широкое распространение. В 1935 г. в США была построена серия автожиров Келлет КД-1 и их модификаций (фиг. 47).

Наиболее существенным отличием этих аппаратов от автожиров С-30 было:

- 1) наличие руля направления, устранившего вялость маневра при разворотах;
- 2) расположение бензобаков в центре тяжести аппарата (по бокам кабины) для устранения изменения центровки аппарата в полете из-за выгорания горючего;



Фиг. 47. Бескрылый двухместный американский автожир Келлет КД-1В с мотором Джекoбс 225 л. с. с непосредственным управлением. Максимальная скорость 200 км/час.

3) наличие щитков на концах лопастей, которые устранили опасное явление затягивания в пикирование.

Как показал опыт эксплуатации автожиров С-30, при увеличении поступательной скорости (например, при крутом планировании) лопасти (под влиянием циклического изменения аэродинамических сил на роторе) получали циклическое закручивание, увеличивавшееся с повышением скорости. Происходит это потому, что профиль G-606 (более эффективный, чем G-429), поставленный на лопастях С-30, имеет переменный центр давления. При вращении такого ротора равнодействующая аэродинамических сил на лопасти совершает за каждый оборот некоторые перемещения по хорде и вызывает закручивание концов лопастей на отрицательный угол. Это оказывает действие, подобное действию автомата-перекоса с ручкой, взятой «от себя» (на пикирование). Действительно, в практи-

ке эксплуатации автожиров Сиерва были случаи затягивания в пикирование со смертельным исходом для экипажа.

Устройство отогнутых вверх узких щитков, расположенных на задних кромках концов лопастей (длиной 800 мм на автожирах Келлет), на которых также был применен несимметричный профиль G-606, ликвидировало указанный дефект.

Сущность действия этих щитков заключается в том, что они, работая совместно с профилем, имеющим переменный центр давления, дают эффект, аналогичный действию S-образного профиля с постоянным центром давления.

Наиболее серьезной причиной, затрудняющей переход на бескрылую конструкцию, было опасение получить большие нагрузки на органы управления. Поэтому пришлось пересмотреть конструкцию втулки ротора обычной схемы с разнесенными шарнирами. Известно, что моменты на втулке ротора пропорциональны расстоянию от оси горизонтального шарнира до оси ротора. Эти моменты, которые в крылатых автожирах передаются на кабан ротора, в бескрылом автожире с непосредственным управлением передаются на ручку пилота.

В СССР в 1936 г. был построен бескрылый автожир А-14 конструкции В. А. Кузнецова с мотором М-11 мощностью 100 л. с. (модификация крылатого автожира А-8), не имеющий вышеуказанных недостатков.

Для автожира А-14 была спроектирована¹ оригинальная втулка ротора с осями горизонтальных шарниров, пересекающимися в одной точке — в центре втулки (фиг. 48). Эта конструкция решила вопрос об уменьшении нагрузок на ручку пилота.

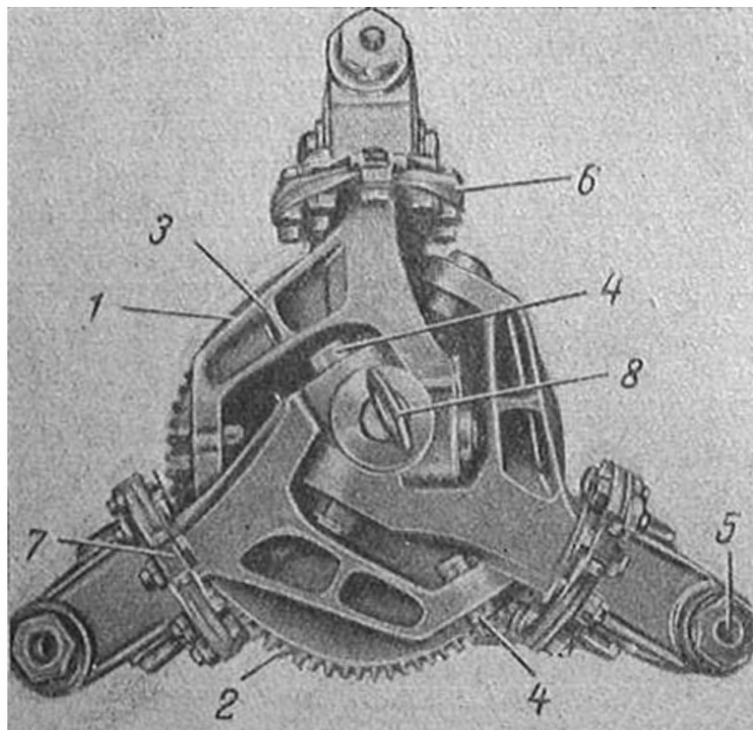
Работа по освоению бескрылого автожира А-14 была организована таким образом, что сначала крылатый автожир А-8 прошел испытания с новой втулкой ротора с пересекающимися осями горизонтальных шарниров. Управление этим аппаратом осуществлялось путем наклона оси втулки ротора в любом направлении. Связь втулки с ручкой пилота вначале осуществлялась через червячное звено. Впоследствии (из-за неустойчивости аппарата) это звено было заменено обычной рычажной передачей. В систему продольного и поперечного управления были включены пружины для обеспечения необходимого градиента давлений на ручке (аналогично пружинам в системе управления автожира С-30). После того как в полете были проверены втулка и управление, с автожира сняли крылья и дальнейшие испытания проводили с бескрылым вариантом.

В 1936 г. в ЦАГИ был построен одноместный скоростной автожир А-12 (фиг. 49) конструкции Н. К. Скржинского с непосредственным управлением, с мотором Райт-Циклон мощ-

¹ Втулка была спроектирована инж. А. П. Проскуряковым в 1935 г.

ностью 670 л. с. Лопасты А-12 имели несимметричный профиль на корневых частях и скоростной симметричный профиль «Стек» на внешних частях. Втулка ротора имела пересекающиеся в одной точке (в центре втулки) оси горизонтальных шарниров. Шасси автожира было снабжено наклонными амортизационными масляно-пневматическими стойками.

Оперение А-12 также отличалось от существовавших до сих пор. Оно было сделано несимметричным, для того чтобы создать момент относительно продольной оси автожира для компенсации большого реактивного момента мотора.



Фиг. 48. Втулка ротора автожиров А-8 и А-14 с пересекающимися осями горизонтальных шарниров.

1—корпус втулки ротора; 2—большая коническая шестерня верхней передачи; 3—скоба; 4—пересекающиеся оси горизонтальных шарниров; 5—вертикальный шарнир; 6—приспособление для перестановки углов установки лопасти; 7—выемка для крепления поводка фрикционного демпфера; 8—серьга для подъема автожиров.

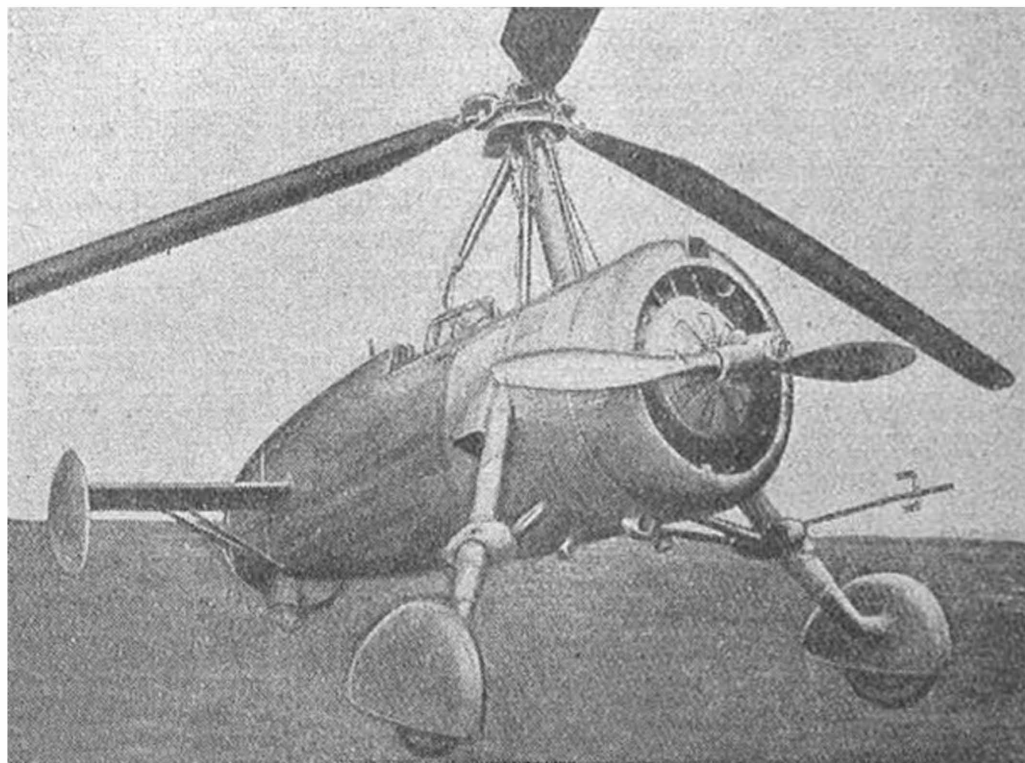
Это нужно было сделать потому, что на взлете и на малых скоростях для компенсации момента мотора приходилось отклонять ось ротора на очень большой угол. Автожир А-12 имел следующие проектные данные:

Максимальная скорость	310 км/час
Минимальная скорость	40 "
Потолок	7000 м

Проект автожира предусматривал возможность совершения некоторых фигур высшего пилотажа. Разбег этого автожира

был 25 м, пробег при посадке 5—10 м, скорость парашютирования по траектории 35 км/час.

Весьма ценной была постройка двухместного автожира А-15 конструкции В. А. Кузнецова также с непосредственным управлением и втулкой ротора с пересекающимися осями горизонтальных шарниров. В процессе работы над этим аппаратом практически была доказана возможность создания еще большего ротора, чем на автожирах А-7, а именно диаметром 18 м. Полетный вес автожира был около 2500 кг, проектная максимальная скорость 290 км/час, минимальная скорость 45 км/час.



Фиг. 49. Бескрылый одноместный автожир ЦАГИ А-12 конструкции Н. К. Скржинского с непосредственным управлением, с мотором Райт-Циклон 670 л. с.

На бескрылых автожирах был расширен опыт проектирования, постройки, эксплуатации и техники пилотирования винтовых аппаратов.

Непосредственное управление на бескрылых автожирах, снизив минимальные скорости горизонтального полета и улучшив взлетно-посадочные свойства автожиров, несколько приблизило летные свойства автожиров к свойствам вертолетов. Основными различиями между ними остались разбег автожира и невозможность вертикального подъема.

Поэтому в дальнейшем конструкторы винтовых аппаратов, убедившись в хороших пилотажных и эксплуатационных качествах автожиров, их устойчивости и маневренности, начали работать над созданием автожиров, взлетающих без разбега и садящихся без пробега.

Теоретическая база в автожиростроении

В связи с большим размахом практических работ по автожирам в различных странах были проведены также большие работы по подведению теоретической и расчетной базы как в области аэродинамики, так и прочности автожиров.

На основе теории шарнирно сочлененного авторотирующего винта с учетом махового движения лопастей, разработанной Глауэртом и Локком в 1930 г., И. П. Братухиным был разработан инженерный метод расчета автожира. Этот метод¹ с некоторыми нововведениями нашел применение во всех наших последующих работах. Практическая проверка теории Глауэрта-Локка на летающих автожирах выявила погрешности теории, которые получались вследствие принятых допущений.

Зиссинг, Уитлей, Беннет и др. уточнили теорию Глауэрта-Локка, учитывая более правильно распределение индуктивных скоростей по диску ротора, потери в зоне обратных скоростей, влияние формы лопасти в плане, влияние концевых и корневых потерь и др. Эти работы, бесспорно, расширили кругозор конструкторов винтовых аппаратов.

Последующие большие теоретические работы, проведенные в СССР и за границей в области теории автожира, касались ряда вопросов; в частности, были освещены:

1. Закручивание лопастей ротора в полете и влияние ротора на характеристики автожира. При этом выяснилась необходимость располагать центр тяжести лопасти по возможности ближе к оси лонжерона («поперечная центровка лопастей» — М. Л. Миль, Хирст, Уитлей).

2. Вибрации автожиров, их причины и устранение. Колебание и резонанс лопастей в плоскости вращения при раскручивании (и особенно при остановке) ротора и в полете, периодические силы высшего порядка на роторе и вызываемая ими вибрация аппарата (М. Л. Миль, Беннет, Пржит и Вагнер).

3. Управляемость, устойчивость и балансировка автожира, влияние параметров оперения, центровки аппарата, углов, заклинения оси ротора и мотора, градиентов давлений на ручку и пр. (М. Л. Миль, А. П. Проскуряков, В. К. Квашин, А. Н. Михайлов, Беннет).

4. Устойчивость автожиров на криволинейном полете, в том числе на вираже, петле и пикировании (М. Л. Миль).

5. Аэродинамика автожира с различными системами управления (А. Н. Михайлов).

6. Устойчивость движения лопасти с различными параметрами (А. П. Проскуряков).

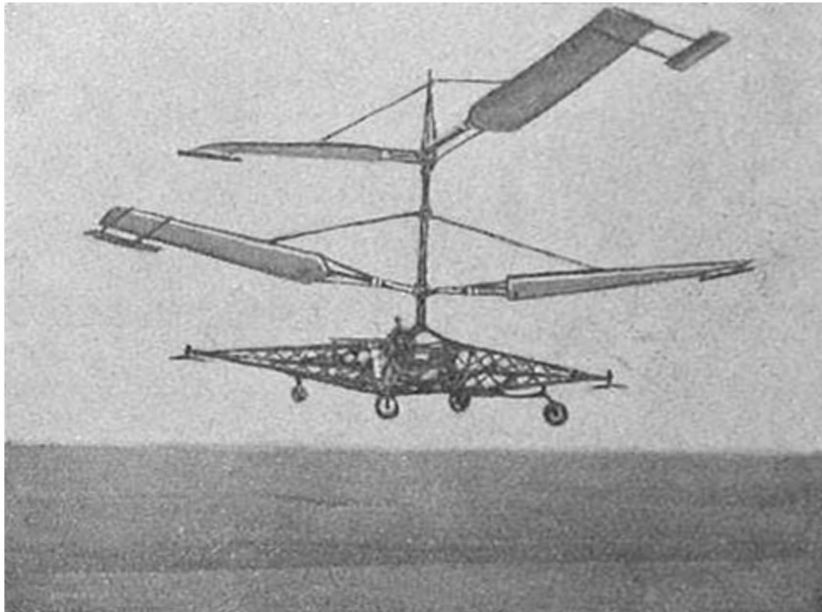
7. Исследования прочности специфических агрегатов, особенно лопастей ротора (А. М. Черемухин, Б. В. Богатырев, Моррис и Тай).

¹ И. П. Б р а т у х и н, Автожиры, ОНТИ, 1934.

Большое внимание было уделено вибропрочности конструкции лопастей. Теоретические работы в области автожиров расширили запас знаний по винтовым летательным аппаратам.

Применение шарнирного крепления лопастей на геликоптерах

Преимущества ротора с шарнирной подвеской лопастей и успехи автожиростроения нашли отклик у конструкторов геликоптеров. Появилось несколько типов геликоптеров с шарнирной подвеской лопастей.



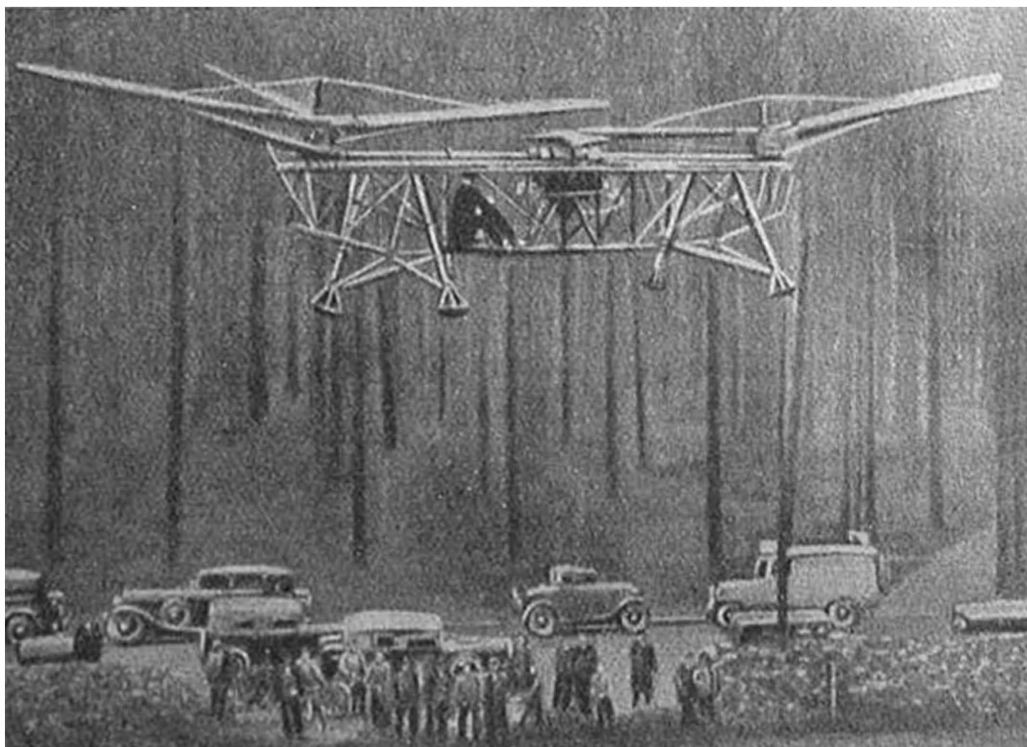
Фиг. 50. Двухвинтовой соосный геликоптер Асканио с шарнирно закрепленными подвешенными лопастями. Управление осуществлялось посредством изменения общего шага и циклического отклонения специальных рулей „стабоваторов“, расположенных за лопастями.

Предполагалось, что уменьшение моментов, опрокидывающих геликоптер в поступательном полете при установке шарнирно сочлененного винта, благоприятно повлияет на устойчивость геликоптера.

В 1931 г. итальянский конструктор Асканио построил соосный геликоптер (фиг. 50) с шарнирными лопастями, снабженными специальными рулями «стабоваторами», расположенными позади каждой лопасти. Геликоптер Асканио поднимался на высоту до 18 м, установив в свое время зарегистрированный мировой рекорд высоты¹. Винты геликоптера имели диаметр около 15 м и вращались в противоположные стороны со скоростью 75 об/мин.

¹ Советские достижения на геликоптере 1-ЭА (без шарнирной заделки лопастей), превышающие рекорд Асканио более чем в 30 раз, не были в то время опубликованы.

В 1933 г. инженер М. Н. Флорин в Бельгии построил двухвинтовой аппарат (фиг. 51) с разнесенными в продольном направлении винтами, вращающимися в одну и ту же сторону. Лопастей винтов были с шарнирными креплениями. Специфической особенностью этого аппарата было оригинальное решение уравновешивания реактивного момента несущей системы. Флорин наклонил оси винтов в поперечных плоскостях в противоположные стороны. Этим он создал пару сил в плоскости вращения винтов (от горизонтальных компонентов тяг вин-



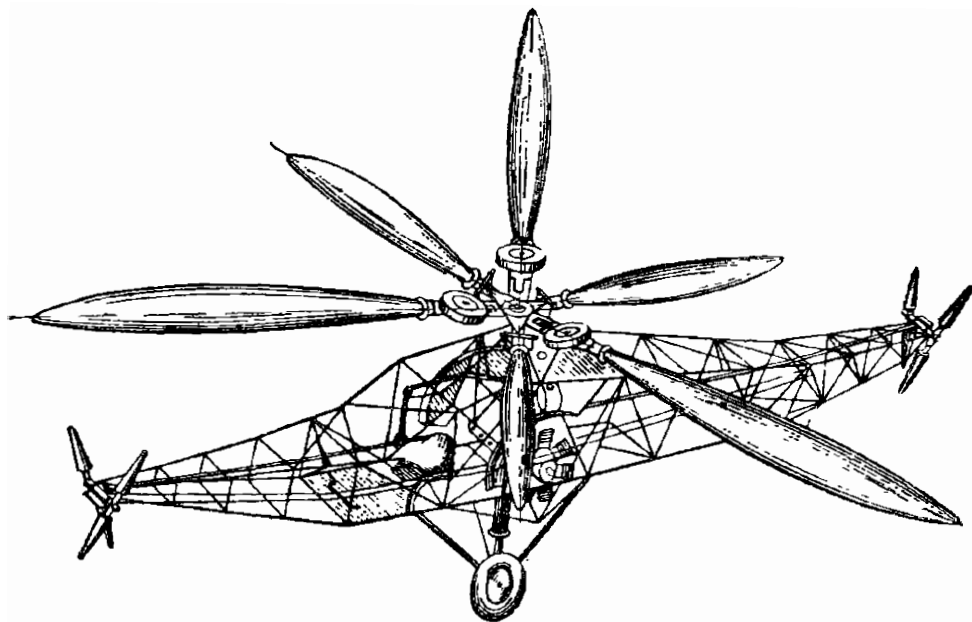
Фиг. 51. Двухвинтовой геликоптер М. Н. Флорина с разнесенными в продольном направлении винтами шарнирного типа и с подвеской лопастей на тросах.

тов). Такое решение Флорин принял, полагая, что два винта, вращающиеся в одну сторону, улучшат устойчивость аппарата вследствие жирокопического эффекта несущей системы. Его надежды не оправдались, но все же геликоптер Флорина несколько раз поднимался на высоту до 15 м и совершал свободные полеты продолжительностью до 10 мин.

В 1934 г. И. П. Братухин построил в ЦАГИ одновинтовой геликоптер 5-ЭА (фиг. 52), отличающийся от 1-ЭА и 3-ЭА конструкцией несущей системы. Его несущий винт имел шесть лопастей. Основные несущие лопасти диаметром 12 м в отличие от винтов 1-ЭА и 3-ЭА имели шарнирную подвеску. Вначале были запроектированы только горизонтальные шарниры и только после поломки лопастей были добавлены вертикальные шарниры с фрикционными демпферами. Эти лопасти были неуправляемыми.

Три лопасти меньшего диаметра имели жесткие крепления и осевой шарнир для возможности изменения углов установки. Они были соединены с автоматом перекоса и служили для управления вертолета. Все лопасти вертолета 5-ЭА были эллиптической формы в плане, обычного закрученного вертолетного типа.

Как известно, при определенном режиме поступательного полета аппарата с шарнирной подвеской лопастей циклическое маховое движение создает постоянный завал «тюльпана» ротора назад и в сторону лопасти, идущей вперед.



Фиг. 52. Схема вертолета ЦАГИ 5-ЭА конструкции И. П. Братухина с комбинированной системой ротора.

Этот завал «тюльпана» или тяги ротора создает опрокидывающий момент на аппарате. Конечно, момент этот значительно меньше момента, создаваемого винтом с жесткой заделкой лопастей, легко парируется некоторым постоянным отклонением органов управления и не вызывает какого-либо неудобства или излишнего утомления летчика. При очень малых скоростях полета или на режиме «висения» циклическое маховое движение либо совершенно отсутствует, либо оно имеет ничтожные амплитуды, так как скорости поступательного перемещения по сравнению с окружными скоростями ничтожны. На этих режимах большое значение приобретают порывы ветра, неравномерность потока, случайные завихрения и т. д. Они создают мгновенные увеличения тяги на отдельных лопастях или в каком-либо секторе ометаемого диска, что приводит к случайным отклонениям лопастей от их нормальной траектории и к появлению мгновенных или кратковременных опрокидывающих моментов, действующих на аппарат. Конечно, у винта с шарнирной подвеской лопастей эти моменты меньше, чем при

жесткой заделке лопастей, но они все же вынуждают летчика реагировать на них немедленным отклонением органов управления. По нашему мнению для геликоптера необходимо применять механизмы, создающие более эффективное демпфирование движения лопастей, чтобы при появлении случайных (незакономерных) односторонних нагрузок направление тяги винта отклонялось на меньший угол от своего первоначального положения. Особенно это важно при полете у земли.

Можно полагать, что шарнирное крепление лопастей по сравнению с жесткой их заделкой недостаточно улучшило устойчивость геликоптера на режимах малых скоростей и на висении. В дальнейшем будут указаны средства, применяющиеся для увеличения эффективности шарнирной подвески лопастей и увеличивающие устойчивость геликоптера, в частности, на режимах малых скоростей и парения (например, поводковая подвеска лопасти).

Бескрылые автожиры, взлетающие без разбега, и создание механизмов, демпфирующих маховое движение лопастей

Наиболее существенными недостатками бескрылых автожиров все же остались неудовлетворительные взлетные свойства, ограничивающие возможность применения автожиров.

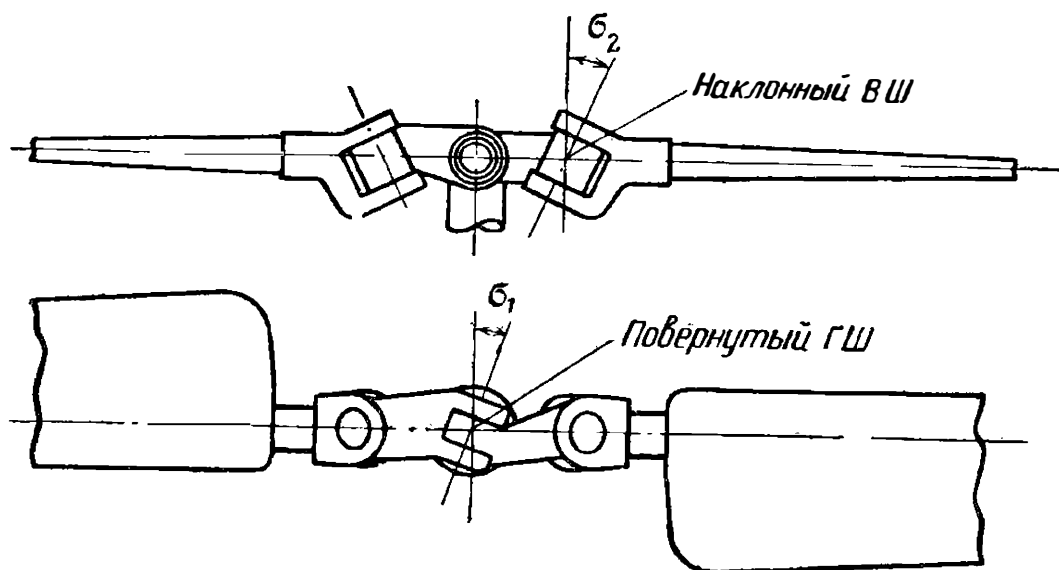
Желание улучшить взлетные свойства автожиров привело к созданию автожиров, взлетающих без разбега, или, как принято говорить, автожиров с *непосредственным* или *прыжковым взлетом*.

Непосредственный взлет осуществляется в этих аппаратах путем использования кинетической энергии быстро раскручиваемого ротора. Перед взлетом ротор посредством механического запуска раскручивается мотором до максимальных оборотов, равных 1,5—1,6 от полетного числа оборотов. Для того чтобы можно было раскрутить ротор до такого большого числа оборотов при затрате сравнительно небольшой располагаемой мощности мотора, лопасти при раскручивании ставят под нулевым углом или под углом нулевой подъемной силы (для несимметричных профилей).

Когда ротор раскручивается до максимального числа оборотов, угол установки лопастей особым механизмом переводится на полетный и автожир, получив избыточную тягу, «подпрыгивает» вертикально на высоту нескольких метров. Под влиянием тяги винта и горизонтальной слагающей тяги ротора аппарат получает поступательное перемещение, а затем переходит на обычный для автожира режим набора высоты. Для увеличения высоты прыжка при взлете было предложено применение так называемых *трехшаговых механизмов перевода общего шага*. Эти механизмы, обеспечивая раскручивание ро-

тора при нулевом угле установки (или на угле нулевой подъемной силы), почти мгновенно переводят лопасти при взлете на угол установки, соответствующий $0,9 c_{y_{\max}}$ с последующим переводом в полете на полетный угол установки ($3-5^\circ$).

При разработке конструкций втулок ротора автожиров, взлетающих без разбега, были применены механизмы, автоматически изменявшие углы установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения, т. е. от угла взмаха и от угла отклонения лопасти в плоскости вращения от ее радиального положения (так как лопасть отклоняется относительно оси вер-



Фиг. 53. Схема автодинамической втулки ротора.

тикального шарнира, находящегося на некотором расстоянии от оси втулки).

На этих механизмах следует остановиться подробнее, так как в последнее время они стали широко применяться в винтовых летательных аппаратах. Эти механизмы демпфируют движение лопастей и увеличивают динамическую устойчивость винтового аппарата на всех режимах полета.

В 1936 г. Сиерва сконструировал экспериментальный автожир С-30Р, взлетающий без разбега, имеющий двухлопастный ротор и так называемую автодинамическую втулку. Этот автожир осуществлял «прыжковый» (непосредственный) взлет благодаря особым свойствам автодинамической втулки ротора (фиг. 53).

Как видно из схемы, горизонтальные шарниры обеих лопастей имели одну геометрическую ось, пересекавшую ось втулки ротора. Ось совмещенных горизонтальных шарниров в автодинамической втулке была повернута относительно продольной оси лопастей против направления вращения ротора на угол σ_1 в отличие от обычного шарнирного крепления, где ось ГШ установлена под углом 90° к продольной оси лопасти.

При обычной схеме шарнирного крепления лопасти при взмахе не изменяют угла установки.

В автодинамической втулке с повернутым против хода ротора ГШ, как следует из геометрических свойств схемы втулки, лопасти меняют угол установки Θ^* ; при взмахе угол уменьшается, при опускании лопасти Θ увеличивается.

Оси вертикальных шарниров автодинамической втулки ротора в отличие от обычной схемы шарнирной втулки отклонены в радиальной плоскости верхними концами наружу и составляют с вертикалью угол σ_2 . Угол σ_2 делают обычно несколько больше угла σ_1 . При отклонении от радиального положения лопасть описывает коническую поверхность относительно оси наклонного шарнира. Это вызывает уменьшение угла установки лопасти Θ при отставании лопасти и увеличение угла установки при забегании лопасти по отношению к радиальному положению.

При раскручивании ротора под действием сил сопротивления воздуха лопасть отклоняется назад до такого положения, при котором момент центробежных сил относительно оси наклонного шарнира уравновешивает момент сил сопротивления. При этом положении лопасть имеет угол установки, равный нулю или соответствующий нулевому значению c_v . При выключении муфты механического запуска лопасти благодаря большой центробежной силе занимают положение, близкое к радиальному, и увеличивают при этом угол установки до величины, превышающей полетный угол. При уменьшении оборотов ротора до полетного лопасти под влиянием сил сопротивления отклоняются больше от радиального положения, а угол установки лопастей достигает своего полетного значения.

Для придания необходимой устойчивости автожиру ось ротора располагается позади центра тяжести аппарата. Поэтому при вертикальном взлете автожир под действием пикирующего момента от тяги ротора (тяга ротора на прыжке больше веса автожира) переходит на отрицательный угол. При этом горизонтальная слагающая сила тяги ротора суммируется с тягой пропеллера и вызывает быстрое нарастание поступательной скорости автожира.

Таким образом ротор автожира, взлетающего без разбега, проходит последовательно три режима:

1. Геликоптерный, когда скорость потока, проходящего сквозь диск, направлена сверху вниз.
2. Когда скорость потока, проходящего сквозь диск, равна нулю.
3. Авторотации, при которой скорость потока, проходящего сквозь диск (в среднем), направлена снизу вверх.

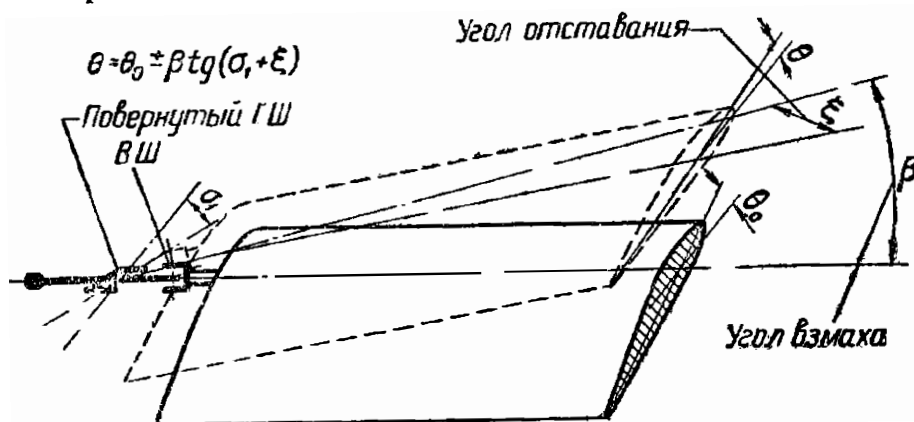
* Лопасть как образующая описывает коническую поверхность относительно оси повернутого шарнира.

Траектория первых автожиров, взлетающих без разбега, имела небольшой провал вследствие резких увеличений и последующих резких уменьшений углов установки лопастей. Этот дефект в последующих аппаратах был устранен.

Геометрический анализ схемы автодинамической втулки с повернутыми шарнирами показывает, что при взмахе лопасти на угол β она получает действительный угол установки, равный

$$\Theta = \Theta_0 \pm \beta \operatorname{tg} \sigma_1,$$

где Θ_0 — угол установки лопасти в плоскости вращения ротора.



Фиг. 54. Отклонение лопастей автодинамической втулки ротора.

Если лопасть отклонилась также и в плоскости вращения от своего радиального положения на угол ξ , то истинный угол установки лопасти будет (фиг. 54)

$$\Theta = \Theta_0 \pm \beta \operatorname{tg}(\sigma_1 + \xi).$$

Отсюда видно, что отклонение лопасти в плоскости вращения эквивалентно дополнительному углу взмаха.

Была выявлена еще одна особенность автодинамической втулки ротора. При подъеме лопасти в маховом движении или под влиянием случайной перегрузки угол установки лопасти уменьшается. Поэтому величина подъемной силы взмахивающей лопасти уменьшается более интенсивно, чем при обычной шарнирной подвеске лопастей, где уменьшение подъемной силы получается только от вертикальных скоростей взмаха и соответствующего уменьшения угла атаки лопасти. При опускании лопасти в маховом движении или при случайном уменьшении нагрузки на лопасть подъемная сила лопасти ротора с автодинамической втулкой вследствие возрастания угла установки лопасти увеличивается более интенсивно, чем при обычной шарнирной подвеске, где увеличение подъемной силы происходит только вследствие увеличения угла атаки, вызванного вертикальной скоростью опускания.

Таким образом ясно, что повернутые горизонтальные шарниры демпфируют маховое движение лопастей сильнее, чем обычная шарнирная подвеска.

Это демпфирование выражается в меньшем отклонении направления аэродинамической силы на роторе от своего среднего положения при случайных нагрузках на какой-либо сектор ометаемого диска и как следствие — в уменьшении необходимых отклонений ручки пилота в полете.

Автодинамическая втулка ротора, помимо ее основной задачи — непосредственного взлета, — в большей степени, чем обычная шарнирная втулка, повышает динамическую устойчивость винтового аппарата.

Рассматривая выше условия полета винтового аппарата на различных режимах, мы пришли к выводу, что полет на малых поступательных скоростях, «висение» и вертикальное перемещение, особенно вблизи земли, сопровождаются крайней неравномерностью потока сквозь несущие винты.

При эксплуатации автожиров мы убедились, что на режимах средних и больших поступательных скоростей обычная шарнирная втулка придает достаточно хорошую устойчивость аппарату. Этого нельзя сказать о режимах малых поступательных скоростей и висения.

Таким образом следует, что хотя механизмы, автоматически изменяющие угол установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения, увеличивают устойчивость аппарата на всех режимах полета, значение их усиливается на режимах висения и перемещения с малыми скоростями.

Математический анализ аэродинамического демпфирования движения лопасти, проведенный А. П. Проскуряковым¹, показал, что значение этого демпфирования больше для лопастей «легких» (с большим значением массовой характеристики γ), чем для лопастей «тяжелых»².

Необходимо заметить, что двухлопастный ротор, особенно с шарнирной подвеской, в поступательном полете вызывает всегда большие вибрации, чем аналогичный трехлопастный. Автодинамическая втулка двухлопастного винта, кроме того, требует особых приспособлений для создания симметрии углов установки обеих лопастей при раскручивании и на вертикальном взлете, а также для уменьшения разности углов отклонения в зависимости от радиуса при поступательном перемещении аппарата. Такие приспособления были установлены впоследствии на автожирах Сиерва и Вейр.

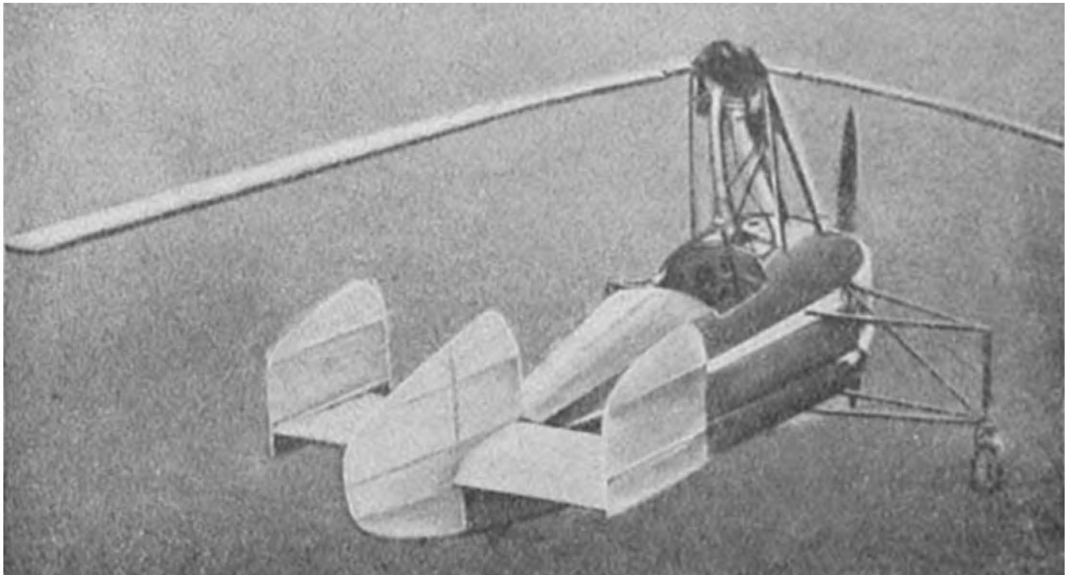
¹ А. П. Проскуряков, Динамическая устойчивость несущего винта при наличии горизонтальных шарниров у лопастей, Труды ЛИИ, № 22, 1946.

² Под «тяжелыми» лопастями следует понимать лопасти, у которых средний удельный вес выше и, следовательно, для которых положение в пространстве определяется в большей степени центробежными силами.

Английский конструктор Пуллин в Англии (фирма Вейр) выпустил свой одноместный легкомоторный автожир W-3 (фиг. 55) с двухлопастным ротором и автодинамической втулкой.

Н. К. Скржинским (ЦАГИ) был разработан проект оригинального экспериментального автожира А-9, взлетающего без разбега. Втулка ротора (фиг. 56 и 57) предусматривала возможность варьирования углов σ_1 и σ_2 .

Необходимо отметить аппараты с автодинамической втулкой ротора, как-то: английский серийный автожир Сиерва С-40 (фиг. 58), построенный для английской военной авиации, и

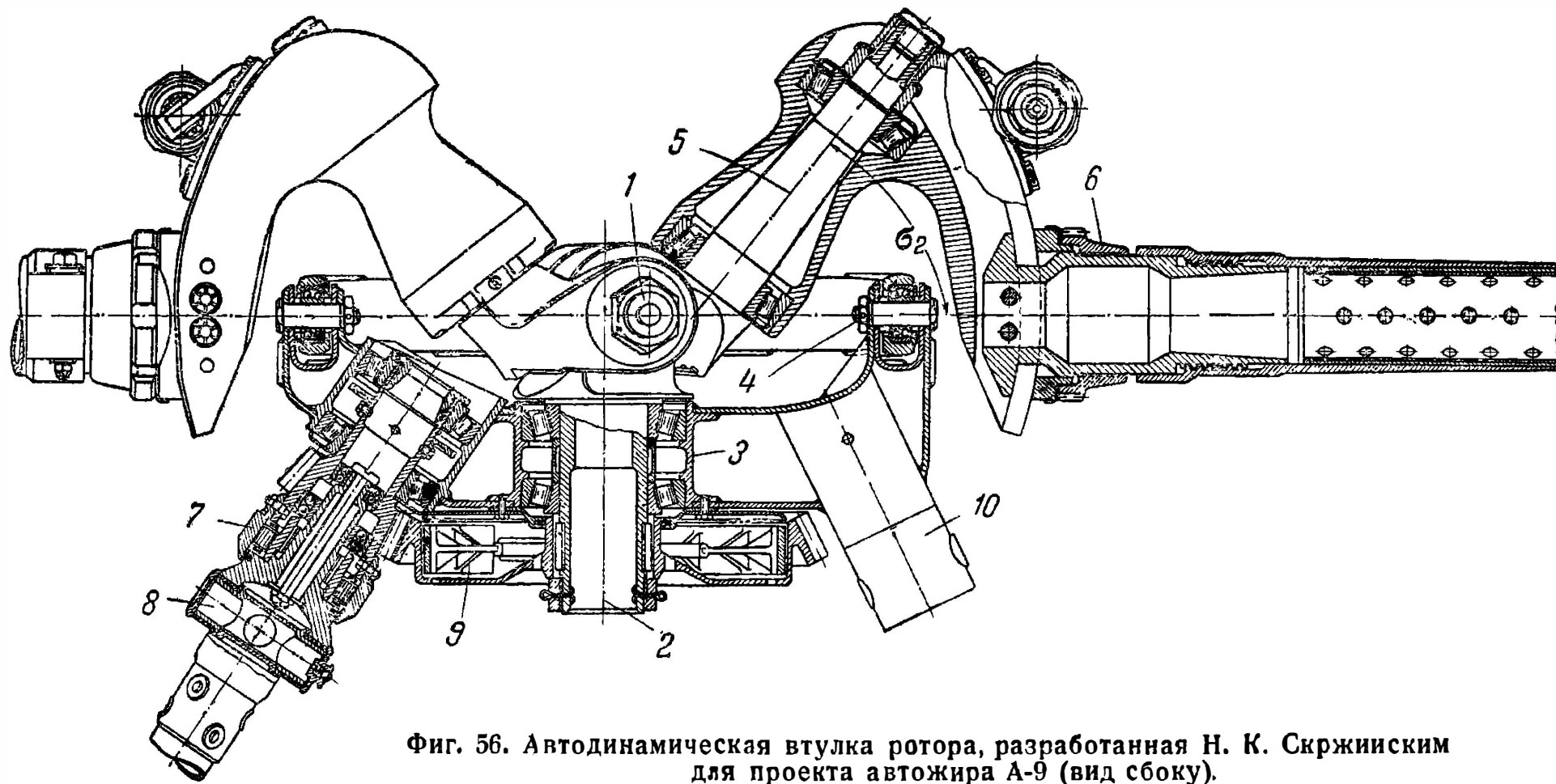


Фиг. 55. Автожир Вейр-Пуллин W-3, взлетающий без разбега, с автодинамической втулкой ротора, наклонными шарнирами вместо вертикальных и повернутым совмещенным горизонтальным шарниром. Ротор двухлопастный с непосредственным управлением.

«Летающий автомобиль» американской фирмы Питкертн РА-36 (фиг. 59), который был вначале построен с приводом на заднее колесо для возможности его передвижения по дорогам своим ходом.

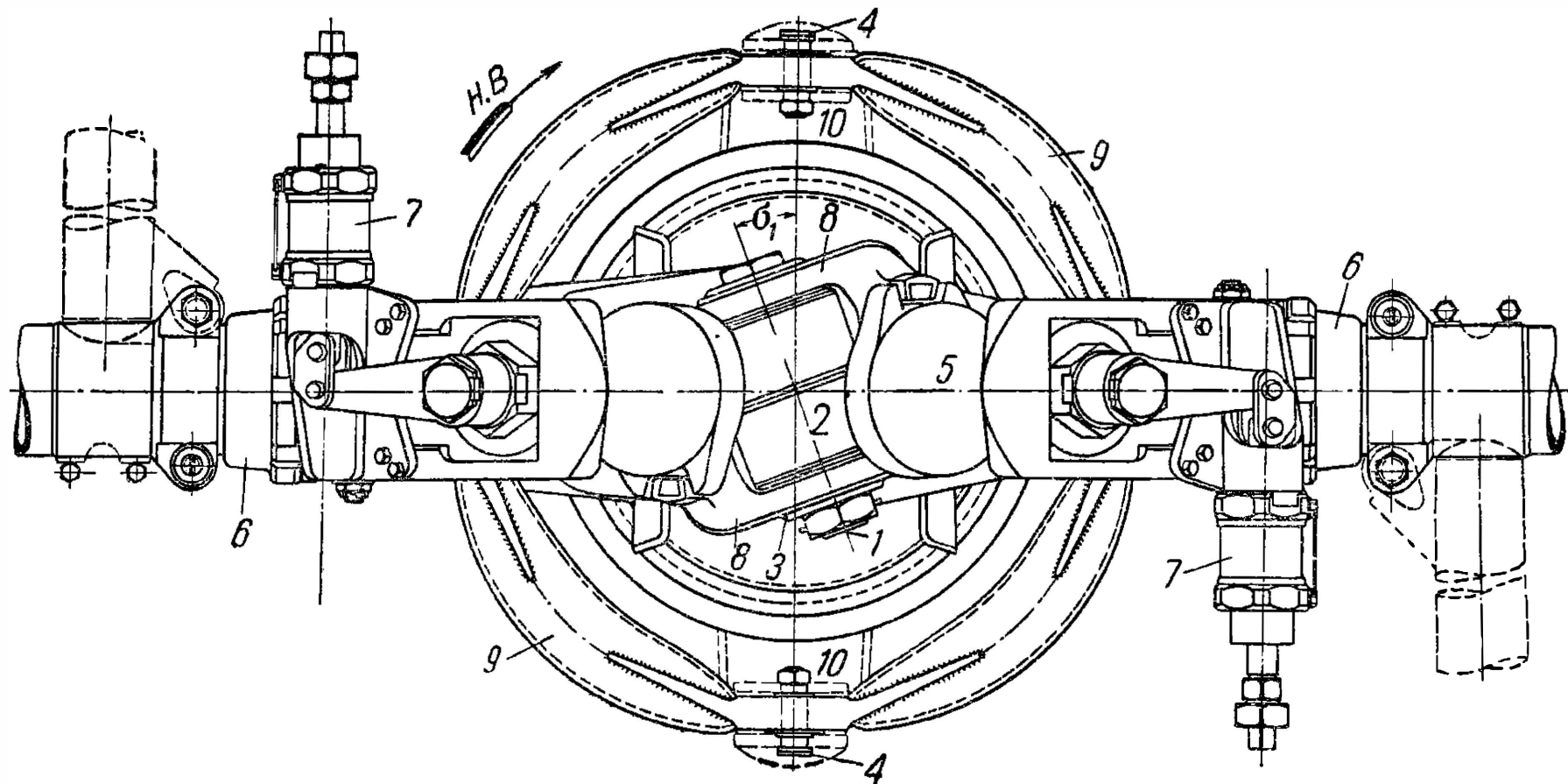
На автожире С-40 ввиду необычного расположения вертикальных шарниров (они расположены ближе к оси ротора, а горизонтальные шарниры дальше) удалось ограничиться применением одного фрикционного демпфера и этим снизить вес втулки (фиг. 60). На этом аппарате удалось полностью осуществить хорошую траекторию взлета.

Втулка автожира РА-36 (фиг. 61) отличалась от втулки автожира С-40 тем, что она имела гидравлический механизм для перевода общего шага. Механизм состоял из гидравлических цилиндров, укрепленных на корпусе втулки, и поршней со штоками, закрепленных на лопастях.



Фиг. 56. Автодинамическая втулка ротора, разработанная Н. К. Скржинским для проекта автожира А-9 (вид сбоку).

1—совмещенный повернутый горизонтальный шарнир; (в целях экспериментирования) наклона оси шарнира;
 2—ось втулки ротора; 3—корпус втулки; 4—ось поперечного наклона втулки ротора; 5—наклонный шарнир; 6—гайка, фиксирующая лопасть при изменении угла
 7—втулка свободного хода механического запуска; 8—валик и шарнир механического запуска; 9—тормоз ротора;
 10—верхний узел кабана.



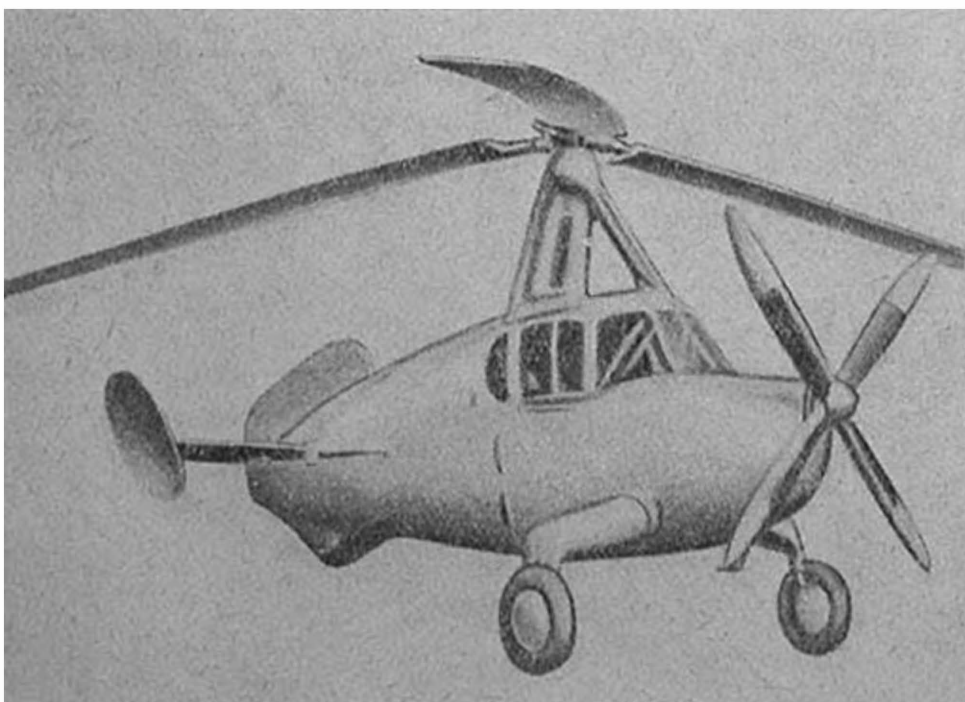
Фиг. 57. Автодинамическая втулка ротора, разработанная Н. К. Скржинским для проекта автожира А-9 (вид в плане).

1—совмещенный повернутый горизонтальный шарнир; 2—ось втулки ротора; 3—корпус втулки; 4—ось поперечного наклона втулки ротора; 5—наклонный шарнир; 6—гайка, фиксирующая

лопасть при изменении угла (в целях экспериментирования) наклона оси шарнира; 7—демпфер; 8—скобы; 9—кольцо подвески втулки; 10—верхний узел кабана.

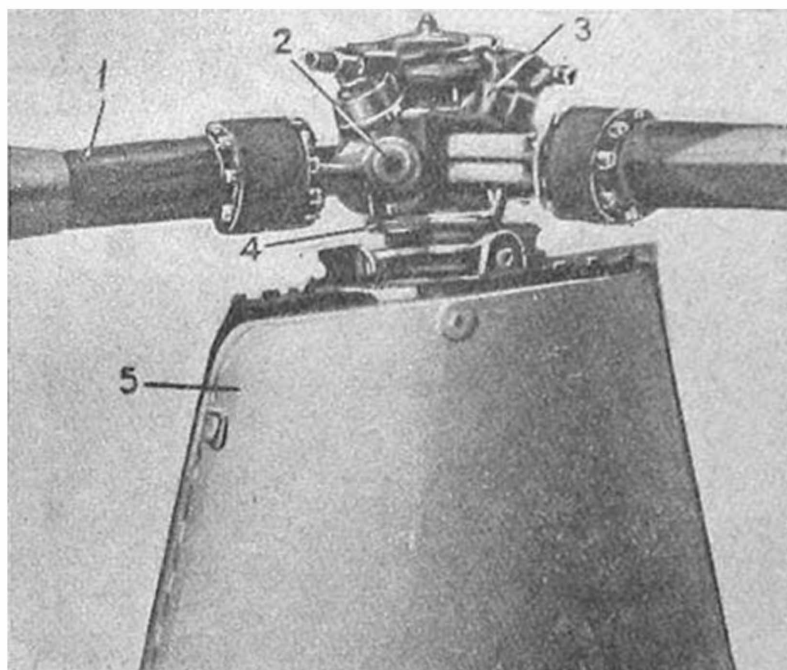


Фиг. 58. Серийный двухместный автожир Сиерва С-40 с автодинамической втулкой, взлетающий без разбега, с непосредственным управлением и трехлопастным ротором.



Фиг. 59. „Летающий автомобиль“ Питкерн РА-36.

При открытии крана гидросистемы жидкость по гибким шлангам попадала в цилиндры. При этом поршни двигались в цилиндрах и поворачивали лопасти. Лопасти ввинчивались по нарезке в двух деталях скобы втулки ротора. Уменьшение шага происходило вследствие вывинчивания стакана лопасти под действием центробежных сил после прекращения действия гидравлической системы. В отличие от втулки С-40 вертикаль-



Фиг. 60. Автодинамическая втулка ротора автожира Сиерва С-40, взлетающего без разбега.

1—стакан заделки лопасти; 2—повернутый горизонтальный шарнир; 3—наклонный шарнир, расположенный ближе к оси втулки для возможности применения только одного фрикционного демпфера; 4—корпус втулки; 5—обтекатель кабана ротора.

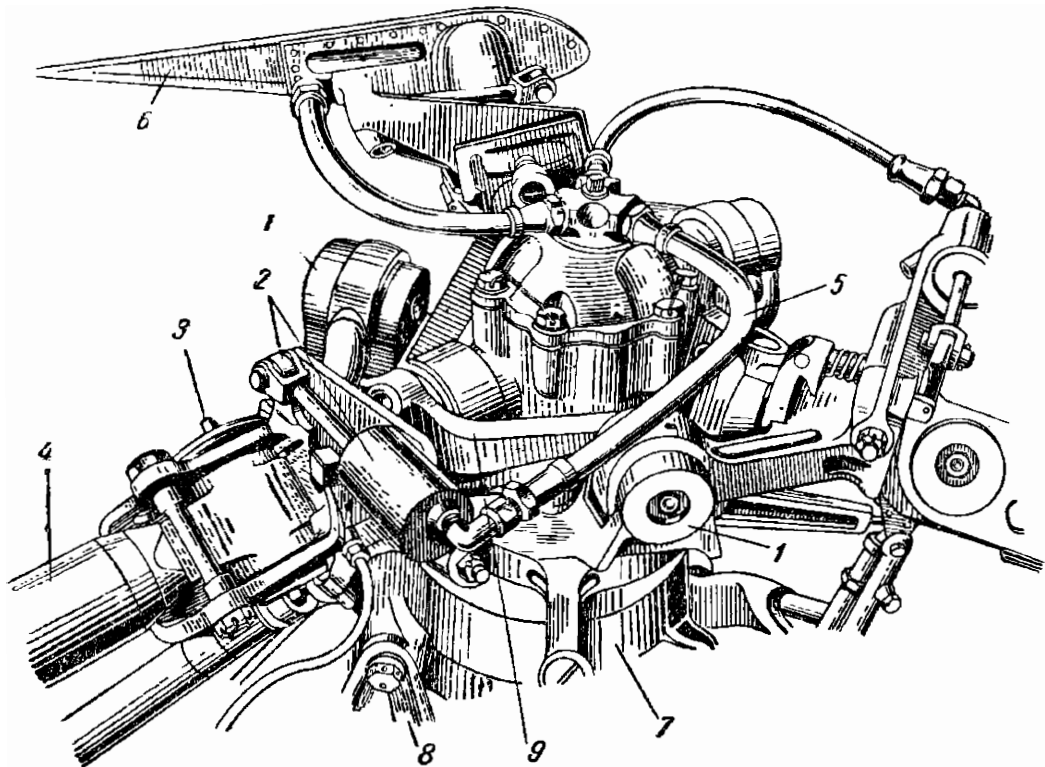
ные шарниры втулки РА-36 были наклонены не в радиальной плоскости, а в поперечной. Такое расположение наклонного шарнира оказывает аэродинамическое действие, аналогичное действию шарниров, наклоненных в радиальной плоскости.

Другое устройство для непосредственного взлета представляла собой кулачковая втулка ротора «жироплана»¹ английского конструктора Кея (фиг. 62 и 63). «Прыжковый» взлет

¹ Иностранные фирмы, очевидно, в целях подчеркивания некоторого своеобразия своих аппаратов вводят различные наименования, например: «геликожир» (Изакко), «жироптер» (Папен и Руйи), «жироплаи» (Бреге, Вильфорд и др.), «клиножир» (Одие и Бессие), «вертоплан» (Херрик). Поэтому получается такое положение, что автожиры Кея и Хафнера и вертолеты Бреге-Доран обозначаются одним и тем же названием «жироплан». Не следует путать с этими терминами русское слово «вертолет», введенное автором в русский лексикон для замены иностранных слов «автожир» или «геликоптер».

осуществлялся по тому же принципу изменения угла установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения, что и в автожирах Сьерва и Питкерна, но механизм втулки отличался от механизма автодинамической втулки.

В горизонтальных шарнирах втулки ротора «жироплана» Кея были помещены «косые» промежуточные втулки, прикрепленные на шпонках к пальцам горизонтальных шарниров. Эти пальцы имели рычаги, соединенные с механизмом изменения

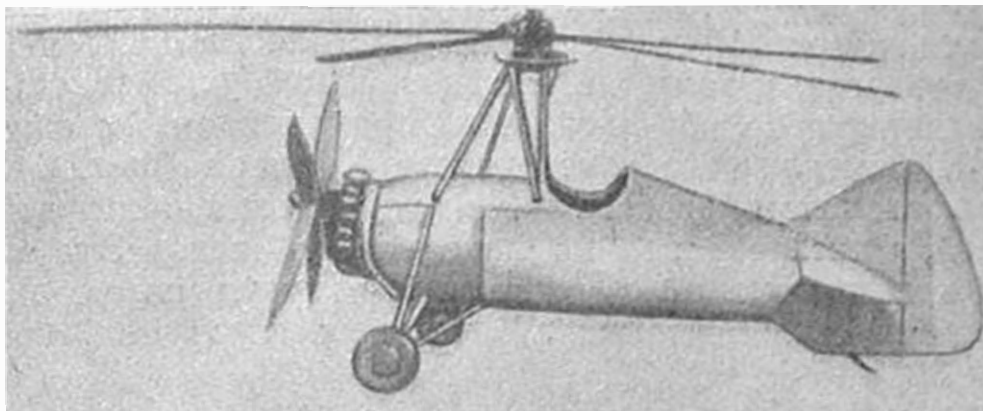


Фиг. 61. Автодинамическая втулка ротора автожира Питкерн РА-36 с гидравлическим переводом общего шага при взлете.

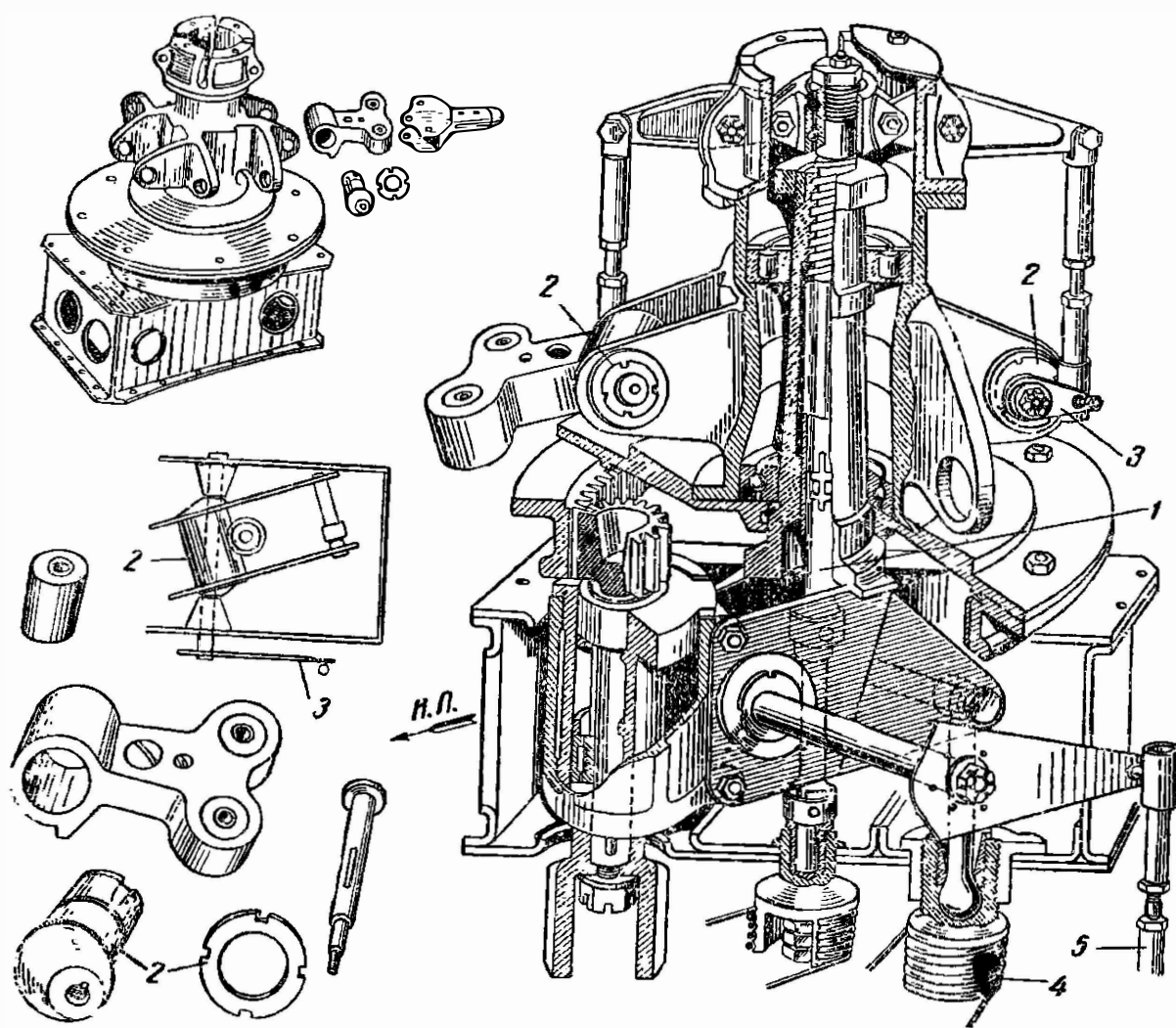
1—горизонтальный повернутый шарнир; 2—гидроцилиндр перевода общего шага; 3—повернутый вертикальный шарнир; 4—стакан лопасти; 5—гибкий шланг гидросистемы; 6—лопасть; 7—корпус втулки; 8—крепление втулки к кабану; 9—скоба.

общего шага лопастей. При передвижении центральной штанги механизма перевода общего шага поводки поворачивали пальцы горизонтальных шарниров с насаженными на них косыми втулками. Этим достигался одновременный поворот вилок крепления лопастей на один и тот же угол.

При изменении углового положения лопасти в вертикальной плоскости, из-за того, что ухо лопасти скользило по внешней наклонной поверхности косой втулки ГШ, угол установки изменялся аналогично изменению угла лопасти автожира с втулкой с повернутыми ГШ. На жироплане Кея был совершен ряд успешных полетов. Система Кея, так же как и система Сьерва, предусматривала управление автожиром в полете по-



Фиг. 62. „Жироплан“ Кея с мотором Побджей „Ниagara“ с непосредственным (прыжковым) взлетом, имеющий кулачковую втулку ротора

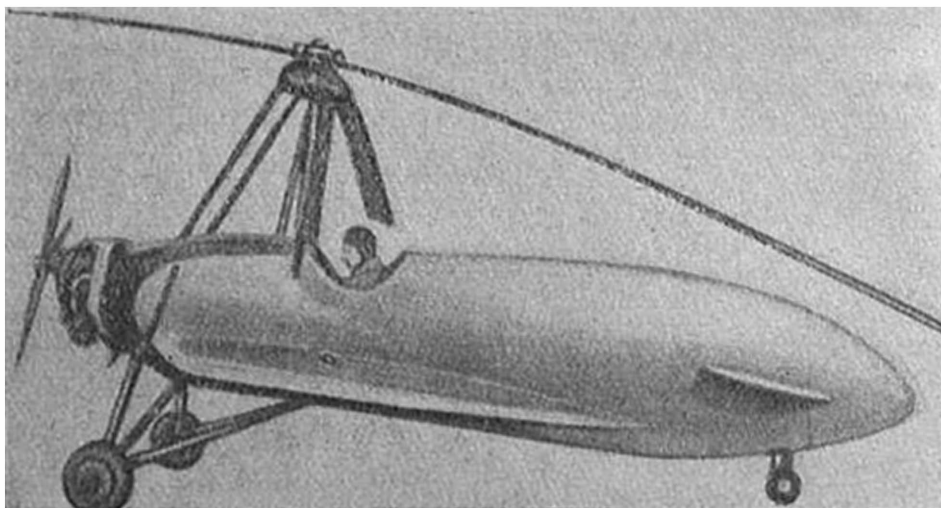


Фиг. 63. Кулачковая втулка ротора „жироплана“ Кея.

1—штанга перевода общего шага; 2—косая втулка горизонтального шарнира; 3—рычаг косой втулки; 4—управление продольным наклоном головки ротора; 5—управление поперечным наклоном головки ротора.

средством наклона оси ротора. Конструкция втулки Кея в дальнейшем не применялась.

Также интересной системой для осуществления непосредственного взлета, к тому же увеличивающей устойчивость аппарата, является поводковая система, примененная на «жироплане» AR-III австрийского конструктора Хафнера (фиг. 64) в сочетании с автоматом-перекосом для управления аппаратом, т. е. с втулкой, фиксированной на неподвижной оси. Эта система оказалась тем механизмом, который получил самое широкое распространение в винтовых летательных аппаратах, был при-



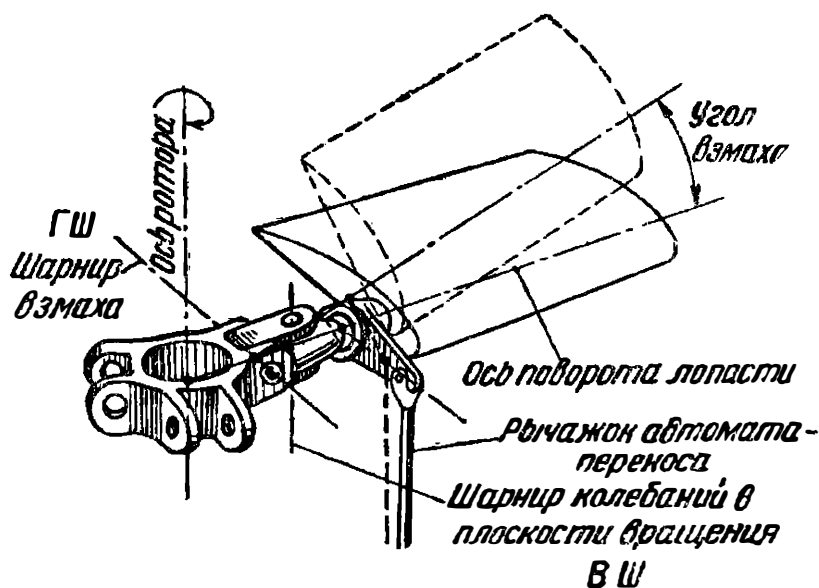
Фиг. 64. „Жироплан“ Хафнера AR-III (автожир с непосредственным взлетом) с мотором Побджей „Ниагара“, с трехлопастным свободнонесущим ротором, оригинальной поводковой втулкой и управлением посредством автомата-перекоса.

менен (несколько ранее) на первом устойчиво летавшем геликоптере (на жироплане Бреге-Доран) и применяется на большинстве новейших геликоптеров.

Действие поводковой системы, автоматически изменяющей угол установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения, можно понять из фиг. 65. К обычному карданному креплению лопасти добавлен осевой шарнир. Лопасть имеет рычаг, который соединен тягой с механизмом автомата-перекоса. Шарнирное соединение рычага с тягой не совпадает с осью горизонтального шарнира. Обычно оно располагается впереди лопасти. Поэтому при вертикальном перемещении лопасти изменяется угол ее установки: при подъеме лопасти угол уменьшается, а при опускании — увеличивается. Для некоторых геометрических соотношений рычагов при отставании лопасти угол установки уменьшается, а при опережении увеличивается.

Действие поводкового механизма (фиг. 66) заключается в том, что в обычную схему втулки с вертикальными и горизон-

тальными шарнирами вводится еще одно кинематическое звено — осевой шарнир на лонжероне лопасти (до вертикального шарнира втулки ротора). Для поворота относительно своего осевого шарнира (шарнира изменения угла установки лопасти) лопасть соединена со специальным рычагом (горизонтальный поводок) 7 посредством универсального шарнира с поводками 2 и 3. В свою очередь вертикальный поводок связан со звездочкой 1, укрепленной на центральной штанге. Центральная часть штанги, расположенная в центре втулки, имеет шаровую опору 8. Ручка управления 12, имея шаровую опору 9 в нижней части полого стакана кабана втулки ротора, связана с



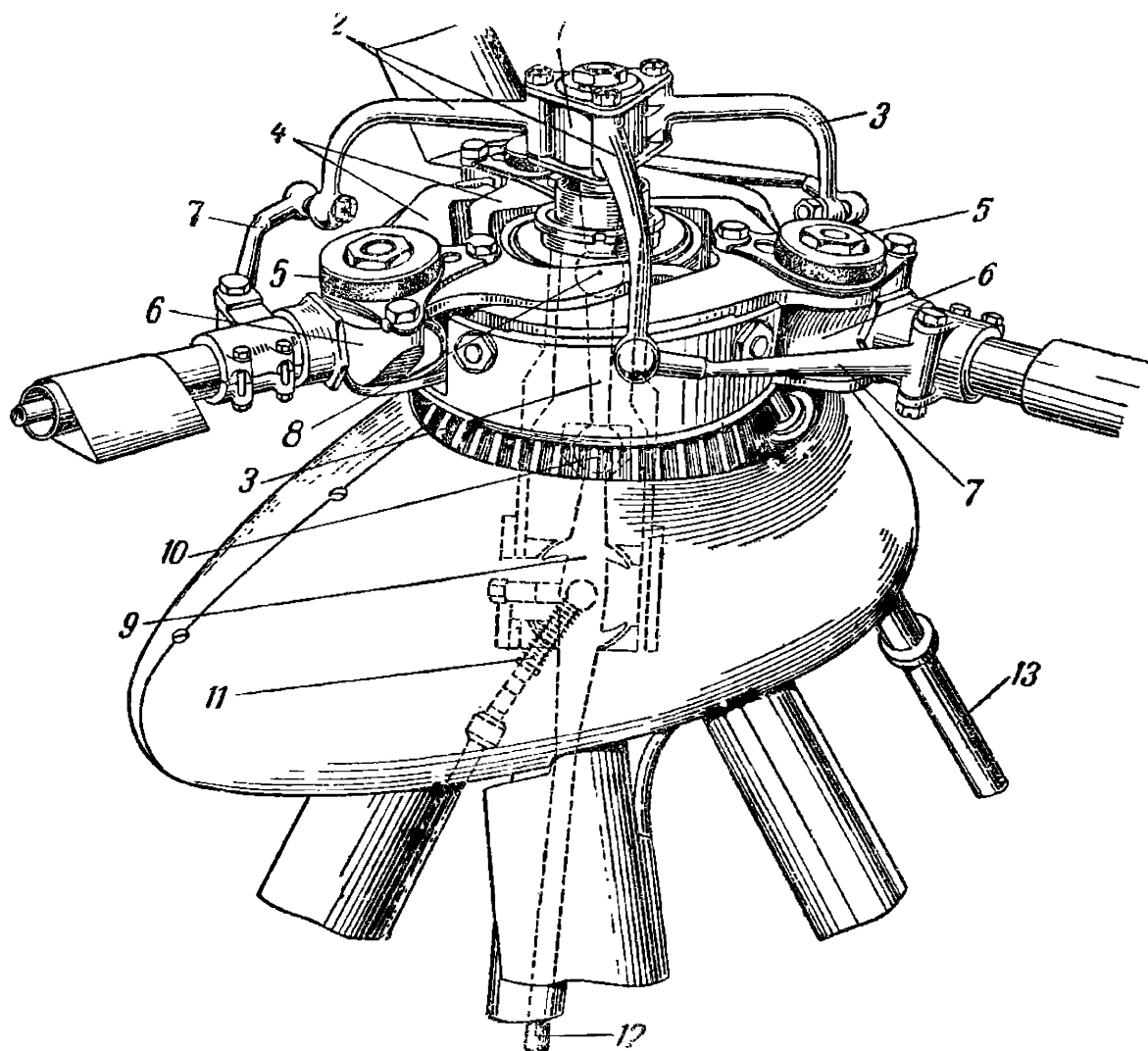
Фиг. 65. Схема действия поводковой системы.

центральной штангой скользящим универсальным шарниром 10. Таким образом посредством отклонения ручки можно производить отклонения центра звездочки 1 в любом азимутальном направлении и вызывать этим циклическое изменение углов установки лопасти. В свою очередь можно менять общий шаг лопастей ротора посредством механизма изменения общего шага, осуществленного в этой схеме в виде подвижного внутреннего стакана шаровой опоры 9, перемещающегося при вывинчивании тяги 11 и перемещающего по вертикали звездочку с поводками.

Таким образом пилот имеет возможность управлять циклическим изменением шага (автоматом-перекосом) и имеет управление общим шагом. В свою очередь втулка имеет механизм для автоматического изменения углов установки при изменении пространственного положения лопасти («регулятор шага»). На фиг. 67 и 68 изображена втулка Хафнера с пересекающимися осями горизонтальных шарниров.

Многие фирмы применяют поводковую систему у втулок с разнесенными осями горизонтальных шарниров. На вертолетах Бреге верхняя звездочка Хафнера заменена центральными

дисками, но схема действия остается та же. При подъеме лопасти угол установки уменьшается, а при опускании — увеличивается. Также вследствие того что поводок смещен по отношению к оси вертикального шарнира, при



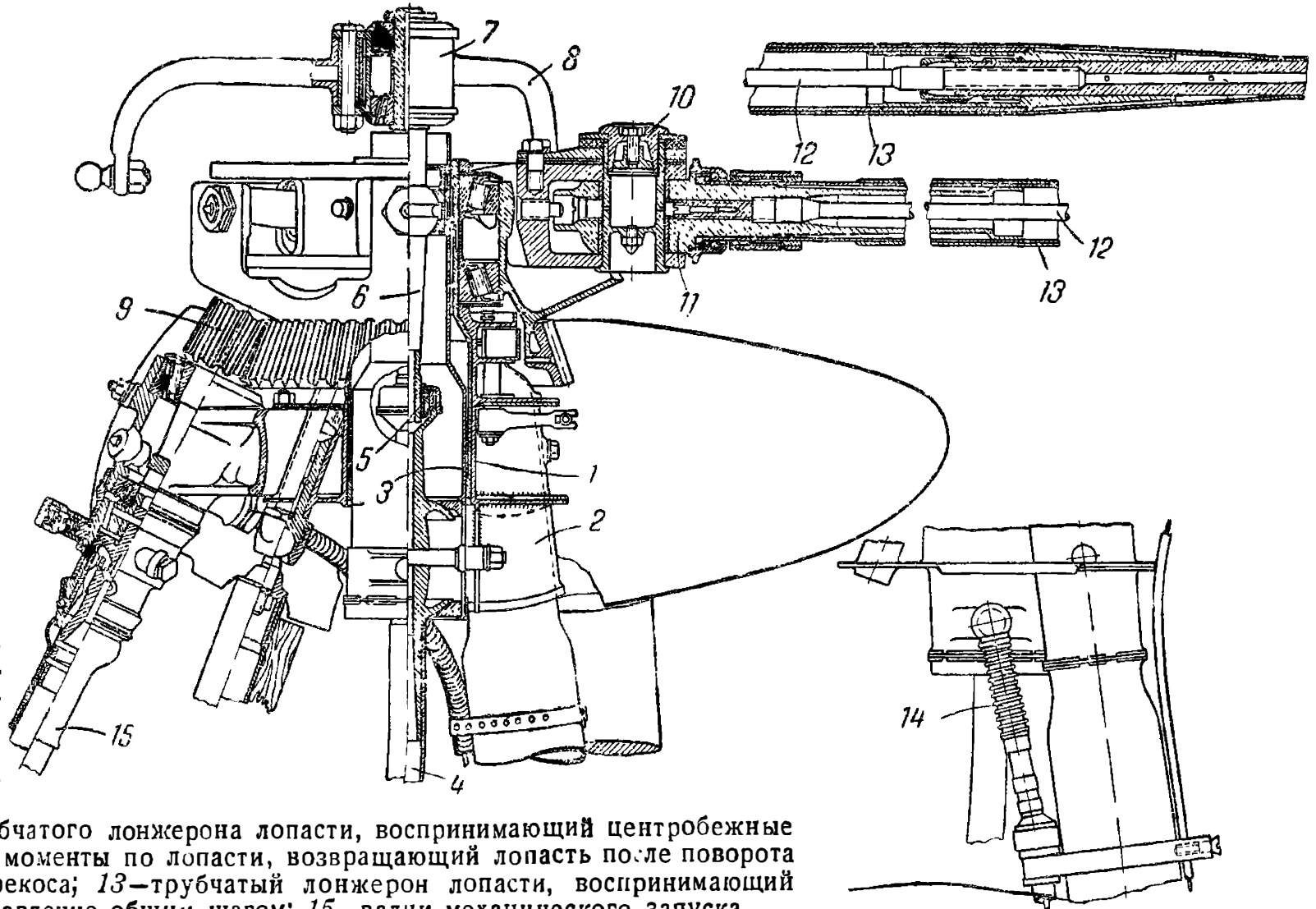
Фиг. 66. Поводковая втулка „жироплана“ Хафнера с управлением автоматом-перекосом и механизмом для изменения общего шага.

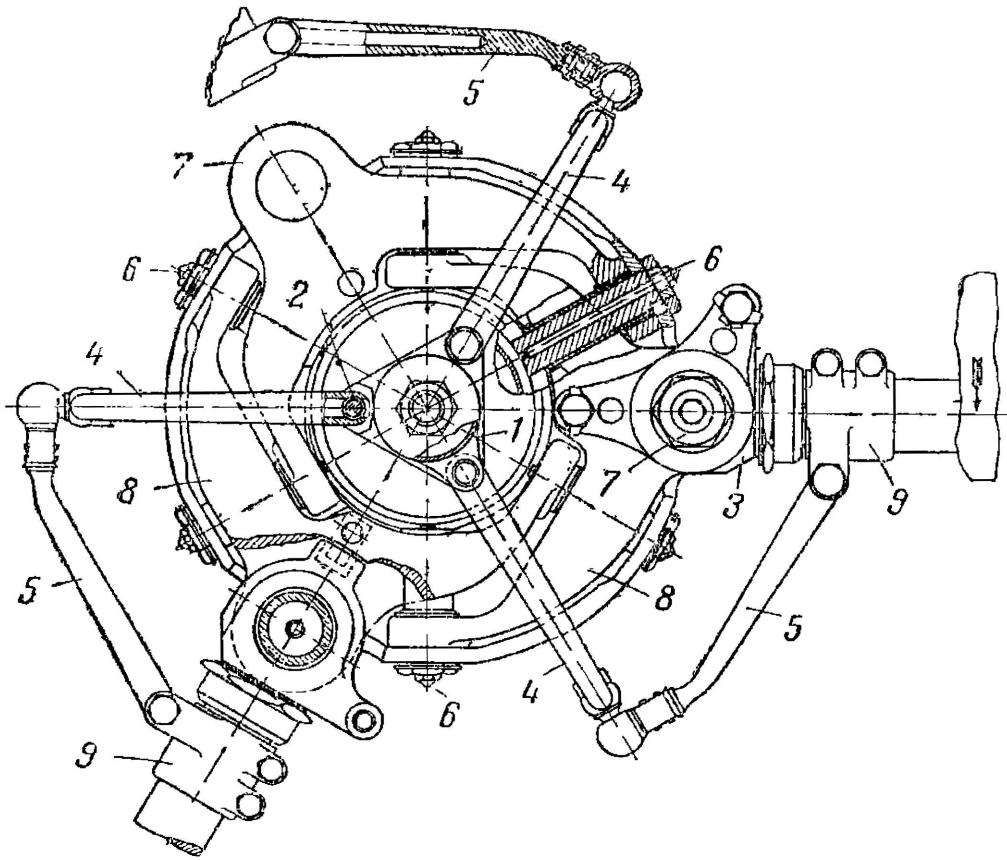
1—„звездочка“ крепления поводков; 2—3—вертикальный поводок; 4—скоба; 5—фрикционный демпфер на вертикальном шарнире; 6—ухо лопасти; 7—горизонтальный поводок; 8—шаровой шарнир верхнего рычага автомата перекоса; 9—шаровая опора ручки управления; 10—шаровой шарнир ручки управления; 11—управление общим шагом; 12—ручка управления; 13—валик механического запуска.

отставании лопасти угол ее установки уменьшается, а при забегании вперед от своего радиального положения — увеличивается. Таким образом видно, что поводковая система, сохраняя те же динамические свойства, что и системы Сиерва и Кея, в отличие от них не требует наклона оси втулки при управлении аппаратом, что значительно упрощает конструкцию.

Фиг. 67. Втулка
„жироплана“
Хафнера (верти-
кальный разрез).

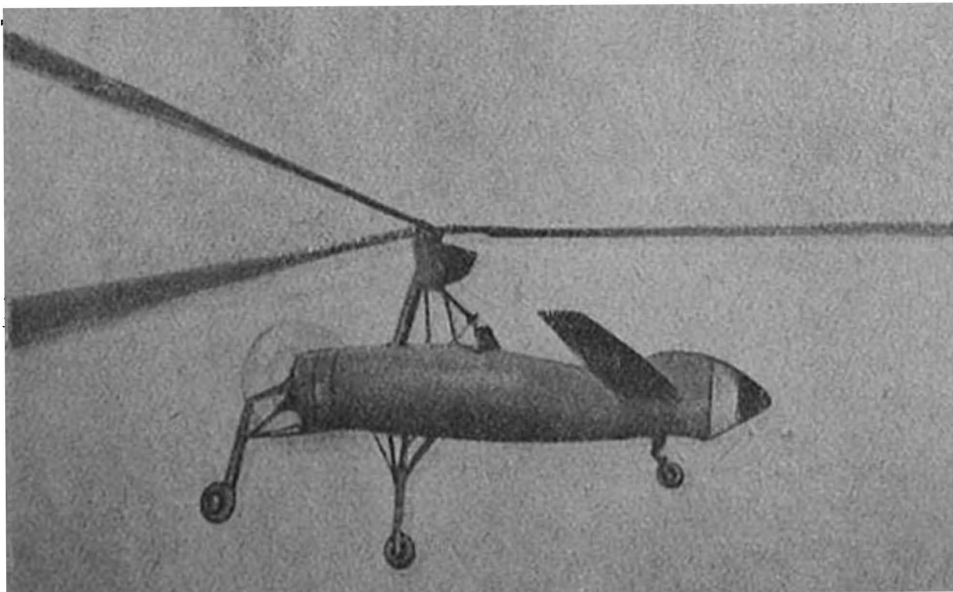
1—фиксированная ось втулки; 2— верхний узел кабана; 3— подвижной стакан для изменения общего шага; 4—ручка управления; 5— подвижное соединение ручки и верхнего рычага автомата-перекоса; 6— верхний рычаг автомата-перекоса; 7—„звездочка“ на коническ. роликовых подшипниках; 8—вертикальные поводки; 9—привод и верхняя передача механического запуска; 10—вертикальный шарнир с демифером; 11—ухо лопасти; 12—упругий стержень внутри трубчатого лонжерона лопасти, воспринимающий центробежные силы и крутящие моменты по лопасти, возвращающий лопасть после поворота ее автоматом перекоса; 13—трубчатый лонжерон лопасти, воспринимающий изгиб; 14—управление общим шагом; 15—валик механического запуска.





Фиг. 68. Втулка „жироплана“ Хафнера (вид в плане).

1—звездочка; 2—шарнир с упорами, предохраняющий „звездочку“ от проворачивания; 3—ухо лопасти; 4—вертикальный поводок; 5—горизонтальный поводок; 6—горизонтальный шарнир; 7—вертикальный шарнир с фрикционным демпфером; 8—скобы с совмещенными шарнирами; 9—хомут крепления поводка к трубчатому лонжерону лопасти.



Фиг. 69. Автожир Лиоре и Оливье LeO-C-301, взлетающий без разбега.

Современное состояние автожироостроения

В последние годы объем работ в области автожироостроения сократился в связи с развитием геликоптеростроения.

Работы последних лет в области автожиров можно разделить на следующие:

а) улучшение автоматики непосредственного взлета, увеличение высоты «прыжка» и повышение безопасности экипажа при взлете;

б) улучшение устойчивости аппаратов как на взлете, так и на различных режимах полета;

в) увеличение диапазона горизонтальных скоростей и весовой отдачи автожиров.

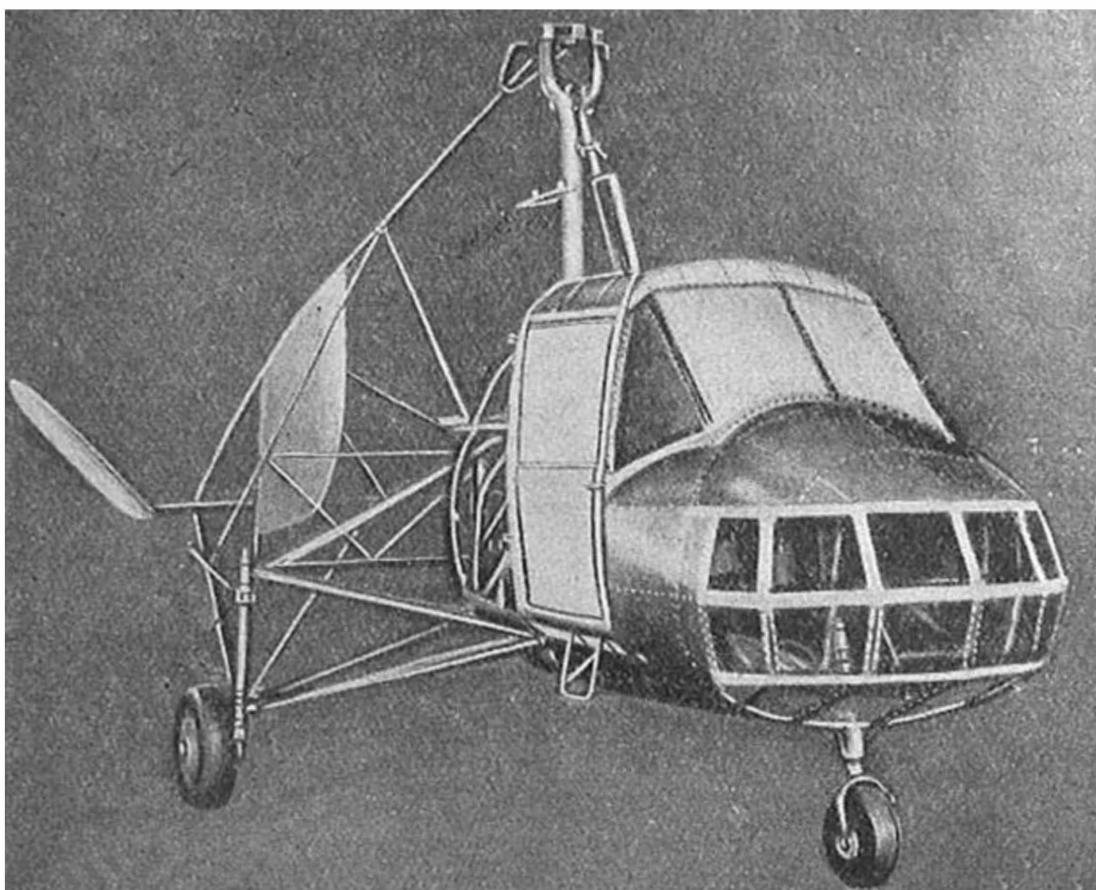
Такие работы велись в СССР и за границей. В частности, французская фирма Лиоре и Оливье на своих серийных автожирах LeO-C-301 (фиг. 69), построенных в 1939 г., установила автодинамическую втулку и механизм для изменения общего шага.

Применением небольшой нагрузки на ометаемую площадь ротора и конструкцией шасси, обеспечивающей достаточно большое вертикальное перемещение колес при посадке (500 мм), было осуществлено требование о возможности вертикальной парашютирующей посадки с остановленным мотором.

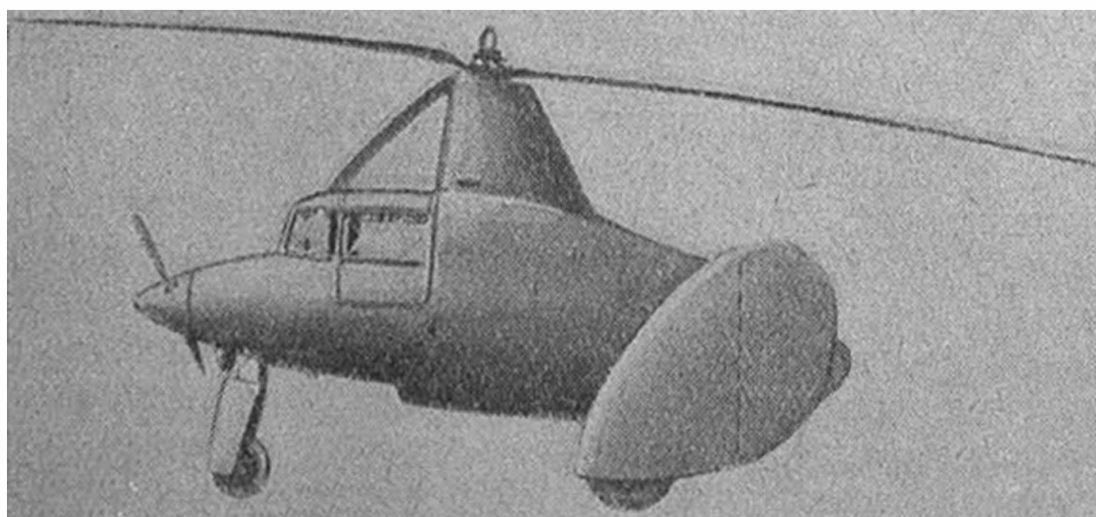
Аппарат имел горизонтальное оперение с поперечными V; на задних кромках концов лопастей были помещены щитки, отогнутые вверх, примененные ранее фирмой Келлет для улучшения устойчивости аппарата (на больших скоростях и при пикировании).

В СССР велись с 1940 г. работы по проектированию и постройке автожира АК с мотором МВ-6 225 л. с. *, взлетающего без разбега, в двух вариантах: как автожира и как геликоптера с аэродинамическим компенсированием реактивного момента струей несущего и тянущего винтов. Аппарат представлял собой гондолу, состоящую из двухместной кабины закрытого типа и задней мотоустановки с толкающим винтом (фиг. 70). Хвостовое оперение, состоявшее из стабилизатора с наклонными двухсторонними шайбами и центрального киля, было укреплено на специальной ферме из труб. К этой же ферме были укреплены и маслянопружинные амортизаторы шасси. Шасси было с носовым колесом. Трехлопастный ротор со свободнонесущими лопастями имел управление автоматом-перекосом, полуавтоматический гидравлический двухшаговый механизм изменения общего шага и поводковую систему автоматического изменения угла установки лопастей при изменении их пространственного поло-

* Автожир АК спроектирован под руководством Н. И. Камова при участии М. Л. Миля, В. А. Кузнецова, Н. Г. Русановича и др.



Фиг. 70. Советский автожир АК конструкции Н. И. Камова, взлетающий без разбега (в процессе сборки).



Фиг. 71. Автожир SE-700, взлетающий без разбега.

жения. Лопасты имели несимметричный эффективный профиль НАСА-23012 с постоянным центром давления. Втулка АК имела гидравлический механизм перевода общего шага, соединенный с общей гидросистемой аппарата.

В 1944 г. появились сообщения о выпуске во Франции фирмой SNCA нового автожира SE-700, взлетающего без разбега (фиг. 71). Его моторная установка расположена позади кабины пилота, а длинный вал проходит через кабину. Шасси трехколесное, переднее колесо убирается в фюзеляж. Боковые колеса расположены в стабилизаторе в местах сопряжения его горизонтальных и наклонных плоскостей (шайб). Закрытая кабина пилота расположена перед кабаном ротора. Очевидно, у винта имеется редуктор, для того чтобы поднять ось тянущего винта.

Ротор трехлопастный, со свободнонесущими лопастями.

На автожире установлен мотор Беарн мощностью 330 л. с. Проектные данные SE-700 следующие:

Максимальная скорость .	. 250 км/час
Минимальная скорость .	40 „

В 1944 г. американская фирма Келлет выпустила автожир YO-60 (фиг. 72), взлетающий без разбега. В отличие от авто-



Фиг. 72. Автожир Келлет YO-60 (США. 1944), взлетающий без разбега и садящийся без пробега.

жиров KD-1 (этой же фирмы — см. стр. 64) с моторами Джекобс 225 л. с. YO-60 имел мотор Джекобс 300 л. с. и полностью удовлетворял требованиям ВВС США, предъявляемым к автожиром:

1. Полезная нагрузка УО-60 увеличена по сравнению с КД-1; УО-60 может поднимать, кроме экипажа, оборудование, необходимое для выполнения военных заданий (фото, радио и др.).

2. Значительные вибрации ручки непосредственного управления и самого аппарата, вызывавшие утомляемость пилота, уменьшены путем перехода к управлению автоматом-переко-сом и установки кабана ротора на мощных резиновых амортизаторах.

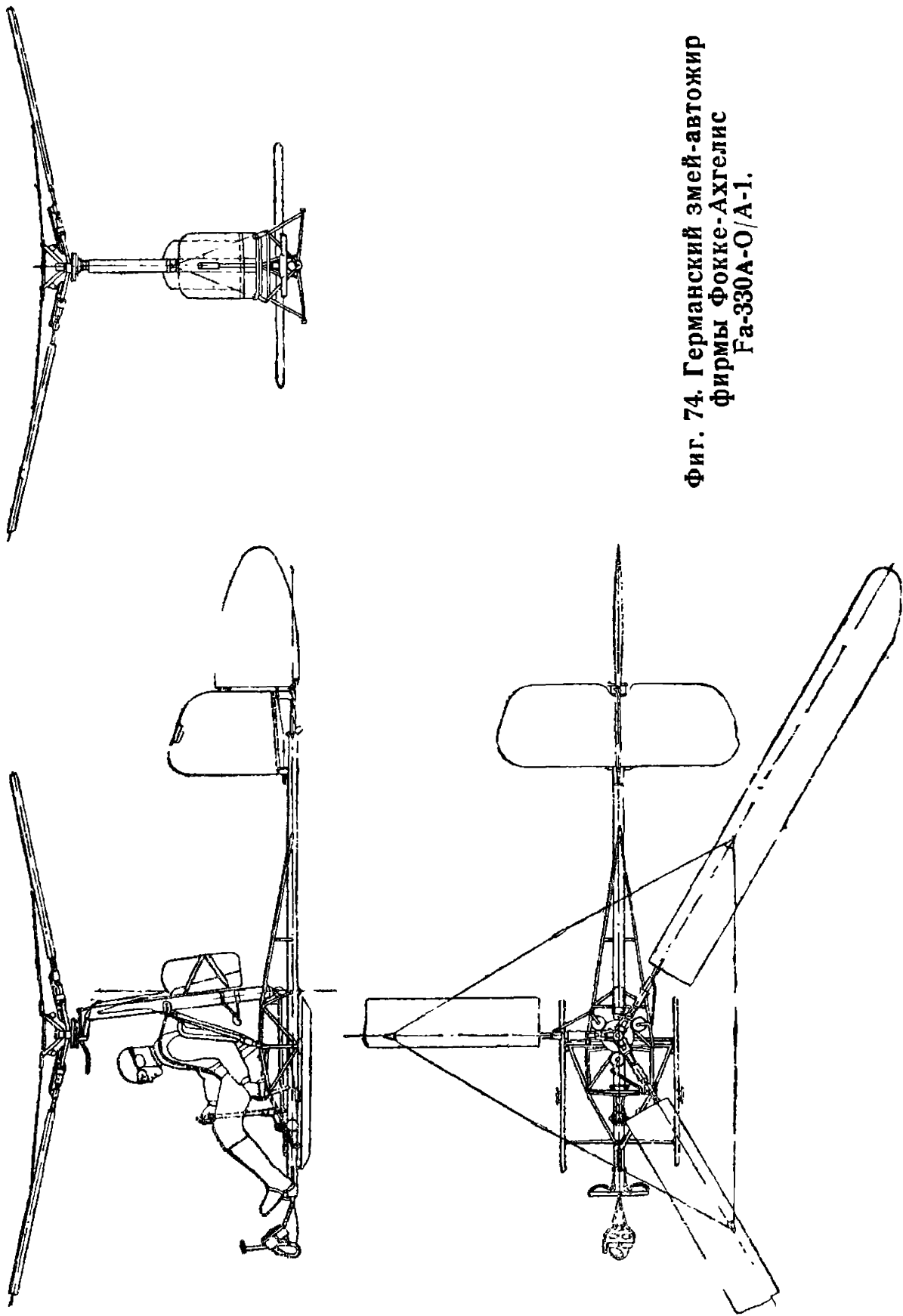
3. Улучшены взлетно-посадочные свойства: взлет происходит без разбега, посадка — без пробега. Вследствие небольшой нагрузки на площадь ометаемого диска ротора и применения вертикальных амортизаторов шасси с большим ходом удовлетворяется требование о возможности посадки с выключенным мотором.

В 1945 г. американская фирма Буль выпустила автожир, взлетающий без разбега. Этот аппарат очень похож на советский автожир АК и имеет толкающий винт. Хвостовое оперение поддерживается двумя продольными балками. Аппарат имеет шасси с носовым колесом. Автожир имеет трехлопастный ротор и циклическое управление (автомат-перекос) (фиг. 73).



Фиг. 73. Автожир Буль, взлетающий без разбега.

За время второй мировой войны в Германии также проводились работы по конструированию, испытанию и применению привязного змей-автожира. Немецкий змей-автожир Fa-330A-O/A-1 (фиг. 74) был спроектирован и построен для разведки и определения безопасности пути подводной лодки или корабля. Fa-330 имел трехлопастный ротор и легкую раму (салазки), на которой были смонтированы кабан ротора, сиденье и приборная доска. Змей-автожир применялся в тех случаях, когда невозможно было применить летательный аппарат с мотором. В под-



Фиг. 74. Германский змей-автожир
фирмы Фокке-Ахгелис
Fa-330A-O/A-1.

водной лодке он хранился в двух контейнерах и мог быть собран за 7 мин. Его основные данные:

Длина	4,47 м.
Высота	1,67 „
Диаметр ротора	7,3 „
Вес пустого аппарата на салазках	75 кг
на колесах	90 „
Нагрузка: а) летчик в специальной одежде и со спасательным поясом	90 „
б) парашют	10 „
Полетный вес: на салазках	175 „
на колесах	190 „

Летные характеристики змея-автожира:

Диапазон скоростей (путевая скорость плюс ветер)	. 35—80 км/час		
При длине буксировочного троса 300 м получается при полете на скоростях:	35 км/час	50 км/час	80 км/час
максимальная высота	100 м	200 м	220 м
обзор (приблизительно)	35 км	50 км	53 км
время спуска	4 мин.		

Перед взлетом змея-автожира его ротор раскручивался от постороннего двигателя, затем подводной лодке давали полный ход и змей-автожир взлетал на привязи.



Фиг. 75. Американский грузовой авторотирующий планер фирмы Дженерал-Электрик.

Повидимому, за границей продолжают еще вести работы с автожирами, находя для них те области применения, в которых автожиры могут конкурировать с вертолетами.

В 1947 г. были опубликованы сведения о грузовом авторотирующем планере американской фирмы Дженерал Электрик (фиг. 75). Планер предназначен для перевозки небольших грузов с посадкой на ограниченные площадки. По сведениям вес конструкции планера-автожира составляет всего $\frac{1}{3}$ от веса конструкции обычного планера.



ГЛАВА III

РАЗВИТИЕ ГЕЛИКОПТЕРОВ И ОСНОВНЫЕ ИХ ТИПЫ

Современное состояние геликоптеростроения

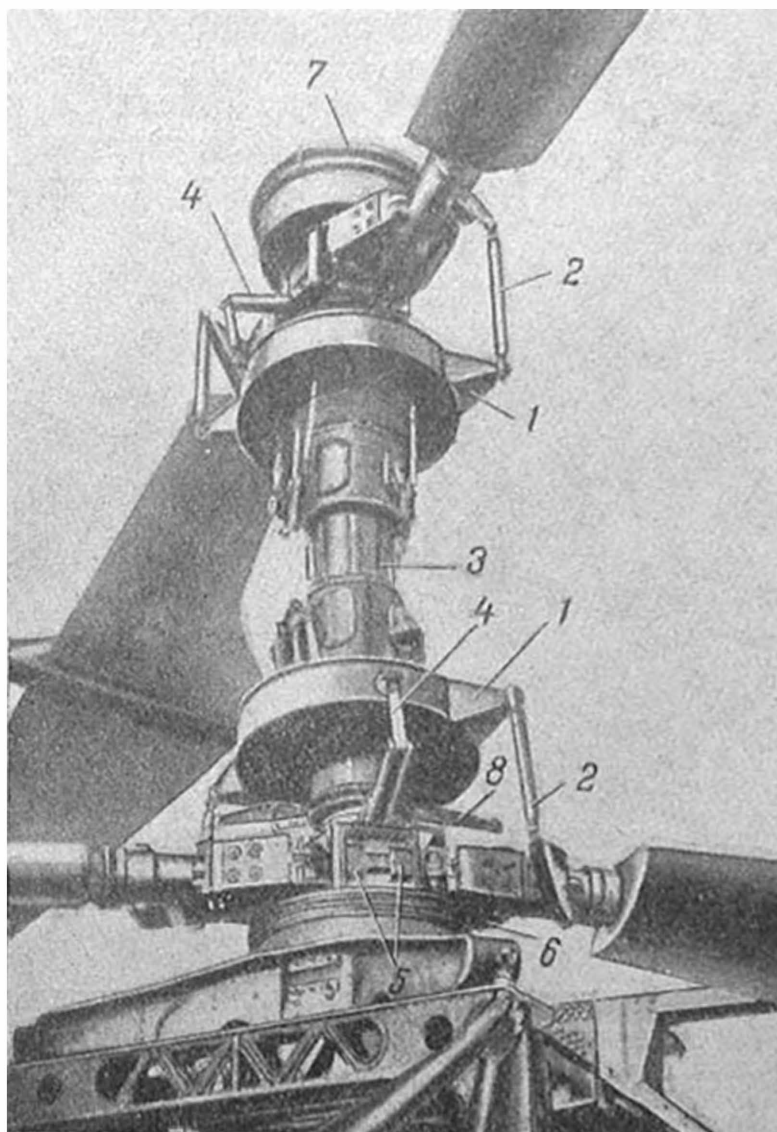
Работы над автожирами, взлетающими без разбега, оказали влияние на конструктивные формы геликоптеров.



Фиг. 76. Жироплан Бреге-Доран с шарнирными плоскими лопастями и втулкой с поводковым механизмом.

Таким геликоптером, в котором был учтен опыт автожиростроения, был французский соосный геликоптер Бреге-Доран, построенный в 1935 г. (фиг. 76) и названный авторами «жиро-

планом». Этот аппарат совершал многочисленные полеты с большим диапазоном скоростей, делал различные маневры и показал по отзывам иностранной печати удовлетворительную устойчивость. На этом геликоптере была применена шарнир-

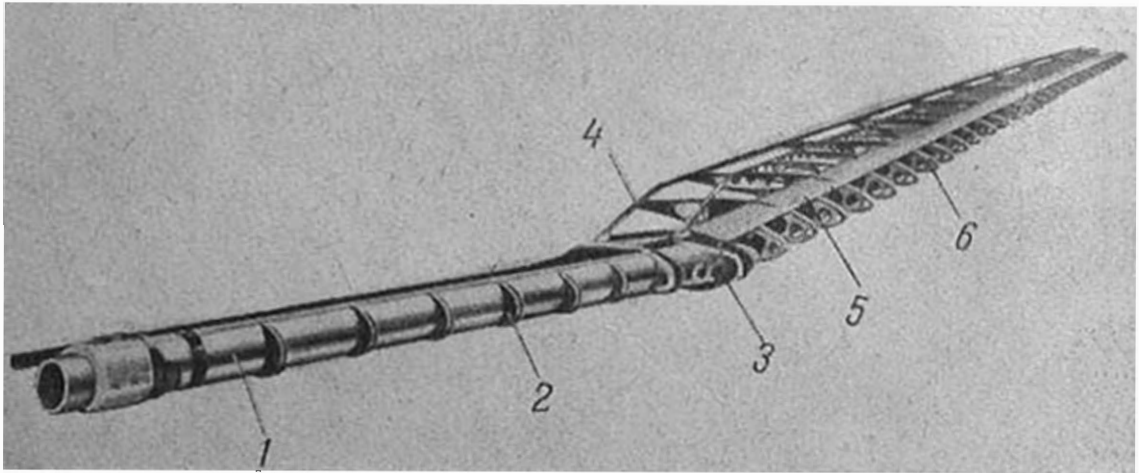


Фиг. 77. Центральная часть несущей системы жироплана Бреге-Доран.

1—диски автоматов-перекосов; *2*—поводки; *3*—шлицы механизма для изменения общего шага; *4*—поводок, препятствующий повороту дисков автомата-перекоса; *5*—горизонтальные шарниры; *6*—вертикальные шарниры; *7*—кожух шестерен для раздачи мощности винтам; *8*—верхний ограничитель.

ная втулка с разнесенными осями горизонтальных шарниров, управление автоматами-перекосами, впервые была применена поводковая система автоматического изменения углов установки лопастей в зависимости от их пространственного положения (фиг. 77). Лопасты жироплана были плоские (незакрученные) автожирного типа. Очевидно, для повышения прочности

на вибрацию на каждой лопасти был сделан второй дополнительный горизонтальный шарнир (фиг. 78). Несмотря на то что в двухвинтовом соосном вертолете механизмы, автоматизирующие движение лопастей, осуществить гораздо труднее, чем в одновинтовом аппарате, конструкция поводкового механизма на вертолете Бреге-Доран была значительно лучше, чем на вертолете Хафнера. Его тяги в отличие от тяг в механизме Хафнера не работали на изгиб и не имели шаровых опор. Внешние диски автомата-перекоса, работающие на изгиб, сделаны в виде клепаных коробок большой жесткости. Поэто-



Фиг. 78. Лопасть жироплана Бреге-Доран.

1—лонжерон; 2—носки нервюр корневой части; 3—второй горизонтальный шарнир; 4—хвостовой стрингер; 5—клепаный лонжерон внешней части; 6—нервюры рабочей части лопасти.

му механизмы в жироплане Бреге имели значительно меньшие деформации и «мертвый ход» в органах управления, чем механизмы в системе Хафнера.

Это, безусловно, повлияло на повышение устойчивости аппарата. В то же время в механизмах Бреге-Доран имелись все элементы, какие имеются и в поводковом механизме Хафнера: горизонтальные и вертикальные шарниры, вертикальные поводки, горизонтальные рычаги на лопастях и механизмы перевода общего шага.

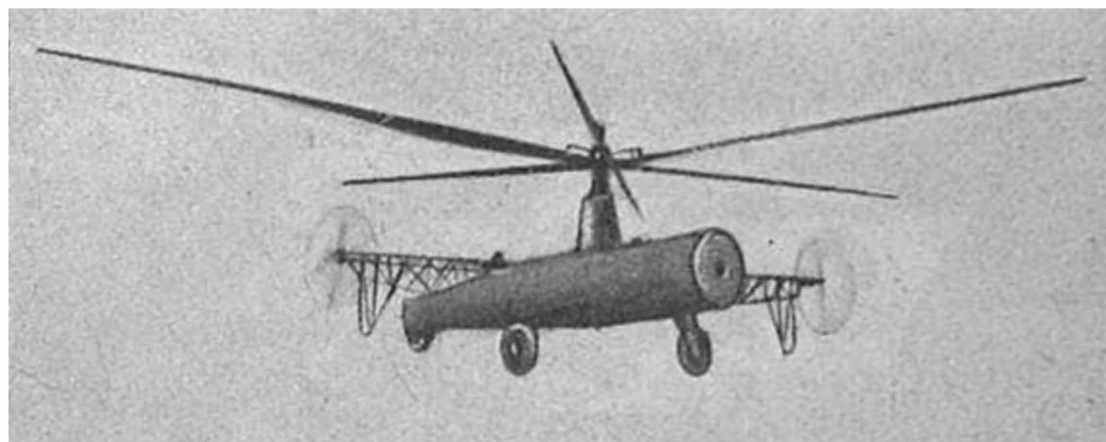
Жироплан Бреге-Доран имел широко разнесенное шасси с носовым колесом и мощное оперение. Помимо киля и руля направления, жироплан имел наклонные концы стабилизатора и дополнительно две двухсторонние шайбы. Таким образом на этом вертолете было решено два вопроса:

а) увеличения динамической устойчивости аппарата в результате применения поводкового механизма;

б) увеличения статической устойчивости, обеспечиваемой благодаря мощным горизонтальному и вертикальному оперениям.

Благодаря этому летные качества жироплана Бреге-Доран оказались выше, чем у ранее построенных вертолетов.

Жироплан Бреге-Доран был построен и оборудован как летающая лаборатория и на нем были проведены многочисленные исследовательские работы. Этот вертолет имел мотор Испано-Сюиза 350 л. с. и винты диаметром 16 м; полетный вес достигал 2100 кг. При испытаниях была достигнута максимальная скорость горизонтального полета 99 км/час и продолжительность полета 1 час 02 мин. 50 сек. Несмотря на такие многообещающие данные, жироплан Бреге-Доран не был доведен



Фиг. 79. Вертолет ЦАГИ 11-ЭА (второй вариант), построенный в 1936 г., конструкции И. П. Братухина, на котором был применен поводковый механизм, значительно повысивший (по сравнению с вертолетом 5-ЭА) устойчивость аппарата на режимах нулевых и малых поступательных скоростей.

до серийного производства. Это можно объяснить тем, что устойчивость и управляемость этого вертолета все же не были достаточными.

В то же время в СССР поводковый механизм для изменения углов установки лопастей в зависимости от их пространственного положения был применен в 1936 г. на одновинтовом вертолете ЦАГИ 11-ЭА конструкции И. П. Братухина. Вторым вариантом этого аппарата с четырьмя рулевыми винтами совершил многочисленные полеты на небольшой высоте и показал хорошую устойчивость на режимах «висения» и в поступательном полете с небольшими скоростями. Этот аппарат (фиг. 79) с одним шестилопастным винтом, аналогично несущему винту вертолета ЦАГИ 5-ЭА, имел три лопасти большого диаметра с шарнирным креплением и поводковым механизмом своеобразной конструкции и три лопасти меньшего диаметра с жесткой заделкой и управлением от автомата перекоса.

В 1937 г. фирма Фокке-Вульф выпустила двухвинтовой вертолет FW-61 с винтами, расположенными по обеим сторонам фюзеляжа (фиг. 80). Полетные испытания FW-61 начались

с его испытаний как автожира. Для этого винтомоторная группа была запроектирована такой же, как у автожира, т. е. обычного самолетного типа, а отвод мощности на несущие винты был сделан от хвостовика мотора.

После того как был освоен устойчивый полет аппарата как автожира, приступили к его испытаниям как геликоптера. При этом тянущий винт был заменен вентилятором для охлаждения мотора.



Фиг. 80. Геликоптер Фокке-Вульф FW-61.

Втулки винтов геликоптера Фокке-Вульф FW-61 шарнирно-го типа (фиг. 81) имели разнесенные горизонтальные шарниры, вертикальные шарниры с фрикционными демпферами и амортизирующие упоры, ограничивающие отклонения лопастей в плоскости вращения.

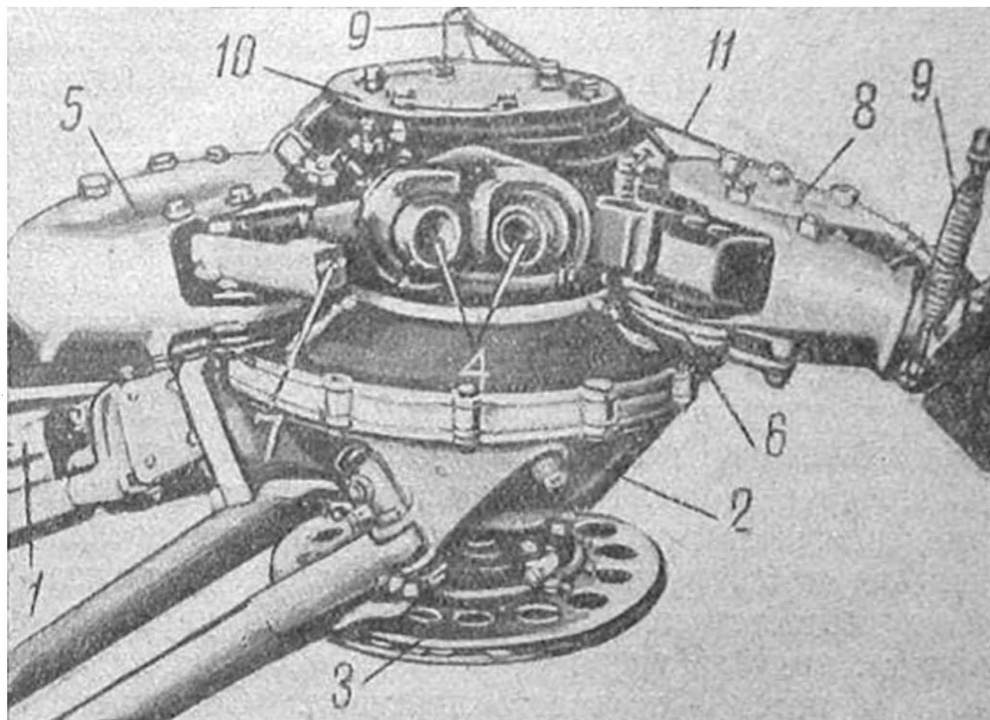
Под втулками были расположены картеры верхних передач. Под картером размещались два ролика: управления общим шагом и автомата-перекоса (работавшего только в продольном направлении). Несущие винты были трехлопастные со свободонесущими трапецевидными лопастями.

Наконечники вилки лопастей имели осевой шарнир для изменения угла установки. Специальные пружины оттягивали лопасть на минимальный угол, соответствующий режиму авто-ротации. На геликоптере FW-61 было применено приспособление, автоматически изменявшее угол установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения. На каждой лопасти, примерно на расстоянии $\frac{1}{3}$ ее длины от втулки, сверху были поставлены рычаги, связанные между собой тросами. Этим осуществлялась связь между маховым движением лопасти, отклонением лопасти от радиального положения (в плоскости вра-

щения) и углом ее установки, а также демпфирование движения лопасти в плоскости вращения.

Геликоптер FW-61 имел мощное вертикальное оперение и высокоподнятое горизонтальное оперение.

25 октября 1937 г. был совершен перелет на расстояние 108 км, а 26 июня 1938 г. аппарат пролетел без посадки 230 км.



Фиг. 81. Шарнирная втулка несущего винта геликоптера Фокке-Вульф FW-61 с механизмом для изменения общего шага, управлением автомат-перекосом в продольном направлении и приспособлением для изменения угла установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения.

1—вал трансмиссии; 2—картер верхней передачи; 3—ролик управления общего шага; 4—горизонтальный шарнир; 5—вертикальный шарнир; 6—фрикционный демпфер; 7—горизонтальный упор; 8—ухо лопасти; 9—пружина, переводящая лопасть на малый шаг и выбирающая люфты; 10—верхняя крышка корпуса втулки; 11—соединительный трос приспособления для изменения углов установки при отклонении лопасти от среднего положения и демпфирования лопастей в плоскости вращения.

Максимально достигнутая высота была 2439 м, максимальная скорость 122,5 км/час. При полетном весе 1100 кг диаметр винтов был 7 м, что давало нагрузку на площадь ометаемого диска 14,3 кг/м².

В СССР велись работы по исследованию двухвинтовой двухмоторной схемы И. П. Братухина (см. стр. 140).

Исследовательские работы велись в Англии фирмами Вейр (над двухвинтовой поперечной схемой), Сиерва и др. В Гер-

мании фирма Фокке-Ахгелис продолжала работы над развитием двухвинтовой схемы и построила во время войны серийный геликоптер Fa-223 с мотором Брамo «Фафнир» 1000 л. с. и полетным весом от 3690 до 4300 кг*. Во Франции фирма Бреге-Доран усовершенствовала двухвинтовую соосную схему. Фирма SNCА также вела работы в области геликоптеров.

Одновинтовые геликоптеры

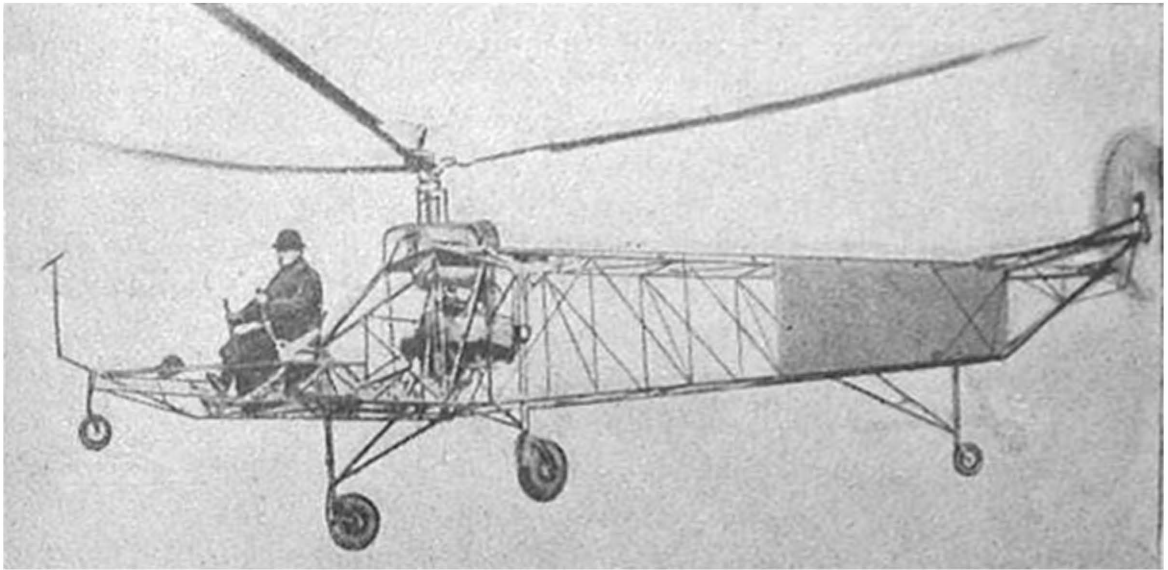
В 1938 г. над проблемой одновинтового геликоптера в США начал работать И. Сикорский. Как известно, он, будучи студентом Киевского политехнического института, в 1909 и 1910 гг. построил свои первые двухвинтовые соосные геликоптеры. Неудивительно, что постройка геликоптеров в то время не завершилась каким-либо успехом.

В 1939 г. Сикорский выпустил свой первый одновинтовой геликоптер VS-300 с мотором Франклин 100 л. с., построенный по схеме Б. Н. Юрьева и имеющий три рулевых винта. Трехлопастный несущий винт с шарнирной подвеской лопастей был неуправляемый, рулевые винты приводились в движение ременной передачей (фиг. 82). Моменты управления получались при изменении шага рулевых винтов. Сикорский последовательно уменьшал число рулевых винтов сначала до двух, а затем до одного, соответственно вводя и усложняя управление несущим винтом: сначала введя автомат-перекос в поперечном направлении, а потом — кругового действия. Совершенствуя постепенно механизмы управления несущим винтом, управляемость и устойчивость, Сикорский в 1942 г. построил модель XR-4 с мотором Уорнер «Супер Скереб» 175 л. с., серийные сухопутные модификации R-4, R-4В и морскую HNS-1 на баллонах из прорезиненной ткани (фиг. 83).

На геликоптере XR-4 в 1942 г. был совершен большой перелет на 1220 км, который показал полную возможность эксплуатации геликоптеров.

Аппараты типа R-4 имеют трехлопастные несущие винты с плоскими (незакрученными) лопастями автожирного типа, втулки с разнесенными осями горизонтальных шарниров, механизм изменения общего шага и автомат-перекос кругового действия. Уравновешивание реактивного момента несущего винта и управление поворотами осуществляется хвостовым винтом с управляемым углом установки лопастей от педалей пилота. Шарнирная подвеска лопастей содержит горизонтальные и вертикальные шарниры. Изогнутые рычаги на лопастях соединены вертикальными поводками с верхними качалками, на которые в свою очередь воздействуют тяги вращающейся трехрогой звездочки автомата-перекоса. Нижний качающийся двурогий диск соединен тягами продольного и поперечного

* Полетный вес при испытаниях у земли доходил до 5000 кг.



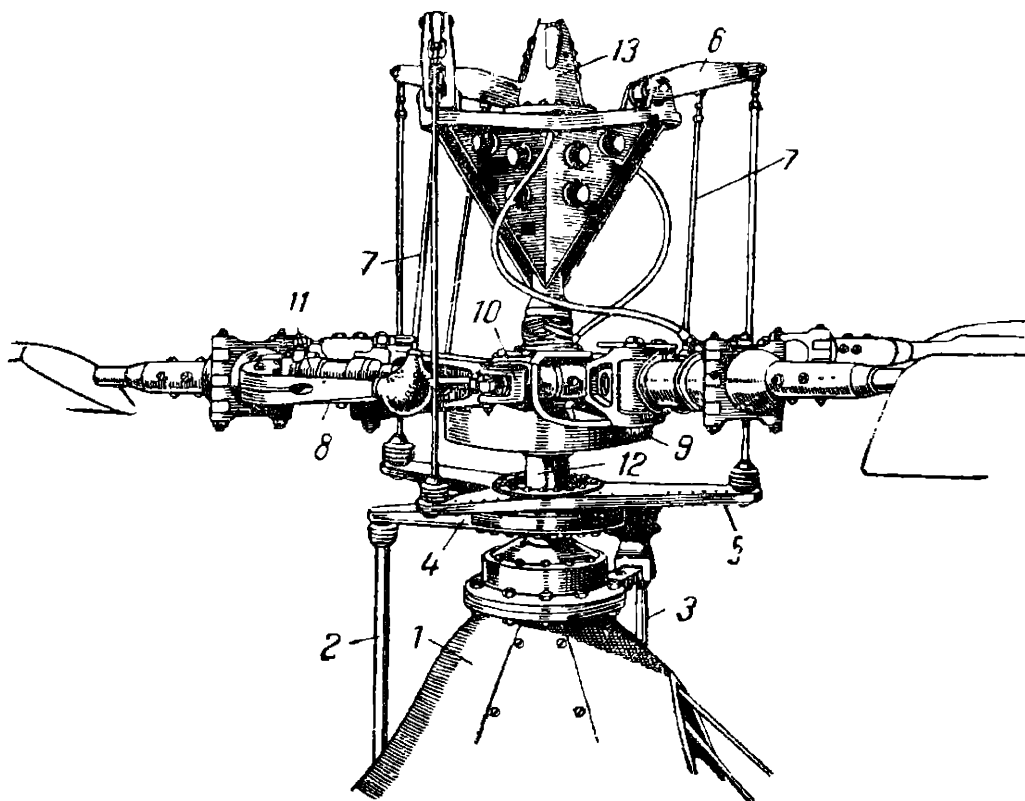
Фиг. 82. Опытный вертолет Сикорского * VS-300 с тремя рулевыми винтами, шарнирно сочлененным ротором и механизмом изменения общего шага.



Фиг. 83. Двухместный вертолет Сикорского HNS-1 с мотором Уорнер „Супер Скерб“ 175 л. с., строящийся серийно для армии и флота США.

управления с ручкой пилота (фиг. 84). Втулка и ее механизмы не закопотированы и легко доступны для осмотра.

Отсутствие на геликоптере Сикорского механизмов, автоматически меняющих угол установки лопастей в зависимости от их пространственного положения, помимо очевидного ухудшения устойчивости аппарата, вызвало появление еще одного



Фиг. 84. Центральная часть несущего винта одновинтового серийного геликоптера Сикорского.

1—обтекатель кэбана; 2—тяга продольного управления к автомату-перекоосу; 3—тяга поперечного управления; 4—двурогий невращающийся диск автомата-перекоосу; 5—вращающаяся трехрогая звездочка автомата-перекоосу; 6—промежуточная качалка; 7—тяги перевода угла установки лопастей; 8—поводок лопасти; 9—вертикальный шарнир; 10—горизонтальный шарнир; 11—заделка лопасти, обеспечивающая поворот лопасти относительно оси лонжерона; 12—вал винта; 13—масляный бачок для смазывания подвижных соединений втулки, расположенный на стержне перевода общего шага.

недостатка. Действительно, такой механизм является как бы *автоматом оборотов* несущего винта. При снижении оборотов (например при уменьшении мощности, поступающей на винт) величина центробежной силы уменьшается и лопасти под действием подъемных сил приподнимаются вверх, увеличивая угол конусности винта. Это в свою очередь приводит к автоматическому уменьшению углов установки лопастей, вызывающему замедление падения оборотов. Прекращение подачи мощности на винт при правильном подборе параметров поводковой втул-

ки должно так замедлить темп падения оборотов винта, чтобы пилот имел время перевести общий шаг на режим авторотации и осуществить безопасный планирующий спуск на этом режиме.

То обстоятельство, что на серийном геликоптере Сикорского R-4В не были предусмотрены механизмы, автоматически изменяющие углы установки лопасти при изменении ее пространственного положения, сильно снизило безопасность полета на нем. Полет при числе оборотов несущего винта ниже 200 об/мин становится крайне рискованным, так как лопасти могут «заброситься» вверх и оторваться. Как указано в специальном предостережении, при падении оборотов ниже допустимого предела даже включение полной мощности мотора не сможет предотвратить катастрофы.

С нашей точки зрения отсутствие механизмов, автоматически меняющих угол установки лопасти в зависимости от ее пространственного положения, или механизмов автоматической стабилизации, как мы предлагаем их называть, значительно ухудшает эксплуатационные качества геликоптера.

Указывается, что устойчивость геликоптеров R-4В маятникообразна; поэтому рекомендуется в полете делать весьма умеренные движения ручки управления. Геликоптер очень чувствителен к управлению, в особенности в поперечном направлении. Поэтому летчик должен парировать возникающие колебания очень плавными и небольшими отклонениями ручки, чтобы не раскачать аппарат¹.

На геликоптере Сикорского мотор укреплен позади кабины. На маховике, укрепленном на носке мотора, установлены лопасти вентилятора для охлаждения цилиндров. Центральный редуктор имеет также максимальную муфту.

Геликоптер имеет приспособления, выключающие привод к несущему винту при поломке рулевого винта (фиг. 85).

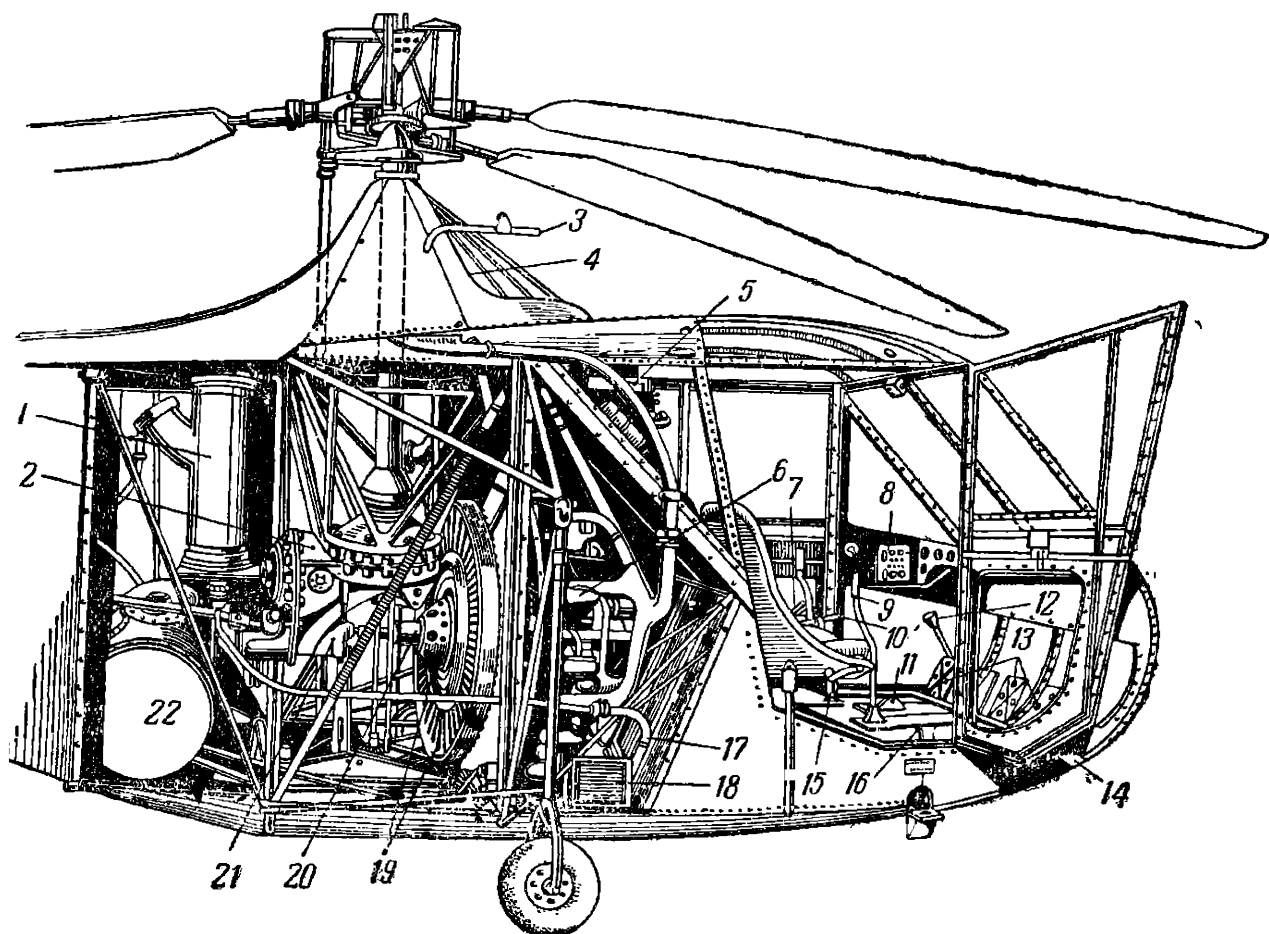
Существенным недостатком геликоптеров типа R-4 является невозможность совершения вертикальных посадок на режиме авторотации с выключенным мотором. По имеющимся сведениям фирма Сикорского принимала меры для решения этой задачи.

В последующие годы фирмой Сикорского были выпущены два типа геликоптеров: трехместный геликоптер R-5 с мотором Пратт-Уитни 450 л. с. (фиг. 86) и двухместный геликоптер R-6 с мотором Франклин 245 л. с. (фиг. 87). Эти моторы были специально сконструированы для установки на геликоптерах.

Применение плоских шарнирно закрепленных лопастей, несомненно, облегчило проблему создания геликоптера.

¹ На германских геликоптерах Фокке-Ахгелис FA-223 и Флеттнера FI-282 в систему управления введены инерционные демпферы, препятствующие резким отклонениям ручки управления. Демпферы были установлены для того, чтобы уменьшить неустойчивость этих геликоптеров.

Строительство вертолетов вызвало в СССР и за границей появление моторов, приспособленных специально для установки на вертолетах. На фиг. 88 показан шестицилиндровый мотор воздушного охлаждения Франклин 245 л. с., спроектированный



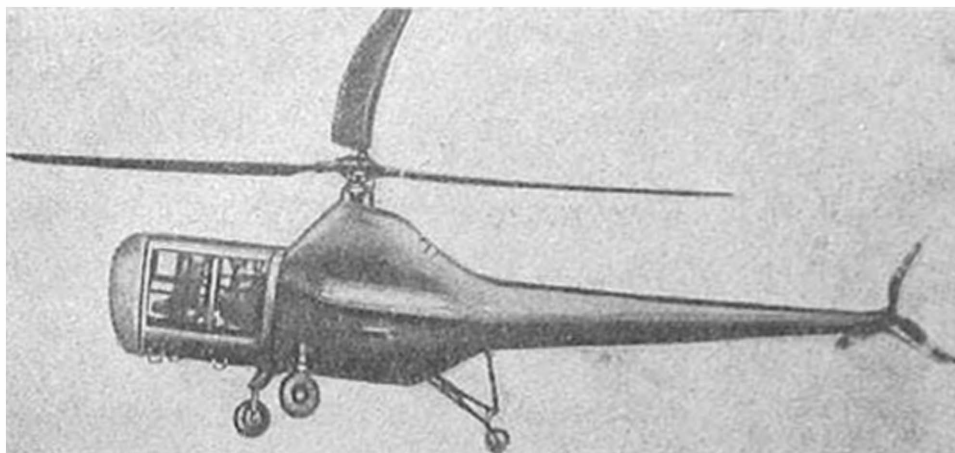
Фиг. 85. Схема расположения основных агрегатов вертолета Сикорского YR-4.

1—маслобак; 2—центральный редуктор; 3—трубка Пито; 4—отверстие для забора охлаждающего воздуха; 5—радиостанция; 6—мотор Уорнер „Супер-Скереб“; 7—ручка включения муфты; 8—электропитание и приборная доска; 9—ручка управления; 10—ручка управления общего шага и дросселя мотора; 11—управление мотором; 12—рычаг тормозов колес; 13—педали управления шагом хвостового винта; 14—отверстие для вентиляции кабины; 15—ручка регулирования сиденья; 16—пол из перспекса; 17—противопожарная и звукоизолирующая переборка; 18—воздушный фильтр и всасывающий патрубок карбюратора; 19—вентилятор для охлаждения мотора и однодисковая муфта сцепления; 20—муфта свободного хода; 21—тормоз несущего винта; 22—бак для горючего.

для установки в вертикальном положении (носком вверх) и имеющий специальный вентилятор.

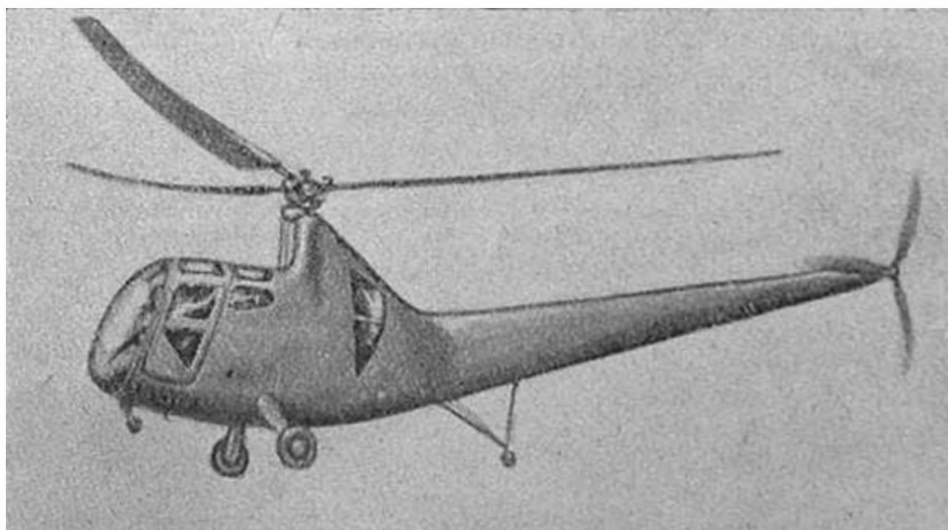
Точно так же появились специальные шарико- и роликоподшипники больших диаметров с шариками и роликами меньшего, чем обычно, диаметра и легкими обоймами, сочетающие в себе большие габариты и малый вес. Появились также спе-

циальные аэронавигационные приборы, например, указатель скорости с диапазоном скоростей от 0 до 200 км/час. Некоторые заводы приступили к выпуску шасси с большим ходом амортизации. Трубопрокатные заводы начали выпускать конические трубы с переменной толщиной стенки круглого и эллип-



Фиг. 86. Серийный геликоптер Сикорского R-5 с мотором Прагг-Уитни 450 л. с.

тического сечений, со специальными наконечниками для лонжеронов лопастей несущих винтов.

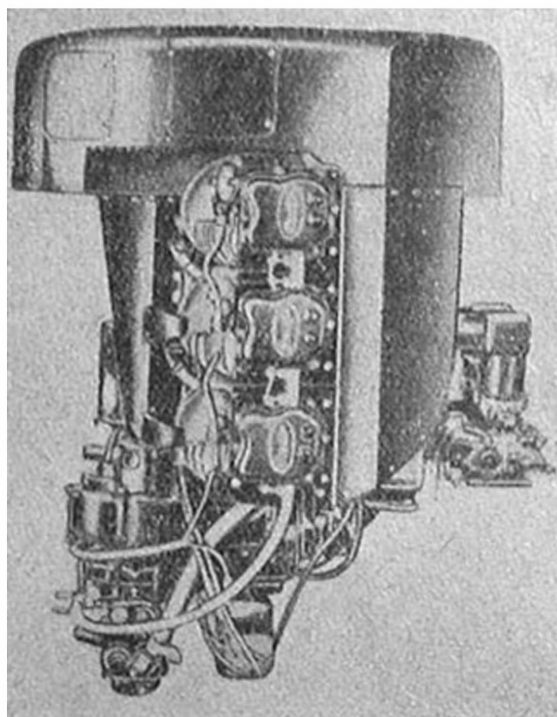


Фиг. 87. Серийный геликоптер Сикорского R-6 с мотором Франклин мощностью 245 л. с.

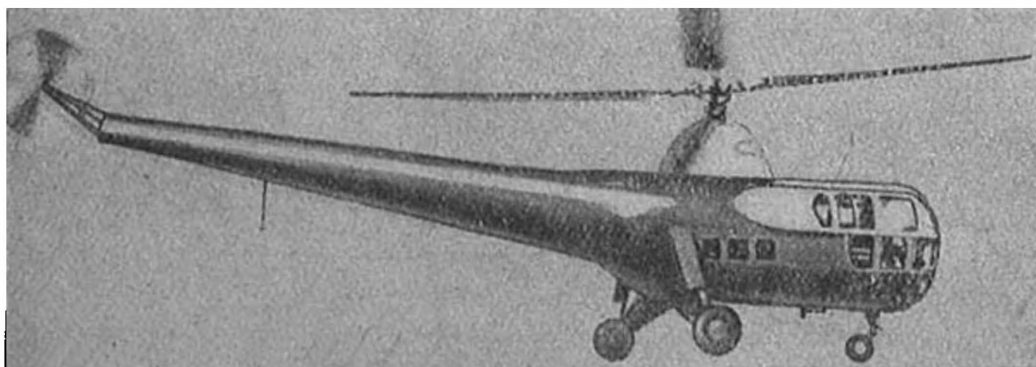
В 1945 г. был построен четырехместный пассажирский геликоптер Сикорского S-51 (фиг. 89).

Этот геликоптер по внешнему виду очень похож на геликоптер R-5. В отличие от R-5 его кабина представляет собой пассажирский лимузин на четыре человека. Пилот помещается спереди, три пассажира сзади. На S-51 также установлен

мотор Пратт-Уитни 450 л. с. Несущий винт диаметром 14,65 м имеет три лопасти и управление автоматом-перекосом и об-



Фиг. 88. Шестицилиндровый мотор Франклин 245 л. с. с горизонтальным расположением цилиндров, спроектированный специально для установки на геликоптерах и снабженный вентилятором и кожухами для направления воздуха.



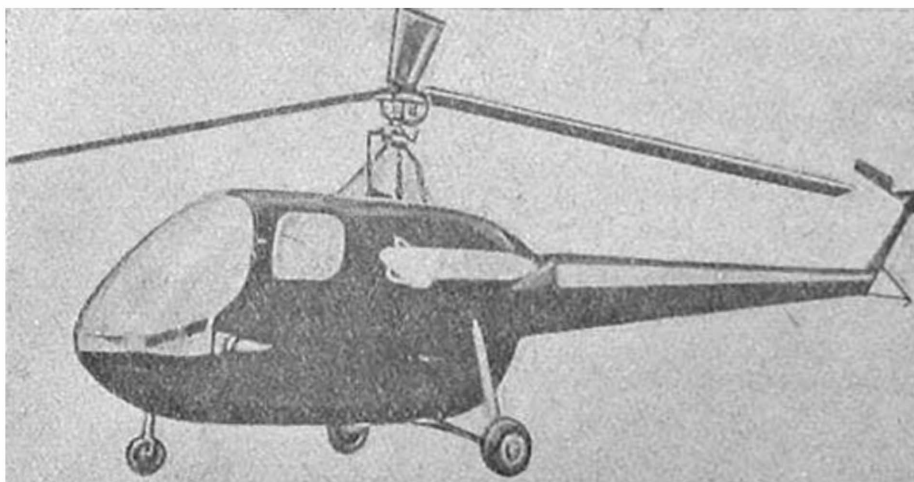
Фиг. 89. Пассажирский четырехместный одновинтовой геликоптер Сикорского S-51 с мотором Пратт-Уитни 450 л. с.

щим шагом. Повороты совершаются изменением шага лопастей хвостового винта. Полетный вес геликоптера 2220 кг, вес пустого — 1690 кг, полная нагрузка 570 кг, т. е. 25,5%, при этом полная нагрузка состоит из четырех человек — 320 кг и горючего — 250 кг.

Основные летные данные вертолета S-51:

Максимальная скорость (на высоте 0—700 м)	165 км/час
Статический потолок	1060 м
Динамический потолок (рабочий) .	4330 "
Дальность на крейсерской скорости	390 км
Нагрузка на площадь ометаемого диска	13,2 кг/м ²
Нагрузка на мощность	4,94 кг/л. с.

В 1947 г. был построен двухместный одновинтовой вертолет Сикорского S-52 (фиг. 90) с мотором Франклин 160 л. с. Пилот и пассажир располагаются рядом; управление двойное.



Фиг. 90. Двухместный вертолет Сикорского S-52 с мотором Франклин 160 л. с.

Основные данные вертолета S-52:

Диаметр винта	9,76 м
Полетный вес	795 кг
Вес пустого	500 "
Полная нагрузка	295 кг или 37,1%
В том числе:	
два человека	160 кг
горючее	135 "
Нагрузка на площадь ометаемого диска	10,6 кг/м ²
Нагрузка на мощность	4,74 кг/л. с.
Максимальная скорость	168 км/час
Статический потолок	около 2000 м
Дальность на крейсерской скорости	500 км

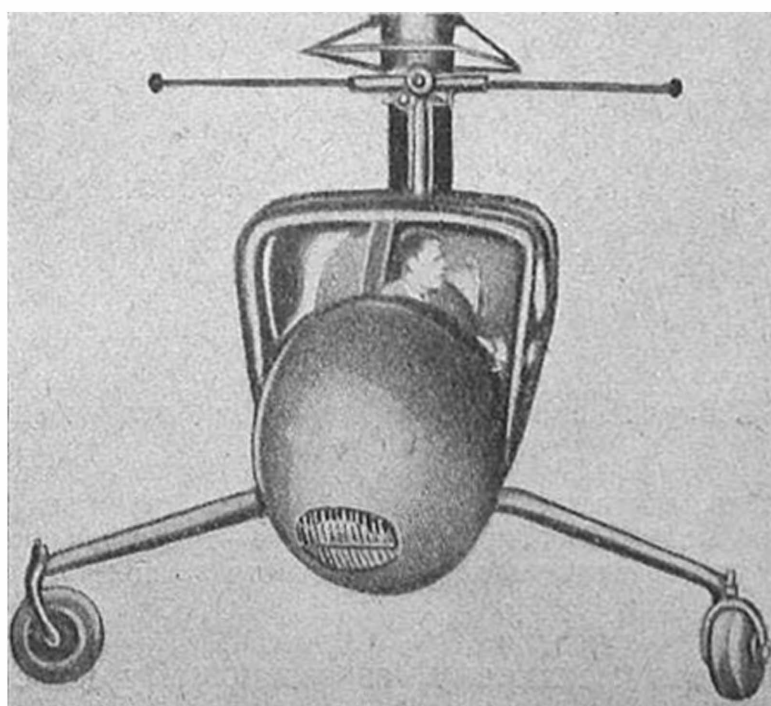
В 1944 г. в США был построен одноместный вертолет конструкции Ф. Пясецкого под маркой PV-2. Этот вертолет (фиг. 91) был построен как аппарат личного пользования. Его

полетный вес составлял 450 кг; мощность мотора Франклин 90 л. с. Трехлопастный ротор имел складывающиеся назад лопасти для удобного хранения аппарата, несущий винт имел центральный дисковой обтекатель, назначение которого заключалось в том, чтобы устранять обратное перетекание воздуха снизу вверх через центральную часть ометаемой винтом площади и тем самым устранять потери, обычно имеющиеся у несущих винтов. В дальнейшем такие диски не применялись ввиду малой их эффективности.



Фиг. 91. Геликоптер Ф. Пясецкого PV-2 с мотором Франклин 90 л. с., полетный вес 450 кг.

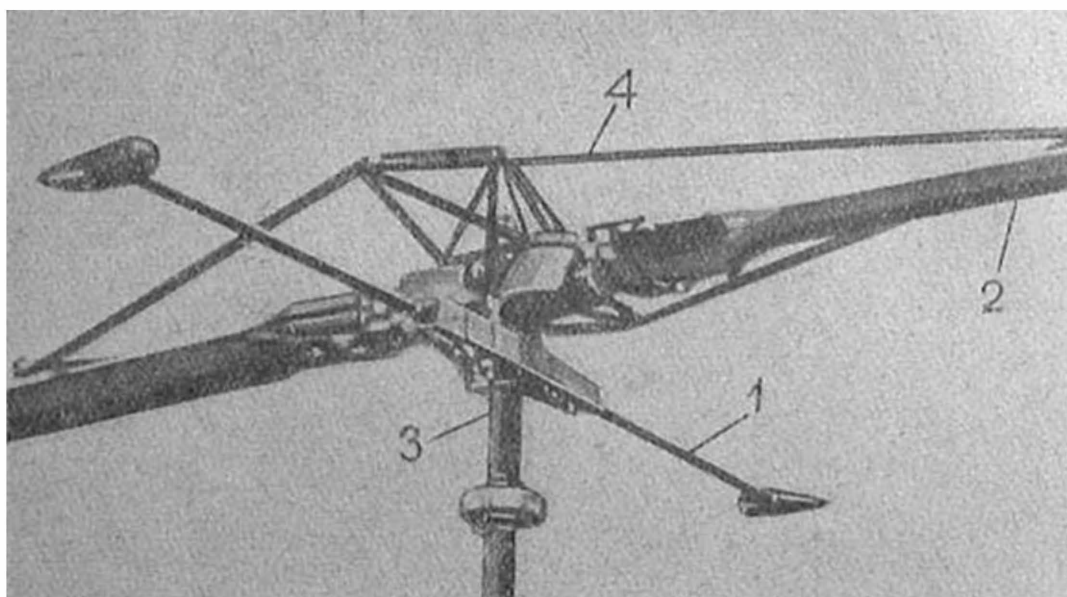
На геликоптере Янг-Белл (фиг. 92) была разработана оригинальная система стабилизации несущих винтов. В то время как существующие ранее системы стабилизации винтов (обычная шарнирная подвеска, поводковая система, автодинамическая система, продольная колебательная система) стабилизировали аппараты относительно оси винта, механизм Янга стабилизирует аппарат относительно плоскости искусственного горизонта. Этот механизм включает штангу искусственного горизонта длиной 1,5 м с грузами на концах, укрепленную шарнирно на валу несущего винта. Штанга располагается под винтом перпендикулярно продольной оси лопастей и вращается вместе с винтом. Двухлопастный ротор закреплен шарнирно на валу. Кроме этого, каждая лопасть (цельнодеревянной конструкции) может менять углы установки от автомата-перекоса. Штанга искусственного горизонта связана специальными тягами и поводками с рычагами, управляющими изменением углов установки лопастей.



Фиг. 92. Двухместный геликоптер Янг-Белл с двухлопастным несущим винтом жесткого типа и механизмом стабилизации относительно условной плоскости искусственного горизонта.

Следует обратить внимание на ориентирующиеся вилки колес, устраняющие боковые силы на шасси при посадках со скольжениями, столь частыми у винтовых аппаратов. Также представляют интерес вынесенные вперед свобод-
нонесущие ноги шасси, дающие возможность осуществить значительное почти строго вертикальное перемещение колес, необходимое для смягчения ударов при вертикаль-
ных посадках.

Корпус втулки несущего винта устроен так, что лопасти могут поворачиваться относительно своих продольных осей; в то же время обе лопасти имеют одну продольную геометрическую ось. Конструкция втулки несущего винта обеспечивает обеим лопастям возможность совершать под влиянием разности подъемных сил колебательные движения относительно их общей поперечной оси. При случайном отклонении плоскости вращения винта от первоначального положения штанга искусственного горизонта, сохраняя свою прежнюю плоскость вра-



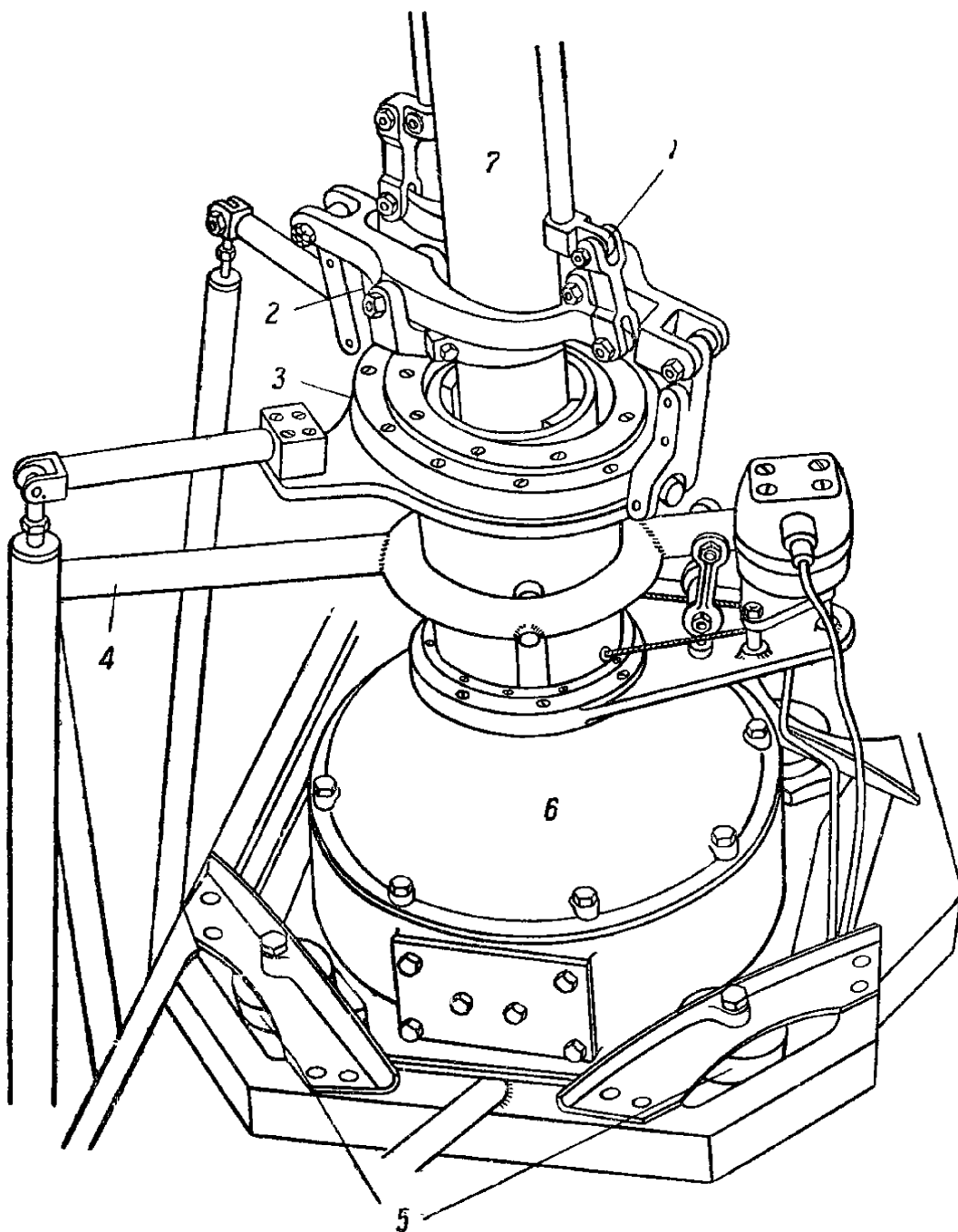
Фиг. 93. Втулка винта вертолета Янг-Белл и механизм стабилизации винта.

1—штанга искусственного горизонта с грузами на концах; 2—лопасть винта; 3—тяги управления; 4—трубчатая ферма для разгрузки лопастей в плоскости вращения.

щения, благодаря механизму, связывающему ее с лопастями (фиг. 93 и 94), вызывает необходимые изменения углов установки лопастей и возвращает плоскость вращения винта (и, следовательно, весь вертолет) в прежнее положение.

Отрицательным свойством системы стабилизации Янга следует признать ее большую инертность, что должно вызывать некоторое ухудшение управляемости аппарата. Управляется вертолет Янг-Белл с помощью автомата-перекоса; имеется также управление общим шагом. В 1947 г. появились пассажирские вертолеты фирмы Белл Mod-42 и Mod-47 (фиг. 95).

Пятиместный пассажирский вертолет Mod-42 имеет обычный для вертолетов Белл двухлопастный несущий винт со штангой искусственного горизонта. На вертолете установлен мотор с взлетной мощностью 450 л. с. и с вертикальным расположением вала.



Фиг. 94. Механизм управления несущей системы геликоптера Янг-Белл.

1—поводок, идущий к втулке винта для изменения углов установки лопасти; *2*—вилка изменения общего шага; *3*—внешнее кольцо автомата-перекоса; *4*—рычаг изменения общего шага; *5*—резиновые буферы; *6*—центральный редуктор; *7*—вал несущего винта.

Этот вертолет имеет следующие данные:

Диаметр несущего винта	14,5 м
Площадь ометаемого диска	165 м ²
Полетный вес	2220 кг
Вес пустого	1555 „
Полная нагрузка	665 кг или 29,9%
В том числе:	
пять человек	400 кг
горючее	250 „
Нагрузка на мощность	4,93 кг/л. с.
Нагрузка на площадь ометаемого диска	13,45 кг/м ²
Максимальная скорость (на уровне моря)	200 км/час
Динамический потолок (рабочий)	4000 м
Дальность на крейсерской скорости	480 км

Двухместный вертолет Mod-47 обычной одновинтовой схемы с рулевым (хвостовым) винтом (фиг. 96). Его двухлопастный несущий винт обычной конструкции Янга со штангой искусственного горизонта. На нем установлен шестицилиндровый мотор Франклин воздушного охлаждения с взлетной мощностью 178 л. с. с числом оборотов на валу 3000 об/мин, специально сконструированный для установки в вертикальном положении на вертолетах.

Этот вертолет имеет следующие данные:

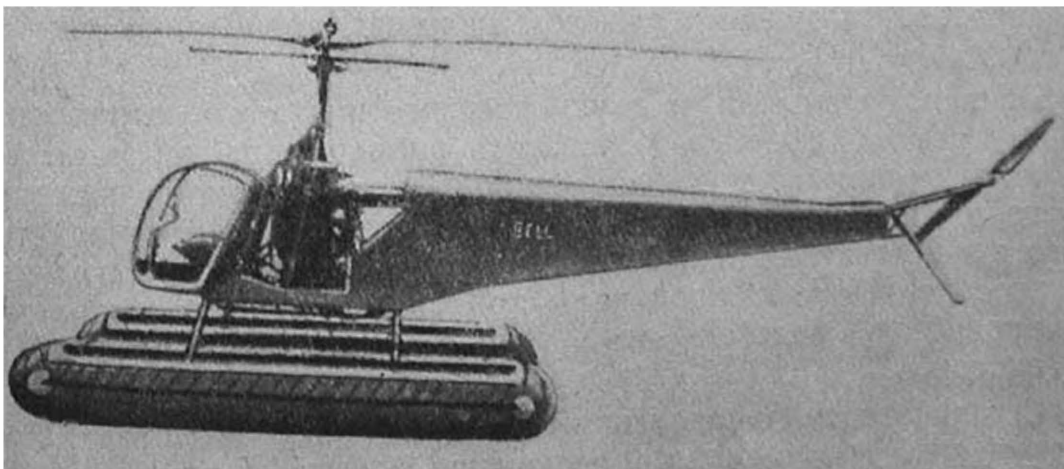
Диаметр винта	10,7 м
Площадь ометаемого диска	90 м ²
Полетный вес	975 кг
Вес пустого	705 „
Полетная нагрузка	270 кг или 27,7%
В том числе:	
два человека	160 кг
горючее	110 „
Нагрузка на площадь ометаемого диска	10,8 кг/м ²
Нагрузка на мощность	5,48 кг/л. с.
Максимальная скорость	160 км/час
Статический потолок	1500 м
Динамический потолок (рабочий)	3500 „
Дальность на крейсерской скорости	340 км



Фиг. 95. Пятиместный пассажирский геликоптер фирмы Белл Mod-42 с мотором Прайт-Уитни мощностью 450 л. с.



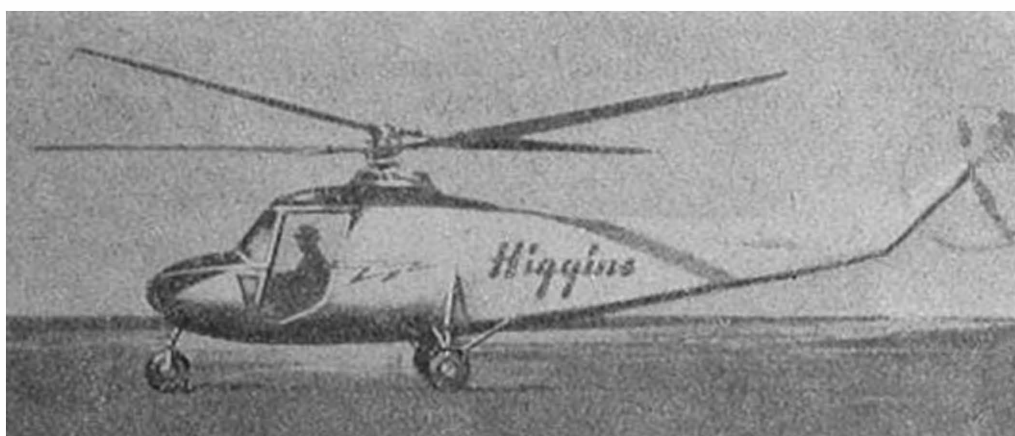
Фиг. 96. Двухместный геликоптер фирмы Белл Mod-47 с мотором Франклин 178 л. с.



Фиг. 97. Геликоптер Белл-47 на поплавках.

Имеются сведения и о новой модификации геликоптера фирмы Белл на поплавках (фиг. 97).

Некоторые конструкторы в одновинтовых геликоптерах применяют четырехлопастные винты. Так, например, в геликоптере Хиггинса конструкции Э. Босси (фиг. 98) такой винт применен в довольно оригинальном конструктивном выполнении. Одна пара лопастей помещена несколько выше другой пары, расположенной перпендикулярно к верхней. Каждая пара лопастей может совершать колебания относительно своей поперечной оси под влиянием разности моментов от мгновенных нагрузок. Кроме этого, каждая лопасть может поворачиваться относительно своей продольной оси. Колебания (маховое движение) относительно поперечной оси вызывают автоматические



Фиг. 98. Четырехлопастный одновинтовой геликоптер Хиггинса (США, 1944). Каждая пара лопастей под действием разности моментов, действующих на них, может колебаться относительно их общей поперечной оси.

изменения углов атаки лопастей. Помимо этого, геликоптер управляется автоматом-перекосом и имеет управление общим шагом.

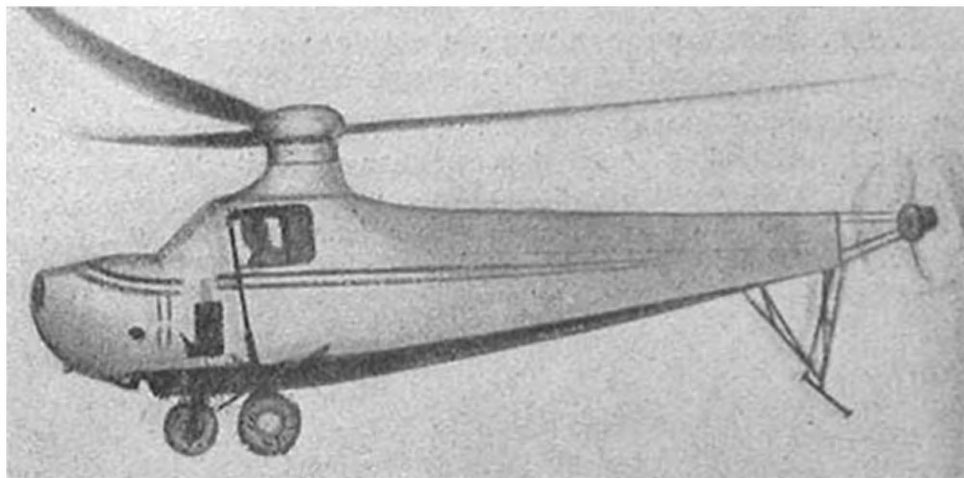
Причиной перехода от двухлопастного винта к четырехлопастному явилось желание уменьшить вибрации винта, не отказываясь от применения поперечной колебательной системы. Расположением одной пары лопастей над другой упрощается конструкция втулки винта, допускающая независимое колебательное движение каждой пары лопастей и сочетание шарнирной подвески лопастей этого типа с управлением автоматом-перекосом.

В геликоптере Аэронаутикл Продактс (фиг. 99) мотор расположен выше центрального редуктора; вместо планетарной передачи или второй пары цилиндрических шестерен на этом геликоптере вал мотора связан с приводным валом, идущим к

центральному редуктору, шестью клиновыми ремнями. На валу мотора посажена фрикционная муфта, а сверху укреплен в горизонтальном положении вентилятор для охлаждения мотора. В центральном редукторе размещены пара конических шестерен и храповиковая муфта свободного хода.

Сквозь редуктор проходит валик механизма общего шага (фиг. 100). Втулка винта имеет шарнирную подвеску лопастей и поводковый механизм изменения углов установки (фиг. 101).

Конструкция системы управления на этом геликоптере несложная вследствие применения ручки подвешенного типа на-



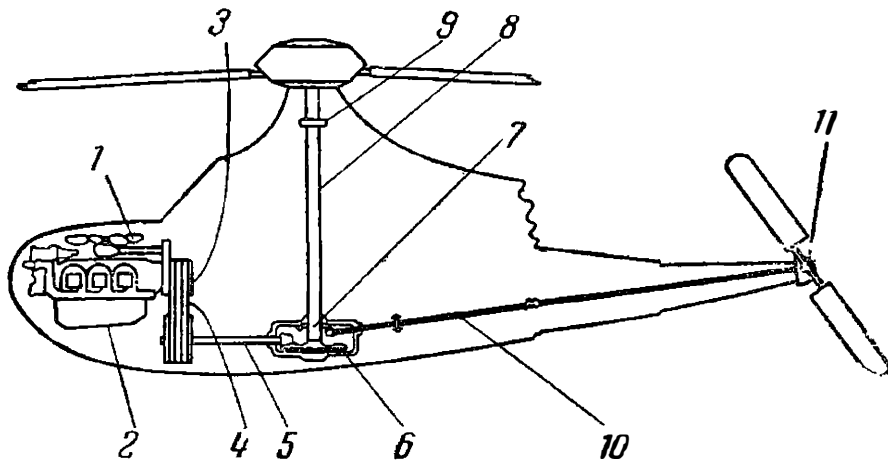
Фиг. 99. Одновинтовой геликоптер фирмы Аэронавтикл Продактс NX-1272 с мотором Франклин 165 л. с. Аппарат имеет трехлопастный винт с шарнирной поводковой втулкой и механизмом, автоматически изменяющим угол установки лопастей в зависимости от их пространственного положения.

подобие ручки управления в автожирах с непосредственным управлением (фиг. 102). По отзывам летчиков этот аппарат более устойчив, чем геликоптеры Сикорского и Белл.

Заканчивая обзор работ по одновинтовым геликоптерам, необходимо остановиться на реактивных геликоптерах и на геликоптерах, у которых реактивный момент несущего винта компенсируется моментом, создаваемым реакцией газов, выходящих из специального хвостового насадка, расположенного под прямым углом к направлению полета.

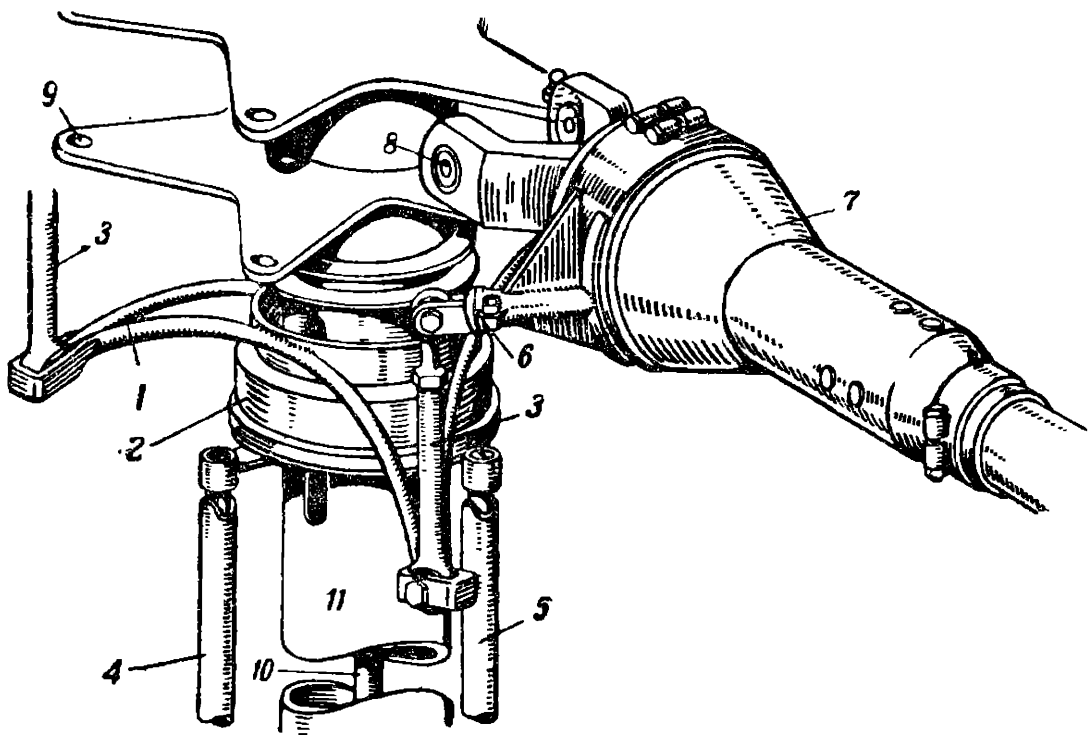
Одним из первых проектов был проект реактивного геликоптера, разработанный в 1943 г. английским инженером Пуллином, главным конструктором фирмы Вейр (фиг. 103 и 104).

Агрегат, состоящий из осевого компрессора, спаренного на одной оси с газовой турбиной, направляет струю горячих газов через втулку несущего винта по трубам (лонжеронам) в лопастях в реактивные насадки, расположенные на концах лопастей. Этот проект дает один из возможных вариантов конструкции реактивного геликоптера, хотя жизненность этой схе-



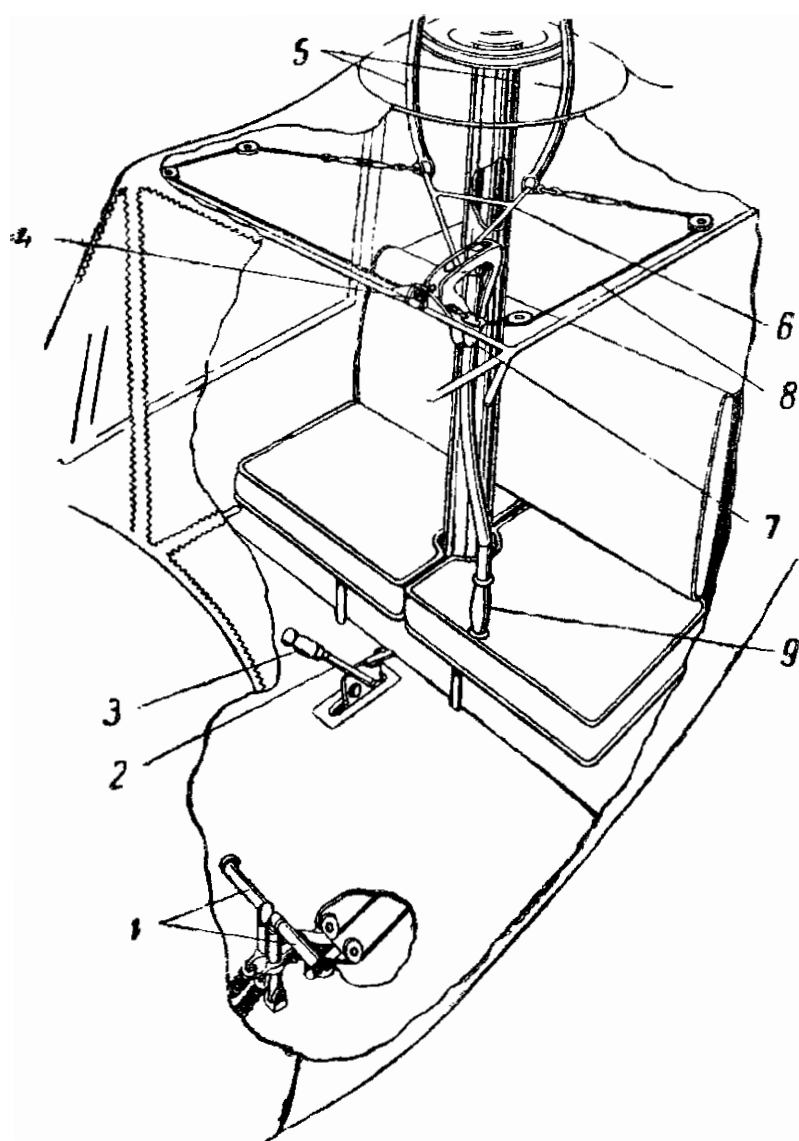
Фиг. 100. Схема расположения агрегатов в геликоптере
Аэронаутикл Продактс NX-1272.

1—вентилятор; 2—мотор Франклин 6 AL-315; 3—центробежная муфта включения; 4—ременная передача $i=0,624$; 5—главный приводной вал; 6—центральный редуктор (передача $i=0,15$); 7—муфта свободного хода; 8—главный вал винта; 9—подшипник несущего винта; 10—вал к хвостовому винту; 11—хвостовой винт.



Фиг. 101. Втулка ротора геликоптера Аэронаутикл Продактс
NX-1272.

1—трехконечный трубчатый поводок, приваренный к наружной обойме автомата-перекоса; 2—наружная обойма автомата-перекоса; 3—поводок; 4—тяга продольного управления; 5—тяга поперечного управления; 6—рычаг на лопасти для изменения ее угла установки; 7—стакан с подшипниками для поворота лопасти относительно ее продольной оси; 8—горизонтальный шарнир; 9—вертикальный шарнир; 10—стержень механизма перевода общего шага; 11—вал винта.

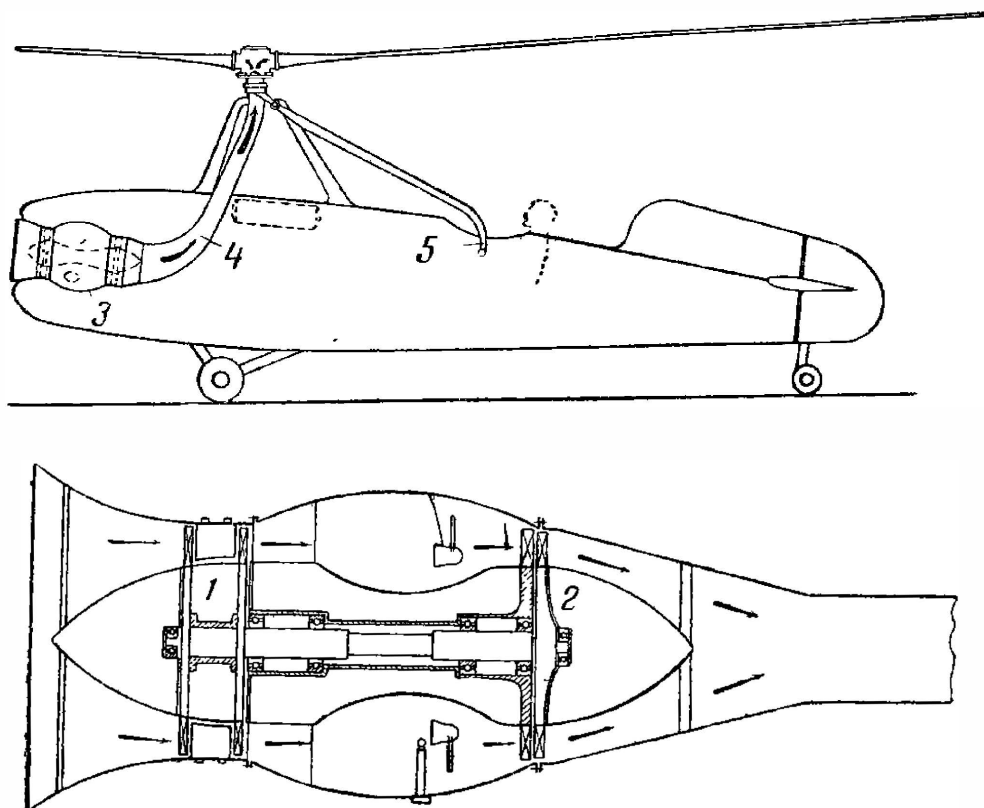


Фиг. 102. Схема управления геликоптера Аэро-
наутил Продактс NH-1272 в кабине летчика.

1—педаль для управления шагом хвостового винта;
2—рычаг управления общим шагом лопастей несущего винта; 3—управление дросселем; 4—ось бокового движения рычага; 5—рычаги управления автоматом-перекосом; 6—А-образный рычаг, имеющий в верхней части связь с рычагами автомата-перекоса; 7—ось для продольного движения рычага; 8—трос циклического управления шагом автомата-перекоса; 9—ручка управления автоматом-перекосом подвешенного типа.

мы вызывает некоторые сомнения из-за малой ее экономичности.

Известно, что такую схему 10—15 лет назад безуспешно пытался осуществить Изакко на своих аппаратах, названных им «геликожирами». Геликожир представлял собой одновинтовой вертолет, на каждой лопасти которого имелись специальные винтомоторные группы. В носовой части фюзеляжа имелась специальная винтомоторная группа с тянущим винтом



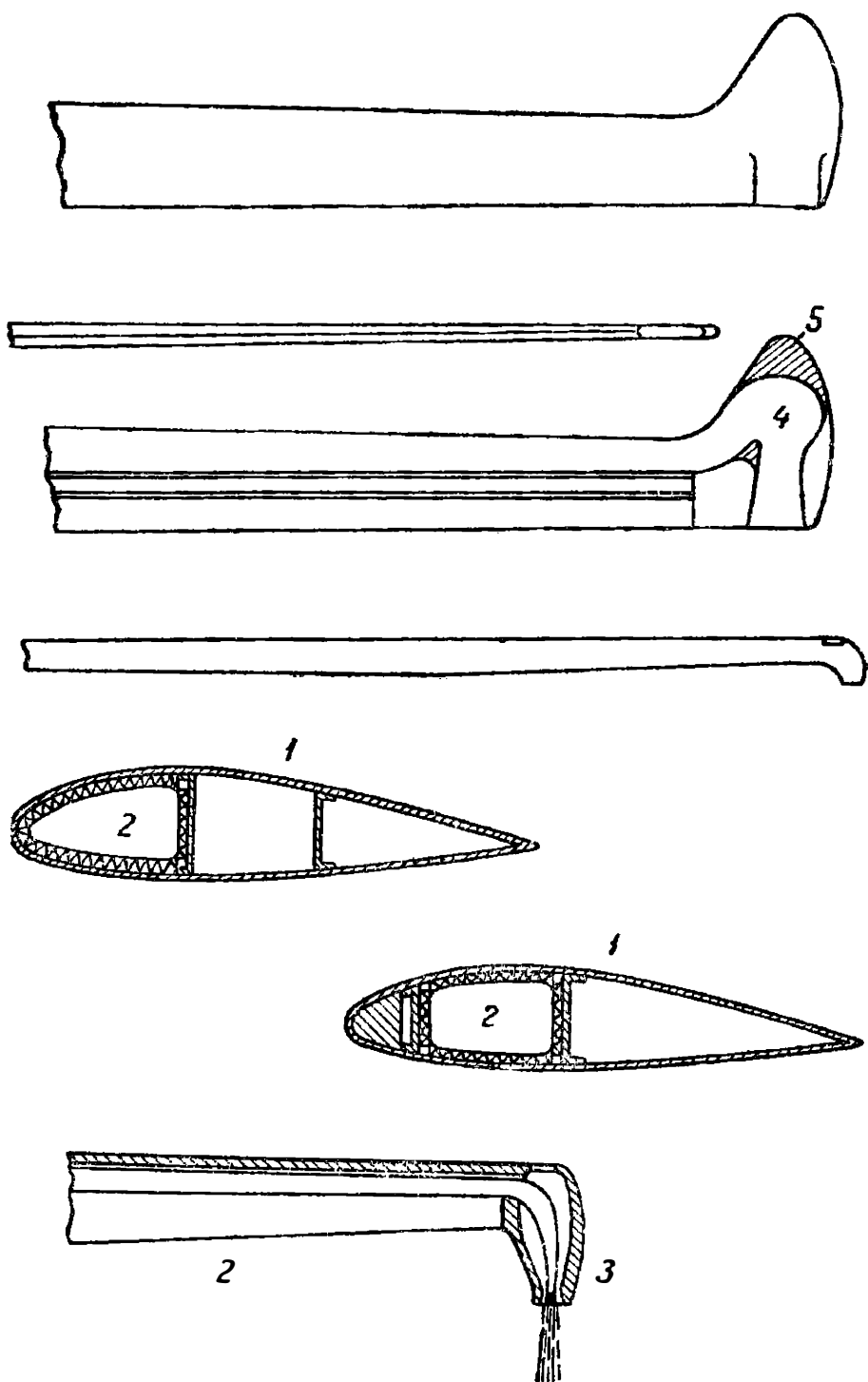
Фиг. 103. Схема реактивного вертолета Пуллина.

1—осевой вентилятор; 2—газовая турбина; 3—силовой агрегат; 4—газопровод; 5—ручка управления.

обычного самолетного типа. Изакко считал необходимым применить на лопастях реактивные двигатели, но так как в то время их не было, то он поместил на концах лопастей обычные винтомоторные группы.

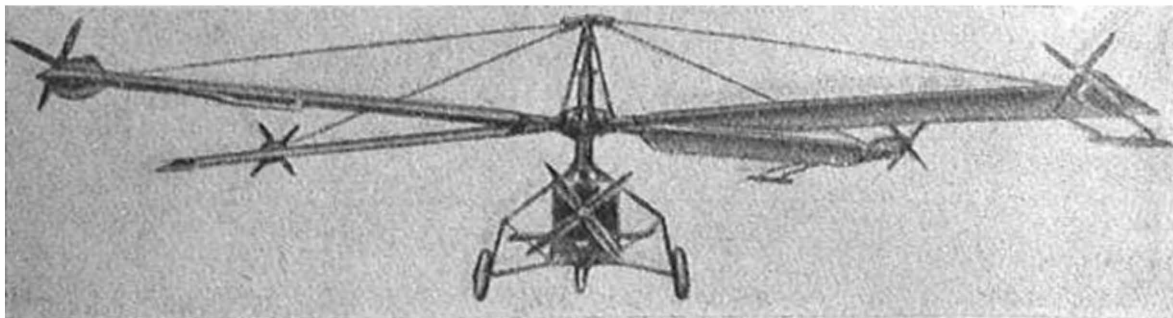
На фиг. 105 показан геликожир Изакко, построенный в СССР в 1935 г. Расположение моторов на лопастях усложняет и утяжеляет конструкцию несущей системы и делает вертолет неустойчивым при стоянке и рулежке из-за очень высокого положения центра тяжести аппарата.

Во время второй мировой войны в Австрии был построен одновинтовой вертолет Наглер-Рольц NR-54 аналогичной схемы (фиг. 106) с моторами на лопастях. Этот вертолет представляет собой пирамиду из легких ферм, соединенных между



Фиг. 104. Детали реактивного геликоптера Пуллвна.
 1—сечение лопасти; 2—газопровод; 3— реактивное сопло
 на конце лопасти; 4—сопла без утолщения лопасти;
 5—противовес.

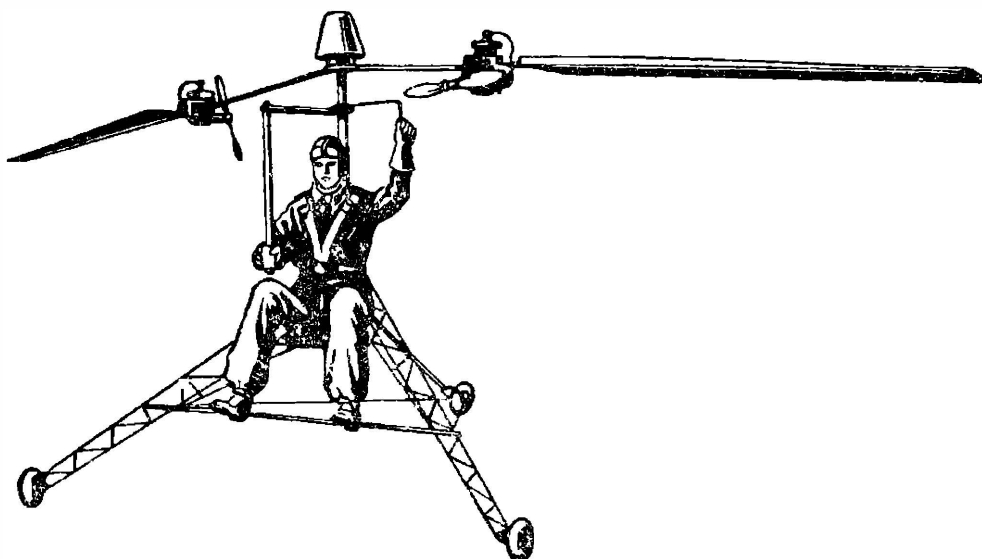
собой. В нижней части фермы связаны амортизационными шнурами. Пилот помещается на легком сиденье. На кронштейне в верхней части фермы укреплены втулка винта и органы управ-



Фиг. 105. Геликожир Изакко № 4 с четырехлопастным винтом диаметром 24,4 м.

На каждой лопасти были установлены моторы Джипси III мощностью 120 л. с. с четырехлопастными винтами. В носовой части фюзеляжа был расположен мотор Райт 300 л. с. с тянущим винтом. С полетным весом 2450 кг аппарат был рассчитан на перевозку шести пассажиров. Аппарат не проходил полетных испытаний из-за поломки несущего винта.

ления винтом. Над втулкой помещен бензобак. Несущий винт имеет две лопасти. Примерно на $\frac{1}{3}$ длины лопасти от корня установлено по одному высокооборотному двухтактному мотору Аргус, развивающему при $n=6000$ об/мин. мощность 8 л. с. Вес

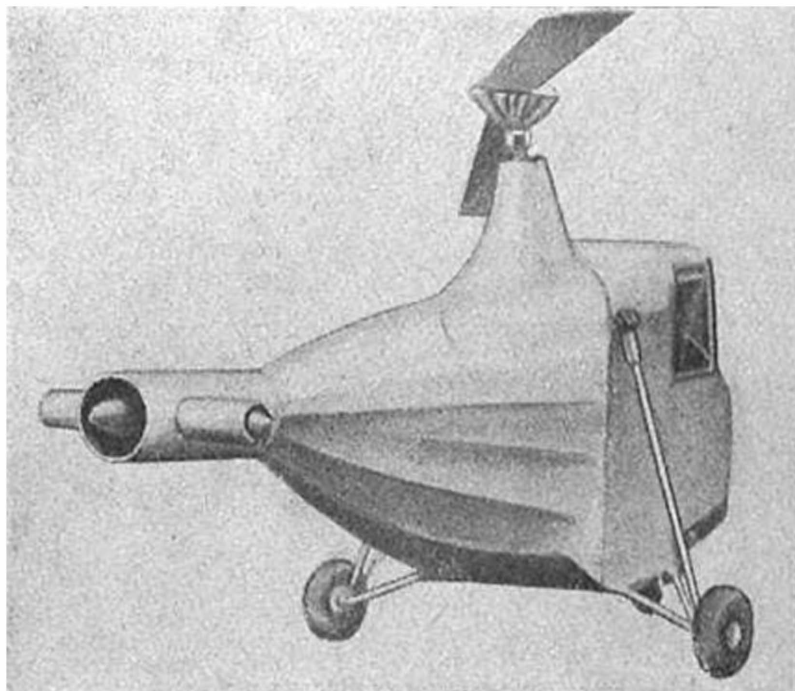


Фиг. 106. Одноместный одновинтовой геликоптер Наглер-Рольц NR-54 с двумя моторами Аргус мощностью по 8 л. с. каждый.

этого аппарата 36 кг. Вес каждого мотора 4 кг. Проектные данные этого геликоптера следующие: потолок 460 м, продолжительность полета 1 час, дальность 50 км, вертикальная скорость у земли 2,5 м/сек.

В 1945 г. появились сообщения о двух одновинтовых реактивных геликоптерах. Первый из них американский «геликопидер» Газда, второй — германский геликоптер Добльхофа.

Двухместный геликоптер Газда (фиг. 107) снабжен газовой турбиной мощностью 130 л. с. конструкции Газда, установлен-



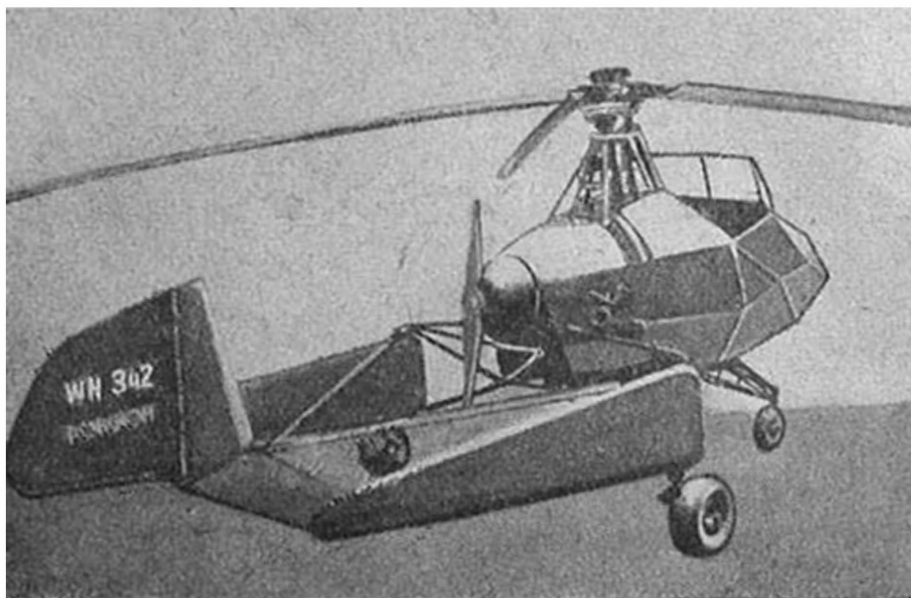
Фиг. 107. Геликоптер Газда с реактивными насадками в хвостовой части фюзеляжа.

ной внутри фюзеляжа. Газовая турбина вращает несущий винт, а отработанные газы проходят в хвостовую часть, где имеются два сопла. Одно сопло расположено по линии полета и служит для создания тяги для поступательного полета аппарата. Другое сопло направлено вбок и служит для компенсации реактивного момента несущего винта. По идее Газда пропульсивный реактивный насадок применяется для того, чтобы летать при наивыгоднейшем угле атаки винта (при наименьшем его лобовом сопротивлении); кроме этого, геликоптер может летать и как автожир. Пропульсивное сопло имеет направляющий конус, управляемый из кабины пилота. Оба сопла служат также и для управления.

Геликоптер Добльхофа NR-4 представляет собой одновинтовой геликоптер с толкающим винтом. По внешнему виду он напоминает советский автожир АК, взлетающий без разбега, и американский автожир Буль.

Представленный на фиг. 108 аппарат является четвертым опытным геликоптером Добльхофа, построенным по той же схеме с некоторыми модификациями. Газовая турбина

(133 л. с.), размещенная в фюзеляже, вращает центробежный вентилятор со скоростью 36 000 об/мин; вентилятор создает давление 1,45 ат. Турбина через редуктор вращает небольшой толкающий винт. В полете на геликоптерном режиме его назначение заключается в увеличении эффективности оперения, на авторотирующем режиме он создает тягу, необходимую для поступательного полета.



Фиг. 108. Реактивный геликоптер Добльхофа NR-4 с газовой турбиной. Полетный вес 670 кг.

Газовая струя из вентилятора направляется через общий газопровод в лонжероны лопастей, а затем в реактивные сопла на концах лопастей. Большая часть топлива поступает непосредственно в сопла и там сгорает. В соплах установлены специальные запальные свечи.

Расход горючего при вертикальном подъеме 167 кг/час, из них в соплах — 135 кг/час и в двигателе — 32 кг/час. Сила реакции на каждой лопасти 12 кг.

Окружная скорость у несущего винта 240 м/сек; трехлопастный винт имеет диаметр 10 м; профиль лопасти НАСА 2318.

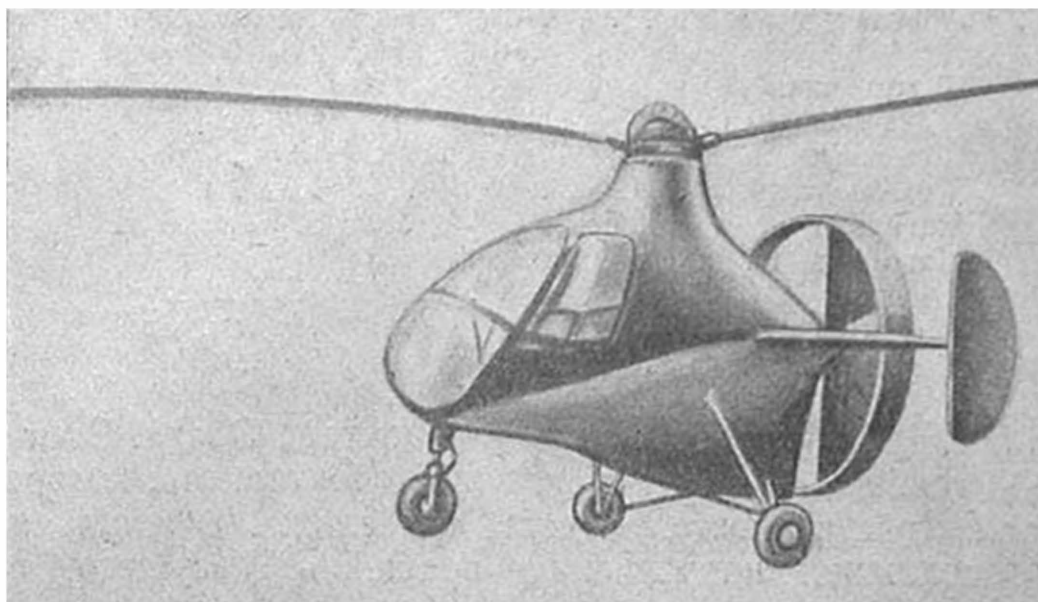
Перед полетом лопасти устанавливаются на небольшой угол, соответствующий режиму авторотации, а когда вентилятор разовьет достаточное давление — лопасти переходят на геликоптерные углы установки. На геликоптере применяется непосредственное управление.

Опыты с этими аппаратами были прекращены из-за их малой экономичности.

В 1947 г. появилось еще несколько реактивных геликоптеров.

Французский реактивный геликоптер SO-1100 (фиг. 109) фирмы SNCА имеет полетный вес 770 кг; вес пустого 524 кг,

полная нагрузка 246 кг или 32%. Диаметр несущего винта 10 м, нагрузка на ометаемую площадь 9,8 кг/м². Мощность мотора 170 л. с., нагрузка на 1 л. с. 4,53 кг/л. с. Дальность полета 200 км. Аппарат может летать и как вертолет с реактивными установками на концах лопастей и как автожир.



Фиг. 109. Реактивный вертолет SO-1100.

Максимальная скорость полета как автожира составляет 150 км/час.

Английский реактивный вертолет фирмы Сиерва-Вейр W-9 (фиг. 110) имеет длинный фюзеляж характерной формы,



Фиг. 110. Реактивный вертолет Сиерва-Вейр W-9.

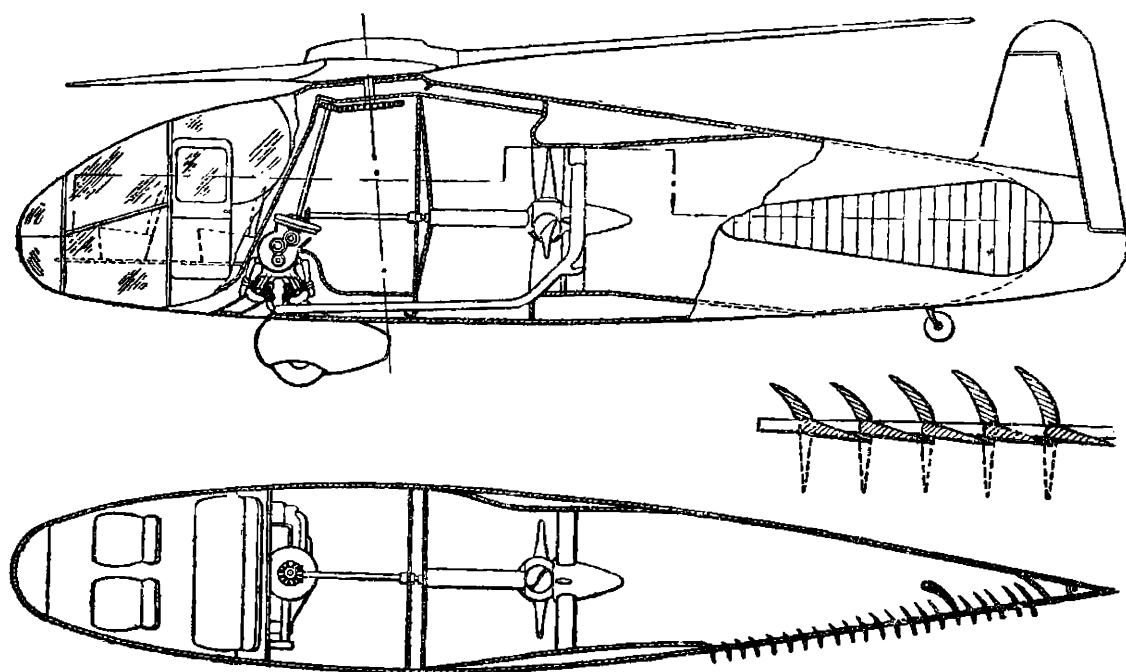
переходящий в хвостовой части в трубу. Труба оканчивается реактивным насадком, направление которого перпендикулярно направлению полета.

В полете сила реакции газов компенсирует реактивный момент несущего винта.

В начале 1947 г. были опубликованы некоторые данные американского пассажирского реактивного двухместного геликоптера ВС-36-х с мотором Франклин взлетной мощностью 215 л. с.

Диаметр несущего винта	1 м
Полетный вес	1220 кг
Вес пустого	865 "
Полная нагрузка	355 кг или 29,2%
В том числе:	
два человека	160 кг
горючее	150 "
багаж и пр.	45 "
Нагрузка на мощность	5,68 кг/л. с.
Нагрузка на площадь ометаемого диска	12,8 кг/м ²
Максимальная скорость	190 км/час
Дальность на крейсерской скорости	290 км

На фиг. 111 приведен проект геликоптера Эвери. Этот одновинтовой геликоптер имеет в фюзеляже вентилятор, который гонит струю газа в хвостовую часть фюзеляжа. В одной стороне (противоположной направлению вращения несущего винта)

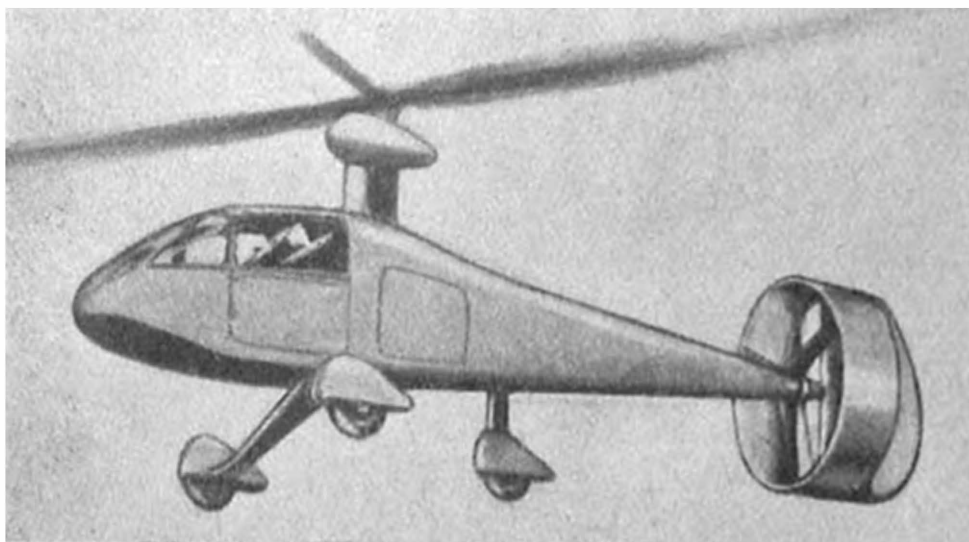


Фиг. 111. Одновинтовой геликоптер Эвери с направляющей решеткой в хвостовой части фюзеляжа.

имеется направляющая решетка. Эта решетка отклоняет струю от ее первоначального направления и создает поток в хвостовой части фюзеляжа, перпендикулярный к направлению полета. Этот поток компенсирует реактивный момент несущего винта.

Все эти работы по реактивным геликоптерам были экспериментального характера. Ни один из них не вышел из стадии опытов из-за малой экономичности и сложности в эксплуатации.

В последнее время появились сообщения о новом проекте фирмы SNCА. Этот проект под маркой Норд-1700 представляет собой комбинацию автожира и геликоптера. Это одновинтовой аппарат (фиг. 112) с толкающим пропеллером, заключенным в кольцо. Непосредственно за пропеллером помещены рули направления в виде своеобразной решетки для отклонения струи. Отклоненная струя создает противодействующий момент при полете аппарата на геликоптерном режиме.



Фиг. 112. Геликоптер-автожир Норд-1700 (проект).

Как правило, все одновинтовые геликоптеры не имеют хвостового оперения. Только в последнее время начинают появляться одновинтовые геликоптеры, имеющие горизонтальное и вертикальное оперение. Это можно объяснить только тем, что опыт эксплуатации одновинтовых геликоптеров без оперения выявил их недостаточную статическую устойчивость.

Двухвинтовые геликоптеры

Переходя к рассмотрению двухвинтовых геликоптеров, можно сказать, что принципиально такой геликоптер может быть сконструирован по любой из следующих схем:

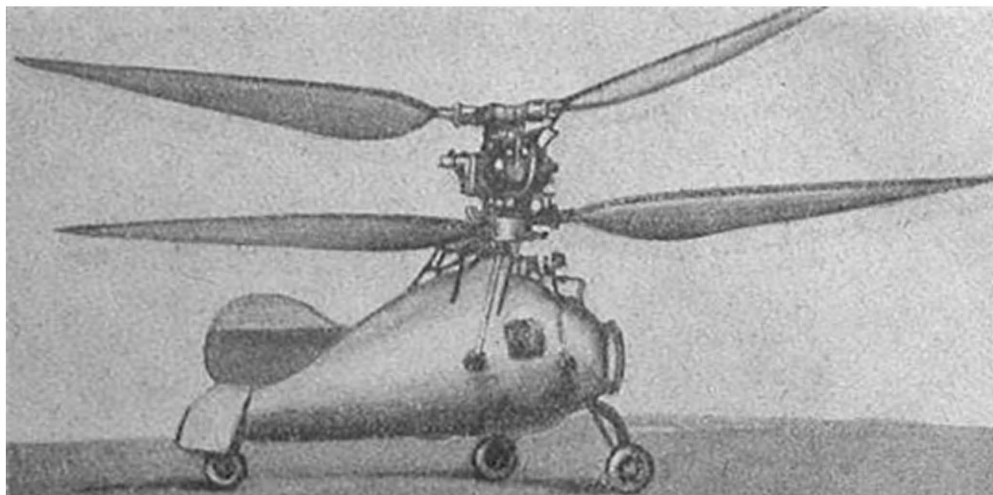
- 1) в виде соосного геликоптера;
- 2) с винтами, разнесенными в поперечном направлении;
- 3) с винтами, разнесенными в продольном направлении.

При этом две последние схемы могут быть осуществлены как без перекрытия винтов, так и с различной степенью перекрытия.

Соосные геликоптеры

Соосные геликоптеры в последние годы получили широкое распространение, особенно геликоптеры небольших размеров с маломощными моторами.

В 1943 г. были опубликованы краткие сведения об американском вертолете проф. Г. Ботезата (фиг. 113). Этот вертолет имеет два трехлопастных винта диаметром 8,5 м с сильно закрученными лопастями. Крепление лопастей напоминает крепление лопастей на первых советских вертолетах ЦАГИ 1-ЭА и 5-ЭА. Мотор Франклин мощностью 90 л. с. расположен над фюзеляжем между винтами, вращающимися в противоположных направлениях. Обтекаемый фюзеляж покоится на обычном шасси с хвостовым колесом. Колея шасси очень узкая. Кажущаяся компактность механических агрегатов при



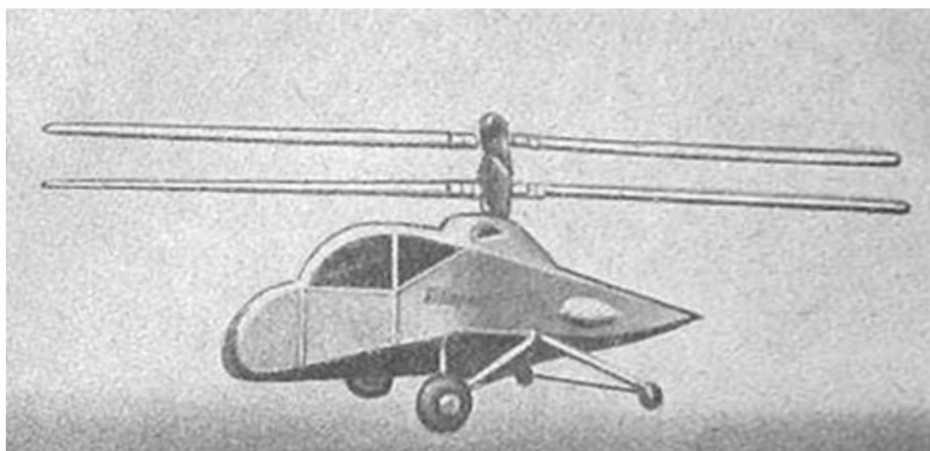
Фиг. 113. Вертолет Ботезата, имеющий крайне высокое расположение центра тяжести, малую колею шасси и сложную компоновку.

таком конструктивном решении соосной схемы не оправдывается, так как центр тяжести поднимается настолько высоко, что при узкой колее шасси возникает опасность опрокидывания аппарата на земле даже при небольшом ветре. Кроме того, несущая система с незакапотированным мотором создает большое сопротивление.

Вертолеты американских фирм Хиллера, Бендикса, Маркварда и некоторых других характерны фюзеляжами, напоминающими кузов автомобиля. Все они имеют по два двухлопастных винта, вращающихся в противоположных направлениях, с жестким креплением лопастей.

Вертолет Хиллера (фиг. 114) с мотором Франклин 90 л. с. имеет полетный вес 635 кг, вес пустого 544 кг, полную нагрузку 91 кг, т. е. 14,3%, диаметр винтов 7,63 м; нагрузка на ометаемую площадь составляет 13,9 кг/м², в то время как нагрузка на единицу мощности равна 7,05 кг/м². Из этих данных можно заключить, что конструкция вертолета тяжела, а параметры выбраны не совсем удачно; при такой большой нагрузке на мощность следует брать нагрузку на площадь ометаемого диска значительно меньше. Действительно, по сообще-

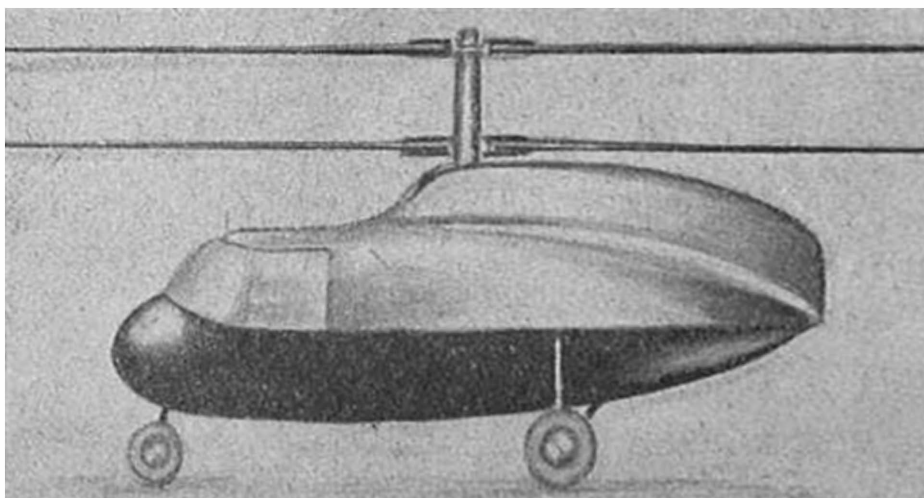
ниям печати статический потолок этого аппарата равен примерно 30 м. Геликоптер Хиллера имеет очень развитую носовую часть фюзеляжа и очень короткую хвостовую часть, что, ко-



Фиг. 114. Соосный геликоптер Хиллера с жестко закрепленными лопастями.

нечно, должно увеличивать дестабилизирующий путевой момент.

Геликоптеры Бендикс представлены в 1947 г. двумя образцами: модель J с мотором Пратт-Уитни 450 л. с. и модель К с мотором Континенталь 100 л. с. Четырехместная пассажирская модель J (фиг. 115) имеет винты диаметром 14,63 м (по дан-



Фиг. 115. Четырехместный пассажирский геликоптер фирмы Бендикс, модель J.

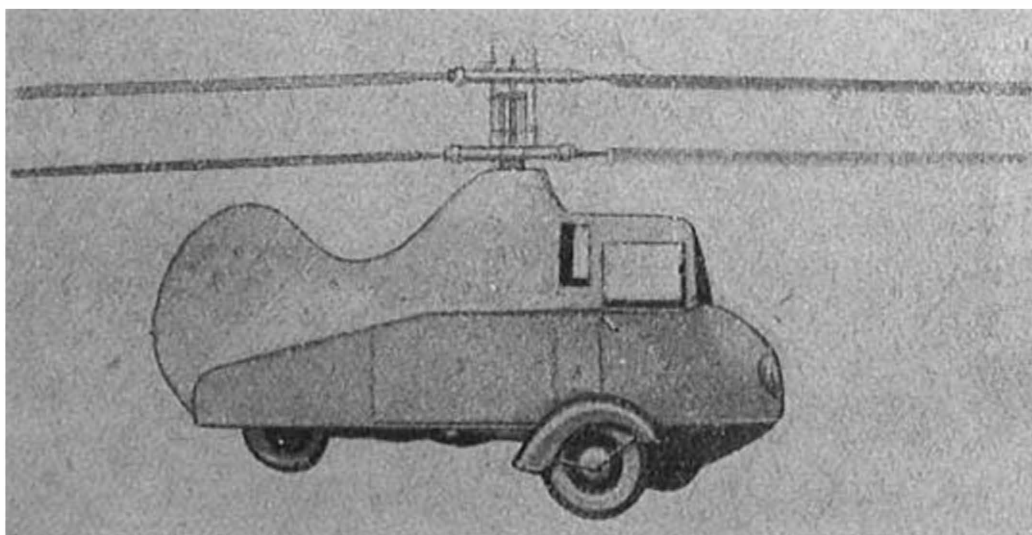
ным предварительного проекта диаметр винтов был намечен 12,2 м). Имеются сведения, что вначале полетный вес этого аппарата был запроектирован в 1375 кг, а вес пустого — в 872 кг, таким образом полная нагрузка определялась в 503 кг, т. е. 36,6%, а нагрузка на площадь ометаемого диска (при диаметре винтов 12,2 м) — 11,7 кг/м². Так как вес конструкции

был явно занижен в предварительном проекте, фирме пришлось в процессе постройки увеличить диаметр винтов до 14,63 м.

Модель К (фиг. 116) — одноместная спортивная машина, диаметр винтов 7,63 м, полетный вес 545 кг; нагрузка на ометаемую площадь 11,95 кг/м², нагрузка на мощность — 5,45 кг/л. с.



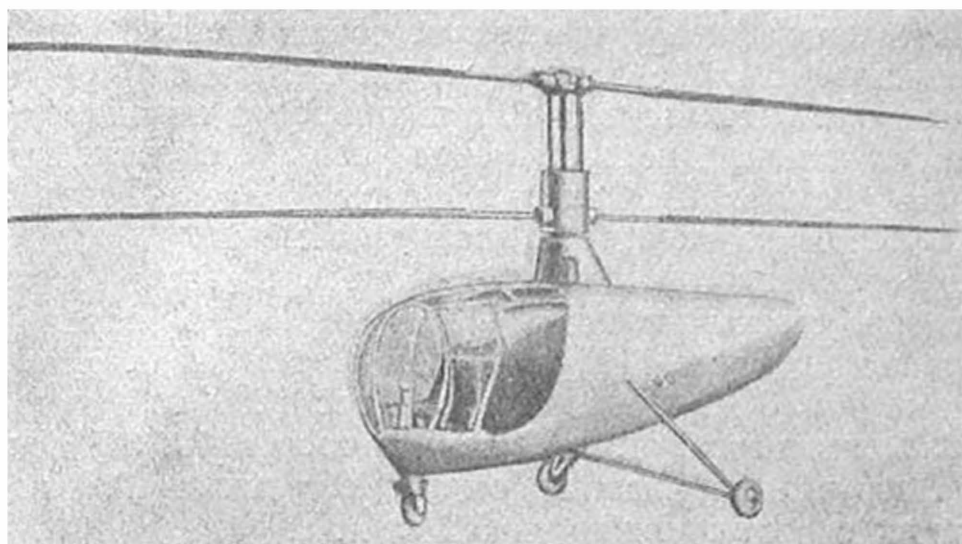
Фиг. 116. Геликоптер фирмы Бендикс, модель К.



Фиг. 117. Геликоптер фирмы Кертисс Райт „Летающий автомобиль“.

В последующих работах видно, что американские конструкторы учли вредное влияние неправильной формы фюзеляжа на устойчивость пути геликоптера. Так, в последующих геликоптерах Кертисс Райт «Летающий автомобиль» (фиг. 117) конструкции Кея, Гамильтон-1 и УН-11 сделаны удлиненные хвостовые части фюзеляжа с килевыми поверхностями, а на ге-

ликоптере «Комьютер» (фиг. 118) конструкции Хиллера хвостовая часть фюзеляжа значительно длиннее, чем на его первой модели.



Фиг. 118. Геликоптер УН-11 „Комьютер“.

Основные данные этих геликоптеров приведены ниже:

Характеристика \ Тип	Кертисс-Райт „Летающий автомобиль“	Гамильтон-1	УН-11 „Комью- тер“*
Мотор	Франклин 90 л. с. или Континенталь	Лайкоминг 135 л. с.	Лайкоминг 135 л. с.
Диаметр винтов, м	7,63	8,55	9,76
Полетный вес, кг	540	590	725
Вес пустого, кг	408	363	490
Число мест	2	2	2
Полная нагрузка, кг	132	227 (38,4%)	235 (32,5%)
Нагрузка на площадь оме- таемого диска, кг/м ²	~ 11,8	10,3	9,73
Нагрузка на мощность кг/л. с.	6,0	—	5,35
Проектные данные:			
Максимальная скорость км/час	150	160	160
Потолок динамический, м	1500	—	проект. 3000
Дальность на крейсерской скорости, км	64	480	290

Во Франции большую работу по соосным геликоптерам проделали Бреге и Доран. По имеющимся сведениям фирма Бреге работала над усовершенствованием и модификацией своего первого образца под другие моторы. Так же как и на первом аппарате, конструкторы применяют трехлопастные винты с трапецевидными в плане лопастями, шарнирной втулкой с разнесенными осями горизонтальных шарниров и поводковую систему стабилизации. Иностранные журналы сообщали, что после изгнания немцев из Франции фирма Бреге-Доран начала строить серию геликоптеров для нужд армии.

На авиационной выставке 1946 г. в Париже демонстрировались два соосных геликоптера Бреге 11Е и Доран D-20.

Геликоптер Бреге 11Е с мотором Потез 240 л. с. имеет винты диаметром 8,6 м. Его полетный вес 1250 кг, а вес пустого 850 кг. Полная нагрузка 400 кг, что составляет 32% полетного веса. Нагрузка на площадь ометаемого диска 21,6 кг/м². Нагрузка на единицу мощности 5,2 кг/л. с.

Геликоптер Бреге 11Е имеет горизонтальное и вертикальное оперение. По сообщению печати этот геликоптер имеет проектную максимальную скорость горизонтального полета 240 км/час.

Геликоптер D-20 имеет несколько больший полетный вес. Очевидно, он является развитием предыдущих типов Бреге-Доран D-10, D-10А и D-20А, строившихся с различными моторами. Геликоптер D-20 имеет полетный вес 2500 кг, вес пустого 1400 кг. Это дает величину полной нагрузки 1100 кг или 44% полетного веса. Диаметр винтов этого геликоптера 15,4 м, а нагрузка на площадь ометаемого диска 13,4 кг/м². Коэффициент заполнения (двух винтов) 0,11. На геликоптере установлен мотор Рено мощностью 480 л. с., что дает 5,2 кг/л. с. Публикуются в печати следующие проектные характеристики этого аппарата:

Максимальная скорость	250 км/час
Статический потолок	3000 м
Динамический потолок	5000 "
Дальность	800 км

Опубликованные данные французских геликоптеров явно преувеличены, особенно в отношении максимальной скорости.

Следует отметить, что публикуемые в печати характеристики геликоптеров иностранных фирм носят в большинстве случаев рекламный характер. При проверке летными испытаниями скорости, потолок, маневренность и т. п. оказываются значительно ниже указанных фирмами.

В 1945 г. в США инженером Пентекост был сконструирован «ранцевый» летательный аппарат «Хоппикоптер». «Хоппикоптер» представляет собой соосный двухвинтовой геликоптер. Основой этого геликоптера была рама, сваренная из стальных труб. Этот аппарат не летал.

Мы считаем опасным применение «ранцевых» приборов геликоптерного типа из-за возможных увечий пилота. Очевидно, эти опасения были разделены впоследствии и Пентекостом, так как в 1946 г. «Хоппикоптер» был переделан и снабжен своеобразным шасси, состоящим на трех пружинящих полозьях, связанных между собой амортизационными шнурами. Рамка была несколько удлинена и оканчивалась внизу маленьким сиденьем. В этом варианте диаметр винтов был увеличен до 4,57 м и вместо мотора 20 л. с. был поставлен мотор Райтер 35 л. с. Вес конструкции 56,7 кг, а максимально возможный полетный вес 170 кг. Нагрузка на ометаемую площадь 10,4 кг/м², нагрузка на единицу мощности — 4,85 кг/л. с.



Фиг. 119. Легкомоторный геликоптер фирмы Ротерон с трехцилиндровым мотором Нобель.

Этот геликоптер, так же как и первый тип, имел два двухлопастных винта с жестко заделанными прямоугольными лопастями и управление автоматами перекося и общим шагом. Мотор расположен за плечами пилота и несомненно представляет опасность при неудачных посадках. Этот геликоптер также не летал. Третий вариант этого аппарата имел три небольших колеса и мотор мощностью 42 л. с.

В 1946 г. американская фирма Ротерон построила легкомоторный соосный геликоптер закрытого (кабинного) типа конструкции У. Томас (фиг. 119). Этот геликоптер имеет обитаемую хорошо освещенную кабину типа лимузин, к которой сзади прикреплен управляемый от педалей киль. Геликоптер имеет шасси с носовым колесом. Несущая система геликоптера Ротерон состоит из двух трехлопастных винтов с

трапецевидными лопастями. Жестко закрепленные деревянные лопасти имеют поперечное V равное 3° . Между винтами помещен пятицилиндровый звездообразный ротативный мотор, специально сконструированный фирмой Нобель для летающих мишеней, управляемых по радио, на которых проводится обучение американских зенитчиков.

Геликоптер Ротерон (по сведениям фирмы) имел следующие данные:

Диаметр винтов: верхнего	2,95 м
нижнего	4,67 „
Полетный вес (без горючего)	191,5 кг
Вес конструкции	105 „
Мощность мотора	35 л. с.
Нагрузка на площадь ометаемого диска	11,2 кг/м ²
Нагрузка на мощность	5,48 кг/л. с.
Полная нагрузка	86,5 кг
Расстояние между винтами	0,475 м

Геликоптеры с разнесенными в поперечном направлении винтами

Двухвинтовые геликоптеры с поперечным расположением винтов делаются с самой разнообразной степенью перекрытия винтов, начиная от систем, в которых оси винтов расположены на несколько десятков сантиметров друг от друга. В этом случае несущая система уподобляется соосному геликоптеру с той разницей, что расстояние между винтами по вертикали уменьшается до нуля. С другой стороны, встречаются и такие конструкции, в которых перекрытие составляет лишь несколько процентов от диаметра винта и, следовательно, в аэродинамическом отношении такие системы мало чем отличаются от геликоптеров, у которых оси винтов располагаются по бокам фюзеляжа на расстоянии несколько большем, чем диаметр винтов.

Будем рассматривать геликоптеры этой группы в порядке уменьшения степени перекрытия.

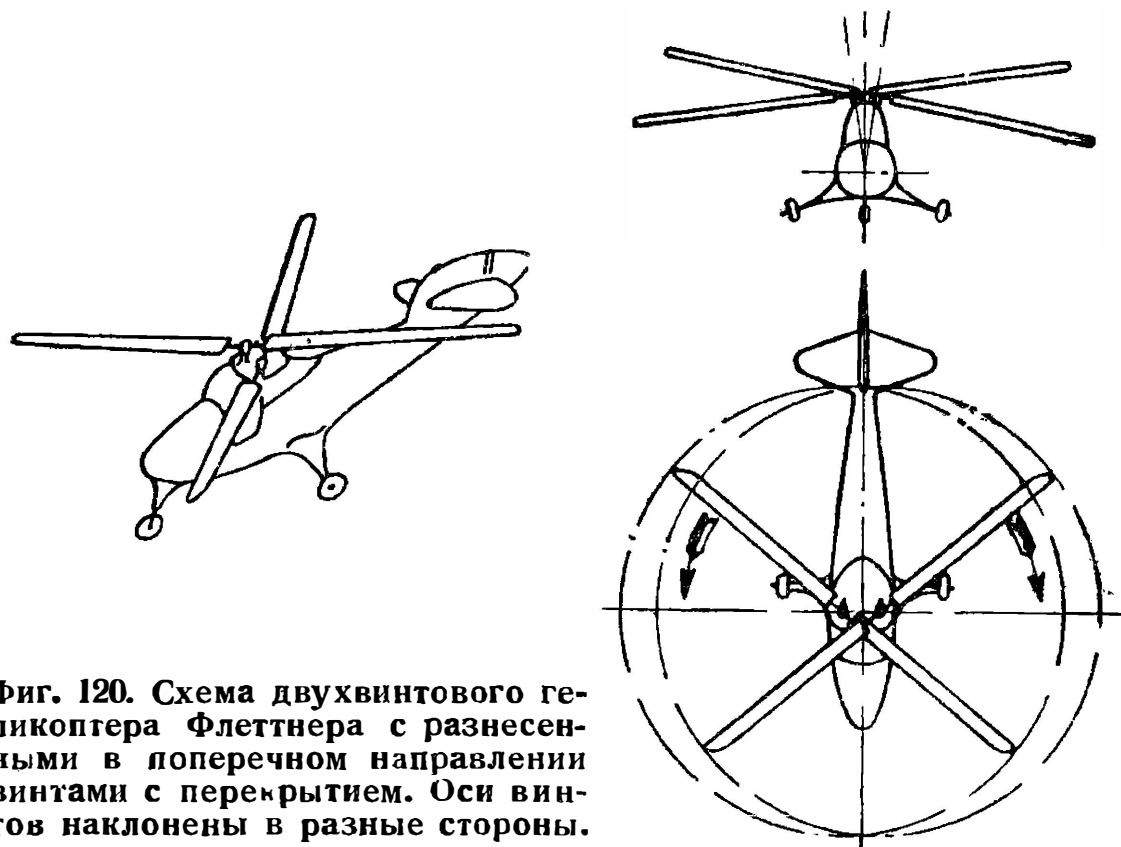
Несколько лет назад Флеттнером была запатентована оригинальная схема двухвинтового геликоптера.

Отличительной особенностью этой схемы было наклонное расположение осей винтов, которые находились на небольшом расстоянии друг от друга (равном ширине редуктора), и были отклонены в поперечной плоскости во внешние стороны.

При вращении винтов в противоположных направлениях лопасти одного винта входят в промежутки между лопастями другого винта (фиг. 120). Втулка в этой схеме имеет небольшое V, устроенное таким образом, что вертикальные шарниры располагаются несколько выше, чем центр корпуса втулки. Горизонтальные и вертикальные шарниры (с фрикционными

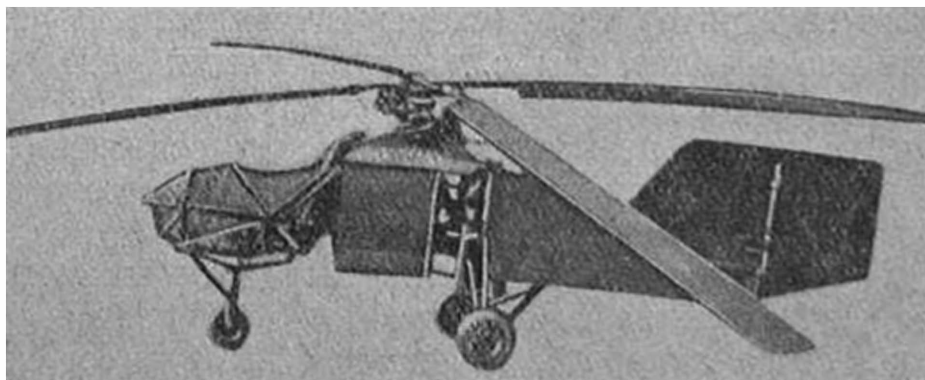
демпферами) совмещены. Флеттнер в своей схеме сумел разрешить вопрос о проходимости лопастей только для двухлопастных винтов. Возможно, что он стремился к упрощению несущей системы, но, судя по дальнейшим результатам, видно, что применение двухлопастных шарнирных винтов, расположенных на некотором расстоянии, вызвало ряд затруднений из-за вибраций аппарата.

В 1939 г. Флеттнером по этой схеме был построен одноместный вертолет FI-282 «Колибри» для корректирования и



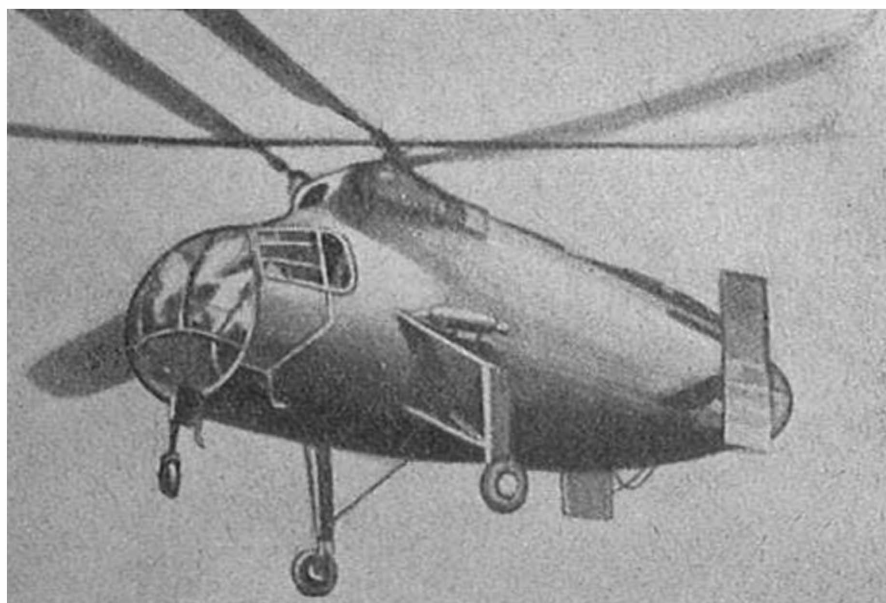
Фиг. 120. Схема двухвинтового вертолета Флеттнера с разнесенными в поперечном направлении винтами с перекрытием. Оси винтов наклонены в разные стороны.

связи (фиг. 121) с мотором Симменс Sh-14 мощностью 140 л. с. Аппарат имел два двухлопастных винта. Вертолет FI-282 имел мощное вертикальное оперение для обеспечения устойчивости



Фиг. 121. Вертолет Флеттнера FI-282 с мотором Симменс Sh-14, с двумя двухлопастными винтами, вращающимися в противоположных направлениях.

пути и горизонтальное оперение с большим поперечным V. Полетный вес геликоптера достигал 1000 кг. Применение двухлопастных несущих винтов на геликоптере F1-282 вызвало необходимость принятия специальных мер для устранения вибраций ручки управления. Для борьбы с динамической неустойчивостью аппарата в систему управления были введены инерционные демпферы, выполненные в виде небольших маховиков, вращавшихся с большим передаточным числом при отклонении органов управления. Это не позволяло пилоту делать резкие движения органами управления.

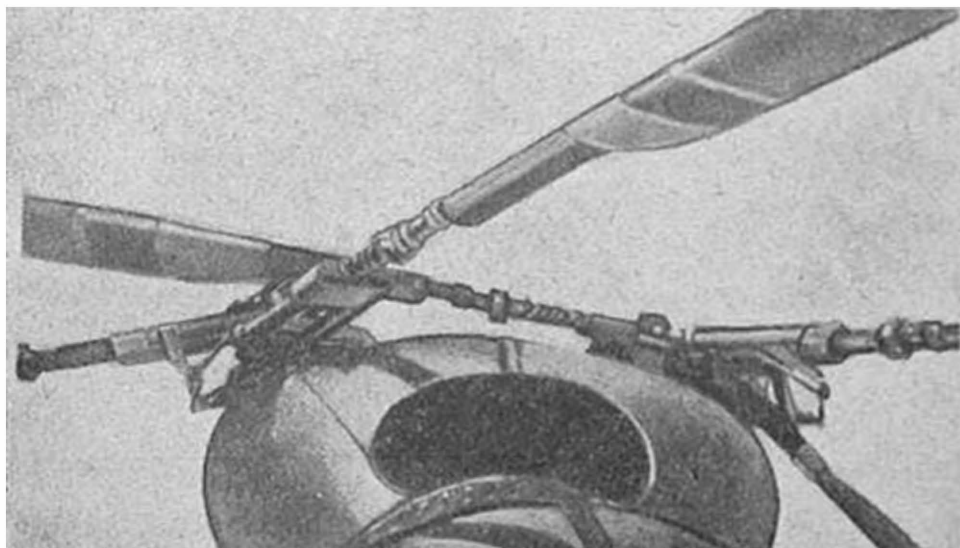


Фиг. 122. Геликоптер Келлет XR-8 с двумя трехлопастными винтами, работающими с перекрытием 0,89D. Оси винтов наклонены в разные стороны.

В 1945 г. американская фирма Келлет, строившая долгое время автожиры, выпустила свой двухвинтовой геликоптер XR-8 с мотором Франклин 245 л. с., построенный по схеме Флеттнера (фиг. 122). В отличие от геликоптеров F1-282 этот аппарат имел два трехлопастных винта. Несмотря на то что осуществить геликоптер такой схемы с трехлопастными винтами значительно труднее, чем с двухлопастными винтами, фирма Келлет сумела создать механизмы втулок и связи между ними таким образом, что расстояние между осями (1,2 м) не вышло за пределы габаритов кабины пилота. Естественно, что достоинства схемы Флеттнера (компактность) в этом аппарате сочетаются с лучшим конструктивным оформлением несущей системы. Как видно из фотографии (фиг. 123) и описания конструкции этого аппарата, геликоптер XR-8 имеет втулку с шарнирной подвеской (с разнесенными осями ГШ). Оси горизонтальных шарниров повернуты на некоторый угол σ_1 , чем достигается автоматическое изменение углов установки лопастей в зависимости от их пространственного положения при

маховом движении. Кроме этого, лопасти имеют особую поводковую связь. Механизмы втулок несущих винтов геликоптера Келлет конструктивно отличаются от применяемых другими фирмами. XR-8 имеет мощное вертикальное оперение: центральный киль и две боковые шайбы. Аппарат имеет также горизонтальное оперение. На геликоптере Келлет нагрузка на площадь ометаемого диска равна $12,3 \text{ кг/м}^2$, а нагрузка на мощность — $5,4 \text{ кг/л. с.}$

В 1947 г. фирма Келлет выпустила свой двухмоторный пассажирский геликоптер КН-2, построенный по той же схеме



Фиг. 123. Центральная часть несущей системы геликоптера Келлет XR-8. Винты имеют горизонтальные повернутые шарниры, вертикальные шарниры и управление автоматом-перекосом.

Проходимость лопастей обеспечивается легким наклоном осей винтов в разные стороны.

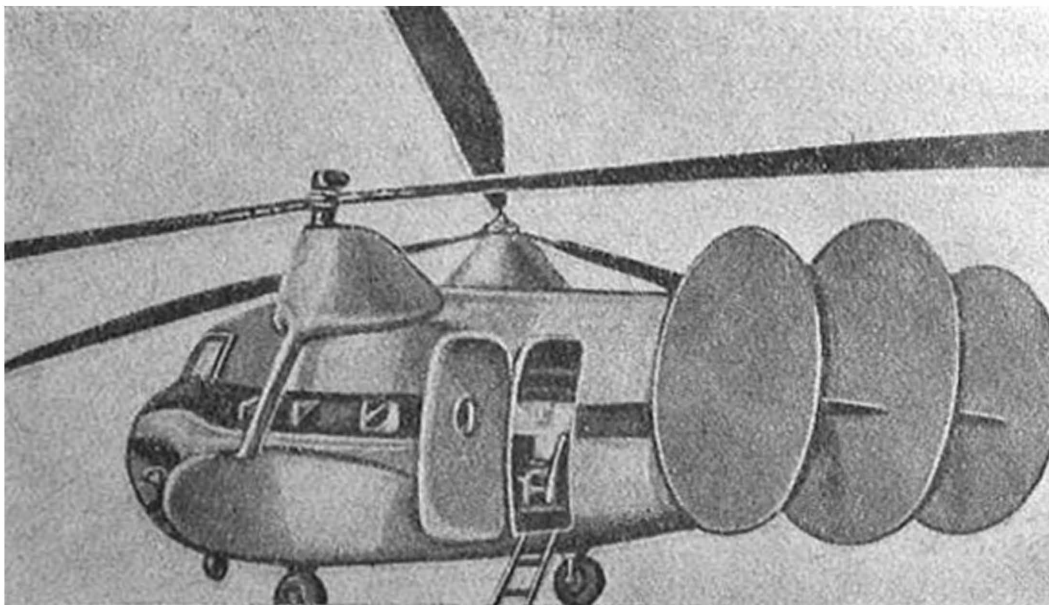
(фиг. 124), для пассажирских и транспортных операций. Он имеет два мотора Континенталь с взлетной мощностью 525 л. с. (номинал 365 л. с.); сухой вес мотора 320 кг. Моторы смонтированы по бокам фюзеляжа в непосредственной близости от него. Вертикальные валы через редукторы связаны со втулками винтов, расположенных на кабанах непосредственно над моторами. Диаметр винтов $19,8 \text{ м.}$ Винты трехлопастного шарнирного типа.

Полетный вес геликоптера 5260 кг. , вес конструкции 3920 кг. , полезная нагрузка 1340 кг. , т. е. $25,5\%$. Нагрузка на единицу мощности 5 кг/л. с. Опубликованы следующие летные данные этого геликоптера: максимальная скорость 190 км/час. , потолок 4600 м.

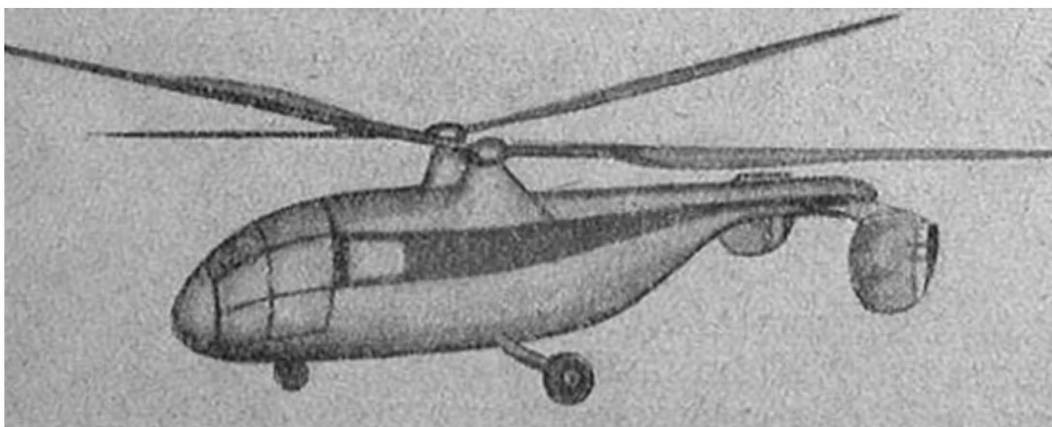
Геликоптер КН-2 имеет мощное вертикальное оперение, состоящее из центрального киля и двух шайб эллиптической

формы, а также стабилизатор. Шасси вертолета — с носовым колесом.

На французской авиационной выставке 1946 г. демонстрировался вертолет NC-2001 конструкции Дорана, построенный по этой же схеме (фиг. 125). По данным французской печати его полетный вес 2374 кг, вес пустого 1258 кг.



Фиг. 124. Двухмоторный двухвинтовой пассажирский вертолет фирмы Келлет КН-2.



Фиг. 125. Французский вертолет NC-2001 конструкции Дорана.

Этот вертолет имеет мотор Рено 500 л. с. Проектные характеристики вертолета (еще не достигнутые):

Максимальная скорость	255 км/час
Статический потолок .	2000 м
Динамический потолок .	5000 „
Диаметр винтов . .	11 „

Машина имеет хвостовое оперение и убирающееся шасси.

Нужно заметить, что схема с наклонным расположением осей винтов в поперечной плоскости имеет тот недостаток, что от суммирования векторов крутящих моментов на валах винтов получается продольный момент, который надо компенсировать при балансировке аппарата.

В одноместном американском геликоптере конструкции Ф. Лендграфа (фиг. 126) перекрытие винтов сделано значительно меньшим. Оно составляет только 32% диаметра винта (при диаметре 4,87 м перекрытие равно 1,54 м). При этом винты с жестко закрепленными лопастями сконструированы таким образом, что у одного винта лопасти имеют V, обращенное вверх, а у другого винта — V, обращенное вниз. Таким образом, не-



Фиг. 126. Двухвинтовой геликоптер Ф. Лендграфа с мотором Побджой „Ниагара“ 85 л. с. Жесткие трехлопастные винты работают с перекрытием 32%.

смотря на то что оси втулок расположены на одной высоте, концы лопастей проходят на некотором расстоянии друг от друга. Это сделано для того, чтобы в случае поломки трансмиссии избежать поломки лопастей.

Несущие винты геликоптера Лендграфа цельнодеревянные: корпус втулки и жестко заделанные в нем березовые круглые полые лонжероны лопастей образуют основной каркас винта. На лонжероны надеваются каркасы лопастей, которые имеют шарниры, позволяющие вращаться каркасу относительно лонжерона. Поворот каркаса лопастей относительно лонжеронов изменяет общий угол установки лопасти.

Одновременное или дифференциальное изменение общего шага для обоих винтов служит для изменения режима подъема или для крена. На каждой лопасти имеются элероны.

Управление элеронами циклическое от ручки пилота посредством автоматов-перекосов.

Конструкция передачи мощности к винту состоит из центрального блока, расположенного на носке мотора Побд-жой «Ниагара» мощностью 85 л. с. и особой безвальнoй передачи. На блоке имеются два диска (тарелки) с ленточными наконечниками, закрепленными на шарикоподшипниках. К нижней части втулок несущих винтов укреплены аналогичные диски с ленточными наконечниками; каждая пара дисков соединена между собою 12-ю тягами. При вращении дисков цен-



Фиг. 127. Двухвинтовой двухмоторный геликоптер „Омега“ конструкции И. П. Братухина с шарнирной поводковой подвеской лопастей, управлением автоматами-перекосами в продольном направлении и механизмами изменения общего шага. Винты синхронизированы поперечной трансмиссией.

трального блока тяги, последовательно натягиваясь, передают вращение дискам, укрепленным на валах винтов.

Эта система с точки зрения уменьшения веса заслуживает внимания. Следует отметить, что надежность ее в работе вызывает некоторые сомнения, если учитывать деформации опор, происходящие от изгиба и кручения балок, поддерживающих винты. Систему поворотного каркаса лопастей и одновременное применение элеронов следует признать неудовлетворительным решением и не имеющим практической ценности. Необходимо заметить, что оба экземпляра геликоптера Лендграфа погибли из-за поломки винтов.

Конструктивные формы двухвинтовых геликоптеров с разнесенными в поперечном направлении винтами без перекрытия в последнее время известны нам по четырем аппаратам этого типа.

В 1941 г. появился советский двухмоторный двухвинтовой геликоптер «Омега» оригинальной схемы конструкции И. П. Бра-

тухина (фиг. 127). В отличие от двухвинтового геликоптера Фокке-Вульф FW-61 геликоптер И. П. Братухина по бокам фюзеляжа имеет две отдельные мотогондолы, опертые на масляно-пневматические амортизаторы шасси. К стойкам амортизаторов закреплены снизу симметричные вилки с колесами.

В верхней части каждой мотогондолы выходит короткий трансмиссионный вал, связывающий моторный редуктор с редуктором на втулке винта. Две мощные фермы из стальных труб соединяют мотогондолы с фюзеляжем; хвостовая часть фюзеляжа несет развитое вертикальное оперение, высокоподнятый стабилизатор и хвостовое колесо. В носовой части фюзеляжа закреплено противокапотажное колесо.



**Фиг. 128. Двухвинтовой одномоторный геликоптер
Платт ле-Пейдж.**

Геликоптеры Братухина с различными мотоустановками, строившиеся с 1940 по 1947 г., совершили много успешных полетов и показали хорошую устойчивость и управляемость.

Появившийся в 1944 г. американский геликоптер Платт ле-Пейдж (фиг. 128) полетным весом 2180 кг построен по схеме Фокке-Вульф. Он имеет один мотор Пратт-Уитни «Уосп Джюниор» мощностью 450 л. с., размещенный в фюзеляже, и два разнесенные трехлопастные винта диаметром 9,3 м с лопастями шарнирного типа. Его полная нагрузка составляет 548 кг или 25,4%. Нагрузка на площадь ометаемого диска геликоптера равна 16 кг/м², а нагрузка на единицу мощности — 4,85 кг/л. с. Геликоптер имеет обтекаемые консольные балки, поддерживающие винты. К этим балкам на $\frac{1}{3}$ расстояния между фюзеляжем и винтами крепятся закапотированные стойки главных ног шасси. Хвостовое оперение имеет мощный киль и высокоподнятый стабилизатор, а также и руль направления. Хвостовое колесо шасси вынесено несколько вперед.

За время второй мировой войны германская фирма Фокке-Ахгелис построила геликоптер Фокке-Ахгелис Fa-223 (фиг. 129) с мотором Бранденбургского моторостроительного завода марки Брамо «Фафнир» мощностью 1000 л. с. На серийных гели-

коптерах был установлен мотор BMW-301 мощностью 1000 л. с., высотой 4000 м. Этот вертолет имеет два трехлопастных винта шарнирного типа, укрепленных на консольных трубчатых фермах. Полетный вес аппарата колеблется от 3690 кг до (для



Фиг. 129. Германский вертолет Фокке-Ахгелис Fa-223 с мотором 1000 л. с.

испытаний у земли) 5000 кг. Для достижения статического потолка 2000 м полетный вес составлял 4300 кг. Вес пустого аппарата 3000 кг.

Основные данные вертолета Fa-223:

Диаметр винтов

12 м

Нагрузка	Для полетного веса		
	3690 кг	4300 кг	5000 кг
Полезная нагрузка, кг	690	1000	2000
%	18,7	23	40
Нагрузка на ометаемую площадь винтов, кг/м ²	16,35	19	22,1
Нагрузка на мощность кг/л. с.	3,69	4,3	5,0

Максимальная скорость, достигнутая при испытаниях.

210 км/час

Максимальный динамический потолок

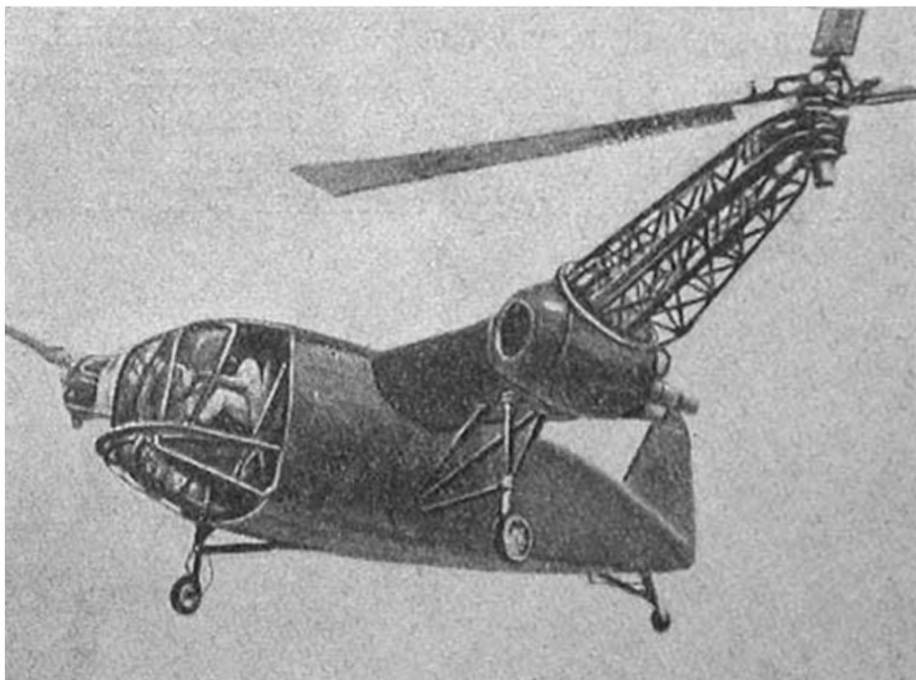
7100 м

Максимальная вместимость кабины

12 чел.

Запас горючего на 2,5 часа	500 кг
Передаточное число трансмиссии на винты	9,1 : 1
Число оборотов мотора	2500 об/мин
Число оборотов винтов	275 об/мин
Мощность, расходуемая вентилятором (вентилятор установлен на моторе) ¹	100 л. с.
Коэффициент заполнения винта	0,06
Вертикальная скорость у земли (при полетном весе 4300 кг)	5,5 м/сек

Лопастей геликоптеров делались с закруткой на 4° (уменьшение угла установки на концах). Лонжероны лопастей изготовлены из конических труб с переменной толщиной стенки из легированной стали.



Фиг. 130. Двухмоторный американский геликоптер фирмы Мак-Донелл ХНУД-1.

В 1947 г. в США был построен двухмоторный геликоптер фирмы Мак Донелл ХНУД-1 (фиг. 130), похожий по внешнему виду на геликоптеры Братухина и Платт ле-Пейдж.

Этот геликоптер имеет два мотора Пратт-Уитни по 450 л. с., установленные в средней части консольных балок, поддерживающих винты. Центральная часть этих балок сделана горизонтальной и в ней проходит синхронизирующий вал. Внешние части балок имеют поперечное V.

¹ Очевидно, к. п. д. вентилятора чрезвычайно низкий. Это объясняется тем, что вентилятор осевого типа имеет небольшую окружную скорость.

Этот вертолет (по данным иностранной печати) имеет следующие данные:

Число мест	12
Диаметр винтов	14,0 м
Полетный вес	5000 кг
Вес конструкции	2920 „
Полная нагрузка	2080 кг или 41,5%
Нагрузка на площадь ометаемого диска	16,3 кг/м ²
Нагрузка на мощность	5,56 кг/л. с.
Крейсерская скорость	160 км/час

Вертолеты с продольным расположением винтов

Двухвинтовой вертолет с винтами, разнесенными в продольном направлении, после вертолетов Сорокина, Корню и Флорина появился лишь в 1944 г. (в проектах американских фирм Хартвиг Литл и Ротор Крафт) и только в 1945 г. был построен одномоторный вертолет PV-3 конструкции Ф. Пясецкого (фиг. 131). Полетный вес составлял 3035 кг, вес пустого



Фиг. 131. Транспортный вертолет Пясецкого PV-3 с мотором Континенталь-Райт мощностью 600 л. с. Два трехлопастных винта, расположенные в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, вращаются в противоположных направлениях.

1935 кг, полная нагрузка 1100 кг, т. е. 36,3%. Этот вертолет имеет два трехлопастных винта диаметром 12,5 м. Если предположить, что винты не имеют перекрытия, нагрузка на ометаемую площадь будет 12,35 кг/м². На PV-3 установлен в фюзеляже позади кабины мотор Пратт-Уитни взлетной мощностью 600 л. с.¹.

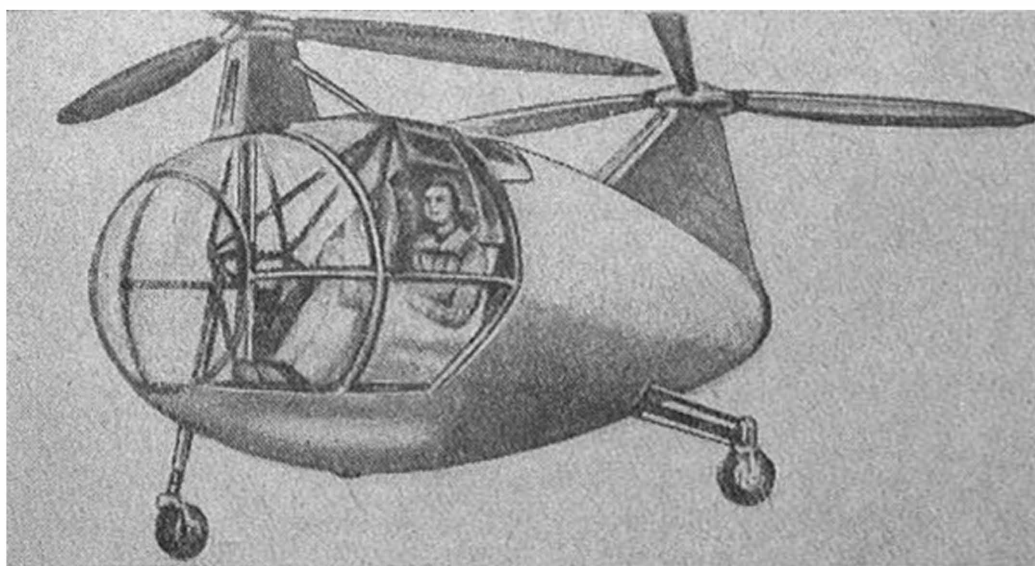
¹ Вначале был поставлен мотор Пратт-Уитни мощностью 450 л. с.

Удельная нагрузка по мощности у этого геликоптера составляет 5,08 кг/л. с. Этот аппарат (по сообщению печати) имеет следующие данные:

Максимальная скорость на высоте 1500 м	200 км/час
Потолок статический	3000 м
„ динамический	4600 м
Скороподъемность	4,57 м/сек
Дальность на крейсерской скорости	480 км

Двухместный геликоптер ХВ-11 фирмы Ротор Крафт (фиг. 132) имеет два винта диаметром 5,5 м. Его полетный вес 566 кг, вес пустого 363 кг, полная нагрузка 203 кг составляет 36,0% от полетного веса. Нагрузка на площадь ометаемого диска 11,9 кг/м². На этом аппарате установлен мотор Континенталь 110 л. с., нагрузка на мощность 5,15 кг/л. с. Геликоптер имеет два трехлопастных винта с жестко закрепленными деревянными лопастями (без шарниров).

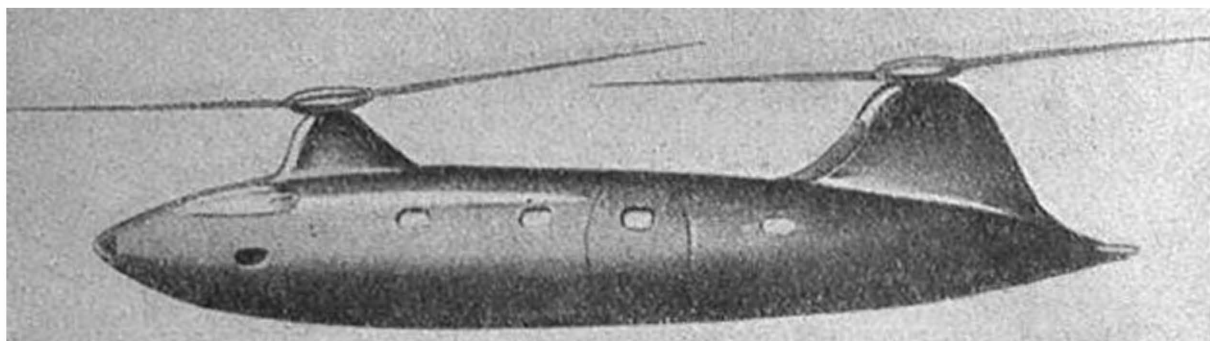
В 1946 г. были опубликованы данные проекта геликоптера фирмы Ротор Крафт под названием «Роторбас» с полетным ве-



Фиг. 132. Геликоптер фирмы Ротор Крафт XR-11.

сом 11 340 кг, рассчитанного на перевозку 20 пассажиров и двух членов экипажа. В проекте предусматривается применение двух трехлопастных винтов диаметром 18,3 м с перекрытием примерно на половину длины лопастей. На геликоптере устанавливаются два мотора жидкостного охлаждения. Предполагаемая дальность 800 км.

В 1947 г. опубликованы некоторые данные нового американского проекта пассажирского вертолета фирмы Санбим (фиг. 133). Вертолет имеет прекрасные аэродинамические формы. На нем установлены два мотора по 174 л. с. каждый. Полетный вес аппарата 1180 кг, вес пустого 815 кг, полная



Фиг. 133. Проект вертолета фирмы „Санбим“ с двумя моторами по 160 л. с.

нагрузка 363 кг, т. е. 30,7%. Вертолет имеет два трехлопастных винта диаметром 5,5 м.

Нагрузка на площадь ометаемого диска 24,8 кг/м²; нагрузка на 1 л. с. — 3,38 кг/л. с.

В последних американских журналах появились сообщения о новой модификации транспортного военного вертолета



Фиг. 134. Восьмиместный вертолет Пясецкого HXRP-1 с мотором мощностью 600 л. с.

PV-14 (фиг. 134) с мотором Пратт-Уитни R-1340. Видно, что пришлось кили вынести в более обдуваемые зоны ометаемого диска.

Из всего этого следует, что двухвинтовой продольной схеме начали уделять большое внимание при проектировании транспортных вертолетов.

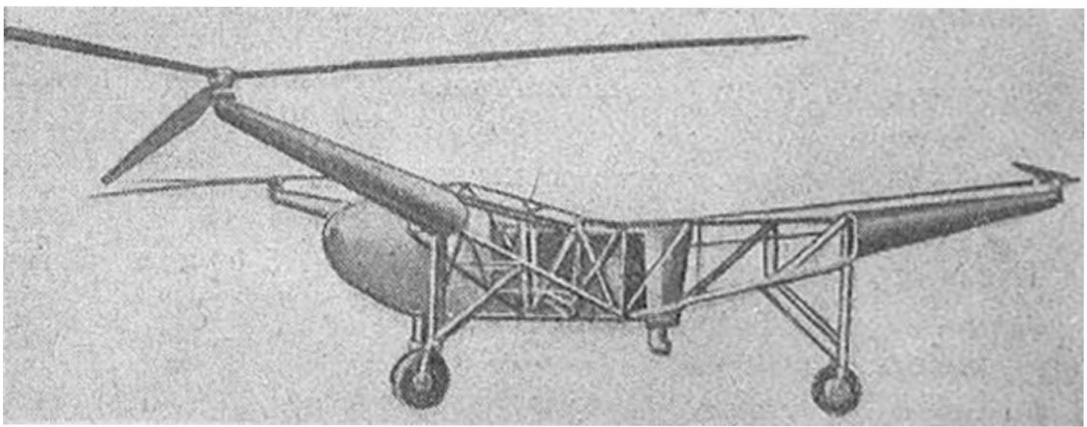
Многовинтовые вертолеты

Теоретические предпосылки Н. Е. Жуковского и Б. Н. Юрьева и ранние идеи Бреге, Эмишена, Ботезата в отношении целесообразности создания многовинтовых вертолетов долгие годы не находили последователей.

В последние годы мысль о постройке многовинтового вертолета нашла применение в аппаратах большого полетного веса.

В 1946 г. фирмой Сиерва был спроектирован и построен трехвинтовой вертолет под названием «Воздушная лошадь». Вертолет был специально спроектирован для борьбы с вредителями сельского хозяйства путем опрыскивания.

В этом аппарате для уравнивания реактивного момента несущей системы был применен способ, предложенный свыше 10 лет назад инженером Н. М. Флориным. Все три винта вер-



Фиг. 135. Трехвинтовой вертолет «Воздушная лошадь» с мотором Роллс-Ройс «Мерлин XXXII» мощностью 1600 л. с.

толета вращаются в одну сторону (по часовой стрелке). Оси винтов имеют наклон $3^{\circ}45'$ в сторону вращения винтов в плоскостях касательных к окружности, проходящей через центры всех трех винтов. Таким образом тяга каждого винта дает горизонтальную составляющую 148,5 кг. Все три горизонтальных составляющих тяги взаимно уравниваются, но создают момент относительно вертикальной оси, проходящей через центр тяжести аппарата, уравнивающий реактивный момент несущей системы.

Как видно из фиг. 135, вертолет имеет один фюзеляж, в хвостовой части которого смонтирована втулка заднего винта. В передней части фюзеляжа имеются две балки, симметрично расположенные по бокам фюзеляжа, направленные несколько вперед и образующие между собой угол в 120° .

На концах этих балок закреплены втулки двух передних винтов. Средняя часть фюзеляжа и центральные части балок,

поддерживающих передние винты, не имеют обтекателя и представляют собой открытые трубчатые фермы. Это сделано, очевидно, для того, чтобы уменьшить сопротивления несущих частей, расположенных в ометаемых винтами зонах, и для уменьшения вибрации аппарата.

Геликоптер «Воздушная лошадь» имеет следующие данные:

Полетный вес	6800 кг
Вес конструкции	3800 кг
Полная нагрузка	3000 кг или 44,2%
Диаметр трехлопастных винтов	14,05 м
Вес лопасти	58 кг
Суммарная ометаемая площадь трех винтов	464 м ²
Расстояния от центра аппарата до центра втулки каждого винта	8,35 м
Нагрузка на 1 л. с. (взлетной мощности)	4,25 кг/л. с.
Нагрузка на 1 м ² ометаемой винтами площади	14,65 кг/м ²
Общее передаточное число трансмиссии, считая редукцию мотора	13,7 : 1
Число оборотов винтов	175 об/мин
Мотор Роллс-Ройс „Мерлин XXXII“ (взлетная мощность 1600 л. с., номинальная мощность 1360 л. с. на 1680 м)	

По данным иностранной печати этот аппарат имеет следующие проектные летные характеристики:

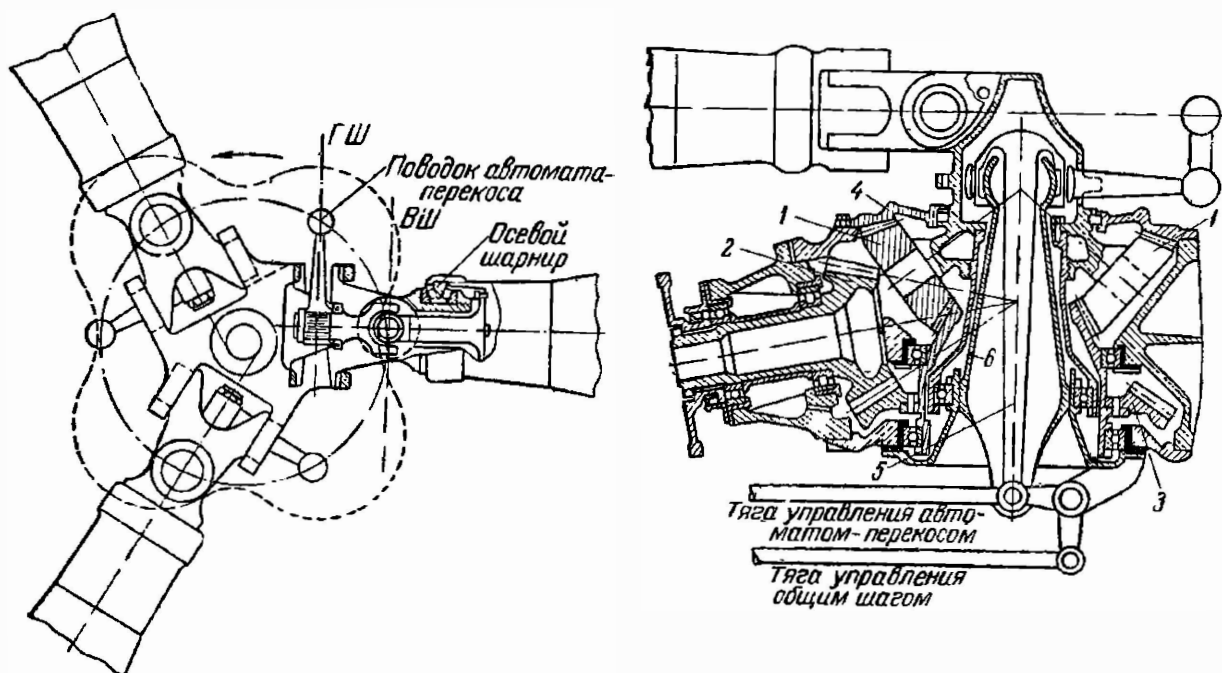
Максимальная скорость	184 км/час
Крейсерская скорость	141 „
Вертикальная скорость у земли	7,3 м/сек
Для подъема над землей на высоту 14 м требуется мощность	980 л. с.

На геликоптере установлено специальное оборудование для опрыскивания ядами, состоящее из резервуара из нержавеющей стали емкостью 2270 л и системы трубок с отверстиями для подачи отравляющих веществ.

Втулки несущих винтов с верхними редукторами (фиг. 136) представляют компактные агрегаты, крепящиеся на трубчатых конструкциях хвостовой части фюзеляжа и концов поддерживающих балок. Втулка трехлопастного винта со свободонесущими лопастями имеет горизонтальные и вертикальные шарни-

ры. Горизонтальные шарниры повернуты так же, как в описанной ранее автодинамической втулке Сиерва, сконструированной для автожиров, взлетающих без разбега. Повернутые шарниры, так же как и в автожирах, служат здесь для большего демпфирования махового движения лопастей.

Характерным отличием втулки геликоптера «Воздушная лошадь» от автодинамической втулки автожиров является то, что втулки автожиров были сконструированы для непосредственного управления, т. е. для управления путем наклона оси ротора. Втулка геликоптера сконструирована для циклического управления и управления общим шагом. Для этого рычаг циклического управления на лопасти находится внутри оси горизонтального шарнира и имеет карданное соединение на оси вертикального шарнира. Таким образом при любом отклонении лопасти в плоскости вращения или при ее взмахе пово-



Фиг. 136. Схема автодинамической втулки английского геликоптера „Воздушная лошадь“ с повернутыми горизонтальными шарнирами и управлением посредством автомата-перекоса.

1—сателлит; 2—шестерни наконечника трансмиссионного вала; 3—„солнечная“ шестерня; 4—зубчатый венец; 5—рычаг автомата-перекоса; 6—стакан перевода общего шага.

док не меняет ее угла установки, как это имеет место в поводковой системе Хафнера.

Верхний редуктор состоит из конической пары шестерен и планетарного редуктора с тремя сателлитами.

Трансмиссионный вал оканчивается конической шестерней, которая сцеплена с конической шестерней, насаженной на об-

щий вал с верхней, являющейся «солнечной» шестерней планетарного редуктора. Водилом с тремя штырями для сателлитов служит вал корпуса втулки несущего винта.

Внутри полого вала втулки винта проходят рычаги управления: внутренний рычаг для управления автоматом-перекосом и внешний в виде полого конуса для изменения общего шага. Рычаг общего шага связан с тягой управления через двурогую качалку, а рычаг автомата-перекоса — непосредственно с тягой управления. Такое расположение ходовых частей редуктора дает возможность создать компактную конструкцию картера.

Следует отметить усложнения в механизме поворота лопасти для изменения угла установки по сравнению с системой Хафнера. Конструкция лопасти смешанная. Носовая часть сделана из пластика и облагороженной древесины, хвостовая часть — из легкого сплава. Лопасти трапецевидные в плане, с постоянной по длине относительной толщиной дужки.

Управление вертолетом состоит из:

а) дифференциального изменения общего шага на двух передних винтах, создающего крен и служащего для поперечного управления;

б) дифференциального изменения общего шага на передних и заднем винтах, служащих для продольного управления;

в) дифференциального отклонения автоматов-перекосов двух передних винтов в продольном направлении, осуществляющего поворот аппарата.

Для облегчения управления имеется гидравлическое бустерное устройство.

На вертолете установлен в средней части фюзеляжа один мотор Роллс-Ройс «Мерлин XXXII» жидкостного охлаждения.

Для охлаждения мотора имеется радиатор, обдуваемый осевым вентилятором с регулируемым углом установки лопастей.

В случае останова мотора лопасти винтов автоматически устанавливаются на режим авторотации. Специальная муфта, у которой фрикционное сцепление осуществляется до мощности 150 л. с., а затем сцепляет трансмиссию наглухо, допускает также вращение винтов на режиме авторотации.

Германская фирма Фокке-Ахгелис, изыскивая конструктивные формы для аппарата с большой полезной нагрузкой, пришла к мысли использовать несущую систему своего двухвинтового вертолета Fa-223. Предполагалось, что новый аппарат будет состоять из носовой части с несущими винтами одного аппарата Fa-223 и хвостовой части с несущими винтами другого Fa-223 с включением в средней части специально сконструированного соединительного отсека фюзеляжа. Аппарат был предназначен для перевозки военного снаряжения.

Создание такой схемы обуславливалось желанием в кратчайший срок получить вертолет с большой полезной нагрузкой, используя опыт создания несущих винтов Fa-223 диа-

метром 12 м и налаженную уже серийную постройку этих геликоптеров.

Летом 1947 г. появились сообщения о новом проекте двухместного четырехвинтового геликоптера Н. Флорина марки «Флорин-4». Аппарат имеет обтекаемый фюзеляж с килем самолетного типа. Из средней части фюзеляжа, очевидно, у моторной установки под углами к продольной оси аппарата вынесены четыре опорные консольные балки, поддерживающие трехлопастные свободнонесущие винты. Аппарат цельнометаллический. Балки, поддерживающие винты, — из стальных сваренных труб. Лопасты цельнодеревянные, сплошной конструкции. Радиальный мотор мощностью 75 л. с. вращает четыре трансмиссионных вала.

Геликоптер имеет следующие данные:

Полетный вес аппарата, включая пилота и горючее на 2 часа полета	400 кг
Нагрузка на единицу мощности	5,33 кг/л. с.
Диаметр винтов	3,3 м
Нагрузка на ометаемую площадь	11,7 кг/м ²
Ожидаемая максимальная скорость	150 км/час.

Охлаждение мотора осуществляется воздухозаборниками, расположенными под фюзеляжем.

По мнению автора многовинтовая схема при удачном расположении винтов и несущих частей геликоптера сможет сыграть большую роль в развитии конструктивных форм геликоптеров большого тоннажа. Строить многовинтовые геликоптеры небольшой величины нецелесообразно из-за сложности их эксплуатации.

Эксплуатационные свойства геликоптеров

Несмотря на то, что в ряде стран построены десятки опытных геликоптеров различных схем, в серийной постройке находятся только несколько типов. Эксплуатационные свойства этих геликоптеров невысоки.

Основными дефектами большинства геликоптеров являются вибрации на больших скоростях, малый статический потолок, плохая статическая и динамическая устойчивость.

Можно с уверенностью сказать, что применение механизмов, демпфирующих движение лопастей или других механизмов автоматической стабилизации винтов, увеличивает динамическую устойчивость геликоптеров. Некоторые конструкторы принуждены применять с «лечебной» целью дополнительные механизмы в системе управления для того, чтобы устранить органические дефекты аппарата из-за неправильной конструкции несущей системы.

Многие аппараты могут летать только поступательно. Эти аппараты поднимаются на «воздушной подушке» на высоту нескольких метров, используя свойства динамического набора высоты по наклонной траектории. Естественно, что вертикального спуска такие вертолеты совершать не могут, так как у них скорость вертикального спуска получается настолько большой, что даже «воздушная подушка» не может смягчить удар о землю при посадке. Чаще всего это происходит вследствие перегрузки аппарата или неправильно выбранных параметров.

Эти соображения вызывают необходимость более осторожно относиться к сообщениям иностранной печати, так как опубликованные летные характеристики большей частью имеют рекламный характер и не подтверждаются летными испытаниями.



7. Разведка косяков рыбы и залежей морского зверя.

8. Аэросъемка.

Не исключается их применение и в других областях.

Отсюда видно, что винтовые аппараты будут заменять в отдельных случаях паромы, автомашины, аэростаты и другие наземные и воздушные средства.

Поэтому правильно присоединиться к мнению тех, которые при оценке винтовых аппаратов сравнивают их с теми средствами, которые употребляются до сих пор в данной области. Например, говоря о наводке мостов, сравнивают вертолет с плавучим краном или с методами свайной или понтонной наводки; пригородные почтовые сообщения — с автомобильным и воздушным транспортом, работающими совместно; патрулирование судов — с катапультными самолетами или самолетами, работающими с авианосцев, или с дирижаблями; службу связи — с автомобилем; корректирование артиллерии — с аэростатом или самолетом и т. д.

Занимаясь изучением вопросов применения винтовых аппаратов, можно прийти к заключению, что область пассажирских и грузовых перевозок будет одна из самых больших по значимости сфер применения этих аппаратов.

Исходя из этих предпосылок, мы и будем рассматривать наиболее существенные особенности и свойства винтовых летательных аппаратов и постараемся дать оценку различным типам этих аппаратов.

Взлетно-посадочные свойства

Вертикальный взлет и вертикальный набор высоты являются наиболее ценными свойствами винтового летательного аппарата. Благодаря этим свойствам вертолет решает такие задачи, как выход из «колодца» любой высоты. Это может дать возможность использовать вертолет как «летающий автомобиль» в городских условиях, а также в лесистой местности. Вертикальный набор высоты остается основным показателем и для применения вертолетов в гористой местности.

Автожиры, взлетающие без разбега, могут работать только с открытых площадок или с площадок, имеющих свободные подходы. Уже имеется достаточный опыт взлета и посадки автожиров на крыши высоких зданий, на палубы кораблей и т. д.

Так как автожир, взлетающий без разбега, имеет высоту вертикального «прыжка» 5—6 м, то для того, чтобы выйти из лесного массива высотой 15 м, ему потребовалась бы площадка не менее 150×200 м. Для уменьшения потребной площадки необходимы специальные приспособления, например, трехшаговый механизм перевода общего шага.

Применение этих механизмов может дать высоту прыжка порядка 15 м. Следует признать, что вертикальный взлет авто-

жира представляет достаточно сложный маневр и требует тщательного его выполнения. Для того чтобы обезопасить автожиры при взлете, необходимо иметь небольшую площадку. Поэтому мы должны установить, что эксплуатировать автожиры можно только при наличии площадок не менее 50×50 м с открытыми подходами.

Правильно спроектированный вертолет не нуждается в подходах. О величине площадки, необходимой для эксплуатации вертолета, мы судим несколько отвлеченно, так как за редким исключением вертолеты не летали при плохих метеорологических условиях (при порывистом ветре до 16 м/сек), но порывы ветра в $8-12$ м/сек могут значительно изменить траекторию вертикального подъема, особенно среди зданий, в лесной или горной обстановке.

Что касается посадки, то автожир также имеет более ограниченные возможности, чем вертолет; ему требуются более свободные площадки. Строго вертикальная посадка автожира может быть выполнена против ветра силой $8-10$ м/сек. При ветре до 3 м/сек угол траектории может быть $50-60^\circ$ с последующей посадкой после выравнивания (практически без пробега).

Здесь следует остановиться на одном чрезвычайно важном обстоятельстве, а именно — безопасности спуска винтового аппарата. Существенным свойством винтового аппарата является его способность совершать планирующую посадку с выключенным мотором с высоты 15 м с приземлением без пробега. Естественно, возникает вопрос, почему выбрана такая ограниченная высота для оценки посадочных свойств аппаратов?

Вертикальная скорость установившегося парашютирования для употребляемых в практике величин удельной нагрузки на ометаемую площадь ротора слишком велика, чтобы можно было сделать такие амортизаторы шасси, которые поглотили бы кинетическую энергию опускающегося вертикально винтового аппарата. Большую помощь в этом вопросе оказывает так называемая воздушная подушка у земли.

Как показывают теоретические изыскания и эксперименты, по мере приближения винтового аппарата к земле с высоты, равной примерно двум диаметрам винта, начинает возрастать подъемная сила несущего винта. Это создает известное демпфирующее действие, т. е. некоторое уменьшение вертикальной скорости приземления. Если винтовой аппарат после горизонтального полета или планирования переходит на парашютирование, то вертикальная скорость парашютирования нарастает постепенно и не сразу достигает до величины предельной вертикальной скорости установившегося режима парашютирования. Поэтому регламентированная высота, с которой винтовой аппарат может совершать постепенный переход от планирования к парашютированию, является весьма важной ве-

личной. Высота 15 м выбрана из условия выхода аппарата из лесного массива на открытую площадку. Эта высота является, по видимому, минимальной при маневре перехода на режим авторотации при остановке мотора. Как показала практика ночных полетов, эта высота является также максимальной при парашютирующих посадках на неподготовленную площадку.

Таким образом посадка с неработающим мотором на режиме авторотации, которую может произвести аппарат с высоты 15 м, должна выполняться после перехода с моторного полета или после планирования до высоты 15 м. Поэтому посадка с высоты 15 м с последующим зависанием и приземлением без пробега, регламентирование которой мы рекомендуем для геликоптеров, эксплуатирующихся на пересеченной местности, в городских условиях, в лесных районах, происходит на неустановившемся режиме, при котором первоначальное нарастание вертикальной скорости снижения демпфируется последующим влиянием «воздушной подушки», а вертикальная скорость приземления становится значительно меньше вертикальной скорости установившегося парашютирования.

Как показал опыт эксплуатации, это требование приводит прежде всего к значительному уменьшению нагрузки на площадь ометаемого диска на авторотирующем режиме (как для автожира, так и для геликоптера) примерно до 10—12 кг/м² для аппаратов с полетным весом до 2000 кг*. Только при значительном уменьшении вертикальной скорости подхода к земле вследствие подрыва аппарата на большой угол атаки удаётся осуществить посадки с выключенным мотором с высоты 15 м, используя ход амортизации стоек шасси порядка 350—500 мм и полное обжатие пневматиков, как это, например, сделано на автожирах и геликоптерах Келлет. Существует еще средство для уменьшения скорости подхода к земле — это внезапное увеличение общего шага лопастей. Но это средство нельзя применять, например, в ночных полетах или при посадке в тумане, без специальных локационных средств.

Здесь следует обратить внимание на одно обстоятельство, чрезвычайно важное при проектировании и особенно при эксплуатации геликоптеров, касающееся величины удельной нагрузки на площадь ометаемого диска.

Если геликоптер летит с небольшой поступательной скоростью или находится в неподвижном состоянии на небольшой высоте (например, 50 м), пилот в случае неисправности мотора или при каких-либо случайных неисправностях несущей систе-

* Мы полагаем, что при увеличении полетного веса аппаратов нагрузку на площадь ометаемого диска можно будет увеличить до 15—20 кг/м²; при этом парашютирование при посадке можно будет выполнять с последующим «подрывом» на большой угол атаки и переводом на большой угол установки лопастей, пользуясь каким-либо специальным автоматическим приспособлением.

мы будет иметь в своем распоряжении всего несколько секунд, для того чтобы перевести шаг винтов на минимальный для перевода на авторотирующий спуск.

При нагрузке на площадь ометаемого диска винта порядка 10 кг/м^2 установившаяся скорость парашютирования по американским данным равна примерно 9 м/сек . Если механизм перевода общего шага работает исправно и перевод шага производится автоматически, то эта операция займет $1\text{—}2$ сек. и аппарат опустится на землю через $8\text{—}9$ сек. Если же нагрузка на площадь ометаемого диска будет $20\text{—}35 \text{ кг/м}^2$, то скорость установившегося вертикального спуска на режиме авторотации будет $13\text{—}17 \text{ м/сек}$. Поэтому в последнем случае посадка может произойти в течение $5\text{—}4$ сек. и закончиться еще до того, как будет переведен шаг. Таким образом при каких-либо неполадках рассчитывать только на посадки с планирования в винтовых аппаратах нельзя. Это будет всегда приводить к поломкам из-за малейших ошибок пилотирования, неисправности мотора или нарушения регламента подхода аппарата на посадку.

Потолок

Важным свойством геликоптера необходимо также считать возможность подниматься вертикально. Предельная высота, на которую геликоптер поднимается строго вертикально при полном штиле, называется статическим потолком. Конечно, можно вертикально подниматься и при небольшом встречном ветре (наклоняя геликоптер), но в этом случае высота подъема резко увеличивается.

Динамический потолок (т. е. потолок при полете на экономическом режиме поступательного полета) больше статического на $2000\text{—}2500 \text{ м}$.

Статический потолок зависит от двух величин:

- а) нагрузки на единицу мощности, поданной на винты;
- б) нагрузки на площадь ометаемого диска.

Тяга несущего винта определяется по формуле

$$P = (aND)^{\frac{2}{3}},$$

где P —тяга;

a —коэффициент, характеризующий совершенство винта;

$$a \approx 26,5 \frac{\alpha}{\beta^{\frac{3}{2}}} \quad (a \text{ равно в среднем } 19\text{—}22);$$

N —мощность, поданная на винты;

D —диаметр винта.

При этом N вычисляется с учетом понижения мощности от высоты.

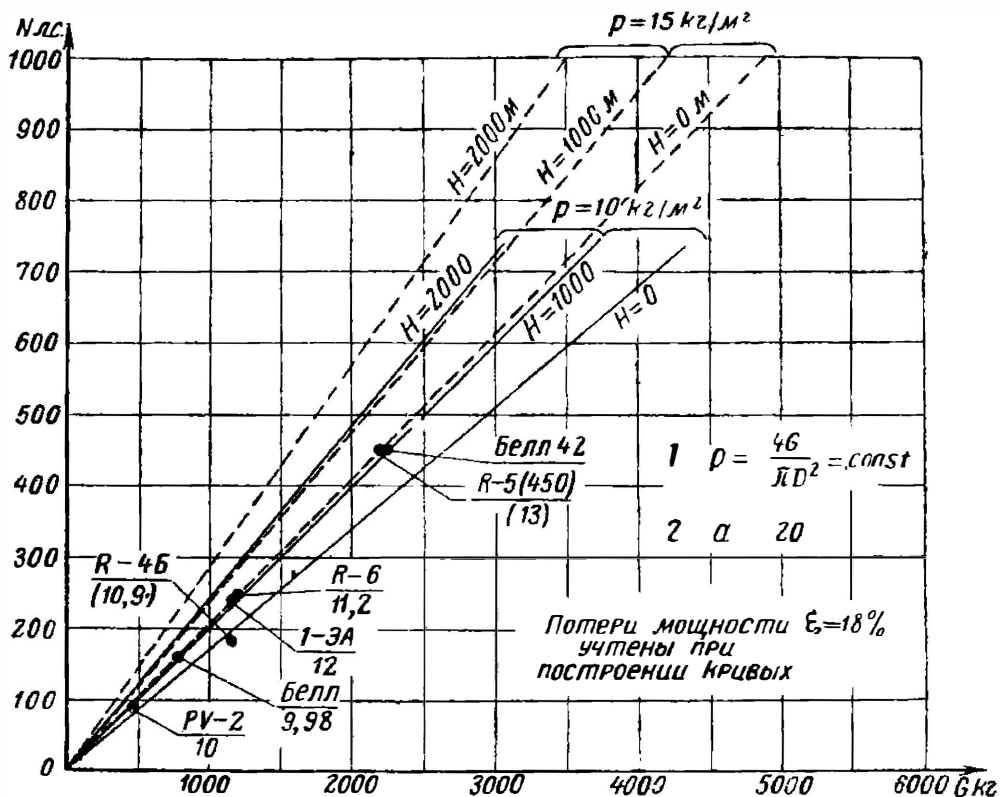
Если построить зависимость тяги от мощности при каком-либо определенном значении $p = \frac{G}{F} = \frac{4G}{\pi D^2}$, то в результате преобразований можно написать

$$G = k \cdot N,$$

где

$$k = \frac{2a}{\sqrt{\pi p}}.$$

Зависимости G от N , изображенные на фиг. 137 и 138, дают наглядное представление о роли, которую играет удельная на-



Фиг. 137. Характеристики одновинтовых вертолетов с рулевым винтом.

грузки на мощность и, главное, удельная нагрузка на площадь ометаемого диска для величины статического потолка.

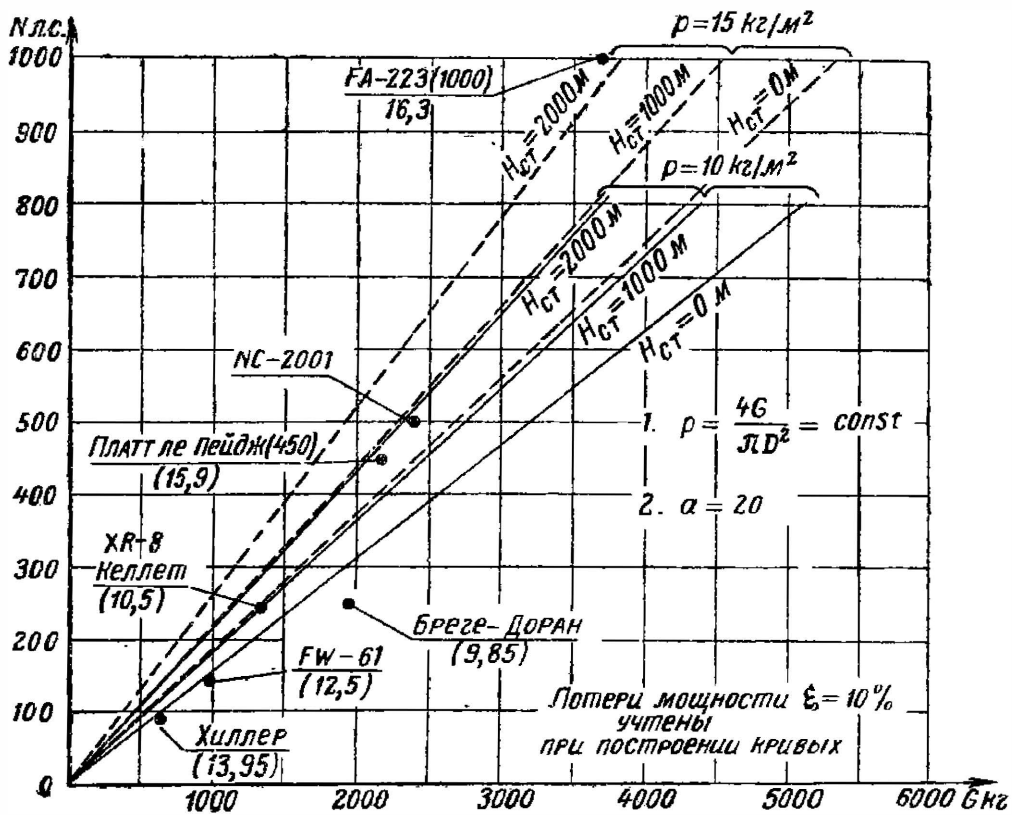
Следует заметить, что высотность мотора имеет большое значение для получения максимального статического потолка вертолета. Для сведения и предварительных подсчетов ниже приведена таблица избытка тяги, необходимого для достижения необходимого статического потолка.

Статический потолок, м	1000	2000	3000	4000	5000
Коэффициент избытка тяги у земли без учета „воздушной подушки“	1,11	1,25	1,41	1,59	1,81

Экономичность

Сравнительная оценка реальной экономичности геликоптеров и автожиров затруднена тем, что иностранная печать обычно приводит «парадные» цифры полетных нагрузок. Испытанные нами иностранные аппараты оказывались со значительно худшими качествами, чем это было рекламировано.

Сравнивая винтовой аппарат с автомобилем или самолетом, мы должны оценивать факторы времени, стоимости обслуживания, стоимость погрузки и выгрузки и т. д. и, наконец, стоимость горючего. Оказывается, что стоимость горючего не превышает 10—15% общей стоимости затрат. Некоторые иностранные специалисты, делая анализ экономики транспорта, пришли к выводу о выгодности применения геликоптеров для перевозок



Фиг. 138. Характеристики двухвинтовых геликоптеров.

людей и грузов на расстояния до 200 км без предварительной доставки груза на аэродромы, с остановками либо на площадях, либо на крышах больших зданий. Автор высказывал аналогичное мнение в 1929 г.

Сравнивая полные нагрузки самолета и винтового аппарата, нужно заметить, что нагрузка винтового аппарата (на 1 л. с. мощности мотора) была до сих пор значительно ниже, особенно на аппаратах с моторами небольшой мощности. Это можно было объяснить недостаточной продуманностью и несовершенством конструкции геликоптерных агрегатов.

В последние годы в связи с развитием helicopters это положение несколько изменилось. Выпущенный в 1945 г. helicopter PV-3, модернизированный в 1947 г., дает при взлетной мощности 600 л. с. полную нагрузку 1100 кг (36,3% полетного веса), что дает нагрузку 1,83 кг/л. с. Эта цифра внушает доверие и заставляет думать, что совершенство конструктивных форм helicopters подходит к тому уровню, при котором возможно их коммерческое использование. Полная нагрузка лучших автожиров примерно того же порядка.

Таким образом практически коммерческая загрузка helicopters и автожиров будет одного порядка. Стоимость эксплуатации helicopter не намного выше стоимости эксплуатации автожира.

Маневренность, управляемость, устойчивость

Большая практика автожиростроения и то обстоятельство, что существует некоторая аналогия в свойствах полета автожира и самолета, привели к тому, что в автожирах были хорошо отработаны вопросы маневренности, управляемости и устойчивости.

Вираж с углами крена 45—60°, крутое планирование, горки, «зависание», парашютирование, горки с виражом, полет со скольжением освоены в полной мере. Хорошая управляемость крылатых автожиров с самолетными органами управления на больших поступательных скоростях ухудшается с приближением к режиму минимальных скоростей. Для бескрылых автожиров с непосредственным управлением этот дефект частично устраняется, но разворот (без руля направления) недостаточно эффективен. Есть сведения, что бескрылые автожиры с управлением автоматом-перекосом имели лучшую управляемость.

Достаточная степень статической устойчивости автожиров с фиксированным управлением осуществляется соответствующей величиной и размещением горизонтального и вертикального оперений, чем достигается необходимый наклон кривой моментов. Для повышения степени статической устойчивости со свободным управлением в автожирах в систему управления начали вводить пружины с регулируемым натяжением. Это дало возможность создать необходимые усилия на ручке управления.

Говоря о маневренности, устойчивости и управляемости helicopter, необходимо всегда помнить, что в отличие от самолета или автожира helicopters с увеличением скорости поступательного полета (вперед) увеличивают отрицательный угол атаки несущей системы.

Органы управления автожиром и самолетом идентичны — это ручки управления, педали и сектор газа.

Органы управления вертолетом в общем случае отличны от органов управления самолетом: кроме ручки пилота, педалей и сектора газа, на большинстве вертолетов имеется еще *рычаг управления общим шагом*. Правда, некоторые конструкторы вертолетов ограничиваются применением только первых трех органов управления, меняя характер режима вертикальных скоростей изменением оборотов несущего винта. Все же следует заметить, что до сих пор общепризнанного мнения по этому вопросу не существует. Применение же рычага перевода общего шага хотя и необходимо, но значительно усложняет управление вертолетом.

Говоря о маневренности вертолета, сейчас можно делать оценку только по времени поворота его вокруг собственной оси на режиме «висения». Для вертолета Фокке-Вульф FW-61 время поворота на 360° равно примерно 2,5 сек. Практически нас интересует возможность совершать нормальный вираж, т. е. поворот вертолета на 180° при полете на крейсерской скорости.

В вертолете, имеющем четыре органа управления, этот маневр, так же как и выполнение других эволюций, требует согласования действия всех органов управления, а именно ручки автомата-перекоса, педалей, сектора газа и рычага изменения общего шага.

В вертолетах Сикорского R-4B увеличение общего шага лопастей синхронизировано с открытием дросселя. В свою очередь дросселем можно управлять и независимо от управления общим шагом.

Следует помнить, что одни и те же движения ручкой в вертолете дают различный эффект при полете на различных скоростях. Например, если вертолет летит со значительной поступательной скоростью, то для набора высоты пилот берет ручку «на себя». Этого же эффекта можно добиться, переведя рукоятку общего шага на увеличение шага.

Если мотор работает на пониженных оборотах, то эта же операция (т. е. отклонение ручки управления «на себя») вызовет уменьшение скорости полета и последующее снижение аппарата. При некоторых условиях взятие ручки «на себя» вызывает полет назад или остановку на месте. Пилот вертолета должен помнить, что движение ручки всегда влияет на скорость полета и требует вмешательства других органов управления, в частности, рычага управления мотором или рычага общего шага.

Это полностью относится и к осуществлению поворота, особенно на одновинтовом вертолете, у которого боковая площадь хвостовой части создает при небольшом скольжении большие поперечные моменты, которые в одном случае суммируются, а в другом вычитаются из момента, создаваемого руле-

вым винтом. Таким образом современные схемы управления вертолетом не дают возможности получать такое же четкое, эффективное управление, какое имеется на самолете и в несколько меньшей степени на автожире.

Вопросам устойчивости в технике винтовых аппаратов уделяется большое внимание, так как решение этой проблемы таит в себе большие трудности и много неясностей. Как уже было указано, в автожиростроении эти вопросы большей частью разрешены.

Вопросы статической устойчивости вертолета еще остаются нерешенными. Известно, что большинство соосных вертолетов, а также вертолетов с двумя винтами, разнесенными в поперечном направлении, имеют горизонтальное и вертикальное хвостовое оперение, в то время как большинство одновинтовых вертолетов не имеют оперения. Некоторые двухвинтовые вертолеты продольной схемы имеют только киль, но не имеют горизонтального оперения. Это доказывает, что вопрос об обеспечении необходимой степени статической устойчивости вертолета в общем случае не решен и установившихся мнений по этому вопросу еще не существует. Мы рекомендуем ставить и вертикальное и горизонтальное оперение, размещая его согласно схеме аппарата.

Исследуя динамическую устойчивость вертолетов, некоторые авторы (Хохенемзер, Донаван и Голланд) пришли к выводу, что вертолеты динамически неустойчивы.

Правда, результаты одного автора численно значительно разнятся от результатов другого, но все они пришли к одному и тому же принципиальному выводу.

В эксплуатационных инструкциях серийных американских вертолетов указывается, что «устойчивость» вертолетов носит маятниковый характер; движения ручки управления в большинстве случаев должны быть умеренны, особенно в поперечном направлении (для одновинтовых аппаратов). С другой стороны, существует некоторая инертность управления. Это говорит о том, что даже в серийных вертолетах, прошедших длительный период испытаний и эксплуатации, вопросы устойчивости (как они решаются в самолетах) до сих пор не разрешены.

Напомним, что в систему управления вертолетов Фокке-Ахгелис Fa-223 и Флеттнера Fl-282 были введены инерционные демпферы с явной целью устранить динамическую неустойчивость этих вертолетов.

Впоследствии Хохенемзер отказался от своего первоначального мнения о неустойчивости вертолета и пришел к выводу, что вертолет может быть динамически устойчив, если его правильно спроектировать.

Отсюда необходимо сделать выводы, что до сих пор общепризнанной точки зрения на динамическую устойчивость верто-

коптера не существует, а данные результатов систематических исследований геликоптеров еще не опубликованы.

Все же автор полагает, что правильно спроектированный геликоптер будет динамически устойчив.

Все это приводит к тому, что конструктивные формы геликоптеров до сих пор не установились. Наряду с хорошими примерами геликоптеров Братухина, Бреге-Доран, Фокке-Вульф появляются геликоптеры с короткими бесхвостыми фюзеляжами Хиллера, Бендикса, Маркварда и др., с явными признаками статической неустойчивости.

Утомляемость пилота

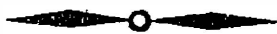
Утомляемость экипажа винтового аппарата вызывается, с одной стороны, вибрациями несущей системы и, как следствие — вибрациями всего аппарата и органов управления, а с другой стороны, динамической неустойчивостью аппарата и вызываемыми этим многочисленными кратковременными отклонениями ручки управления.

Периодические силы на роторе автожира или несущем винте геликоптера во время поступательного полета вследствие циклического изменения тяги лопастей достигают большой величины.

Особенно это сказывается при применении двухлопастных винтов. Советские (на автожире А-7) исследования работы трехлопастных роторов дали величины размаха (двойной амплитуды) вертикальных колебаний в пределах от 0,1 до 1,1 мм в зависимости от величины поступательной скорости. Размах свыше 0,8 мм крайне неприятен и быстро утомляет летчиков. Поэтому на автожирах и затем на геликоптерах была введена «плавающая» подвеска несущего винта и трансмиссии, а на некоторых геликоптерах устанавливали всю винтомоторную группу с центральным редуктором и муфтой на мощных резиновых амортизаторах.

Устранение утомляемости пилота из-за динамической неустойчивости геликоптера является наиболее трудной задачей. Разрешение ее в отдельных случаях шло посредством включения в систему управления инерционных демпферов. Особенно труден на геликоптере режим парения вблизи земли.

Следует констатировать, что утомляемость пилотов на автожире значительно меньше, чем на геликоптерах, хотя и больше, чем на самолетах.





ГЛАВА V

СРАВНЕНИЕ РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ ГЕЛИКОПТЕРОВ

Использование мощности мотора

С точки зрения использования мощности силовой установки двухвинтовые вертолеты имеют явные преимущества перед одновинтовыми с рулевыми винтами. Баланс использования мощности для различных схем вертолетов представлен в табл. 1. При этом необходимо заметить, что по нашим подсчетам мощность, затрачиваемая на охлаждение мотора, фактически меньше 4%. На практике ряд вертолетов строится с вентиляторами, имеющими реально к. п. д. 0,15—0,25. Таким образом из 10% мощности, затрачиваемой на ряде вертолетов на вращение вентилятора, только четверть идет на охлаждение мотора, а остальные три четверти энергии, поглощаемой вентилятором, затрачиваются бесполезно.

Таким образом вентилятор на ряде вертолетов не столько охлаждает мотор, сколько бесцельно поглощает мощность. Это объясняется главным образом неправильным выбором типа вентилятора в зависимости от принятого числа оборотов (табл. 1).

Лобовое сопротивление

Если рассматривать вертолет с точки зрения возможности получения максимальной скорости поступательного полета, то интересно сопоставить величину вредного сопротивления вертолетов различных схем. Двухвинтовой вертолет продольной схемы представляет в этом смысле наиболее совершенный тип.

Наименее выгодной конструкцией с точки зрения вредного сопротивления нужно считать двухвинтовой двухмоторный вертолет с расположением винтомоторных гондол по бокам фюзеляжа.

Сложность конструкции

С точки зрения сложности и веса конструкции различные схемы вертолетов несколько различаются между собой.

Кажущееся упрощение механических агрегатов в одновинтовой схеме с рулевым винтом (одна втулка несущего винта) по сравнению с двухвинтовой не осуществляется из-за наличия специальной трансмиссии к хвостовому винту, самого хвостового винта и его управления.

Отсутствие механической трансмиссии в реактивном вертолете с центральным агрегатом компенсируется установкой мощного вентилятора и значительным усложнением втулки и лопастей из-за необходимости делать проход для струи газов и располагать сопла на концах лопастей.

Необходимо отметить, что сложность механических агрегатов вертолета больше зависит от конструкции, чем от схемы. Все же следует признать одновинтовую схему наиболее простой, главным образом из-за простоты органов управления.

Сравнивая одновинтовой вертолет и автожир, взлетающий без разбега, с точки зрения сложности конструкции, видно, что эти аппараты стали почти равноценными. Одновинтовой вертолет несколько сложнее автожира из-за хвостового винта и его привода, а также потому, что все механизмы трансмиссии вертолета должны быть изготовлены более тщательно, так как они работают в продолжение почти всего полета. Трансмиссия автожира нагружена только короткое время перед взлетом.

Управляемость

Добиться хорошей управляемости одновинтового вертолета, пожалуй, значительно труднее, чем для других схем.

Несимметричная обдувка лопастей, тяга хвостового винта, поперечный наклон оси несущего винта¹, килевая поверхность— все это создает несимметричные условия работы органов управления.

Двухвинтовая схема с винтами, разнесенными в поперечном направлении, имеет эффективное поперечное управление. Эффективность управления продольной двухвинтовой схемой в поперечном направлении аналогична эффективности поперечного управления одновинтового вертолета.

Продольное управление вертолета этой схемы наиболее эффективно.

Соосный вертолет по эффективности управления несколько лучше, чем одновинтовой, но требует более точного проектирования системы управления.

¹ Для создания боковой горизонтальной слагающейся тяги, уравновешивающей тягу хвостового винта.

Использование мощности мотора в вертолетах различных схем

Тип вертолета	Потери на охлаждение мотора, %	Потери в трансмиссии %	Потери в рулевых винтах, %	Потери в специальных винтах, %	Потери в реактивном аппарате, %	Общие потери %	Коэффициент использования мощности на несущем винте
1. Одновинтовой вертолет с рулевым винтом и вертикальным расположением вала мотора	4	5	8—12	—	—	17—21	0,79—0,83
2. Одновинтовой вертолет с рулевым винтом и горизонтальным расположением вала мотора	4	7	8—12	—	—	19—23	0,77—0,81
3. Одновинтовой вертолет со специальными винтами на лопастях тянущего винта	4	—	5	25	—	34	0,66
4. Реактивный вертолет (по исследованию Б. Н. Юрьева) Примечание. На современных установках к. п. д. реактивного аппарата несколько выше	Потери в вентиляторе 25%, на охлаждение 4%	—	5	—	20	54	0,46

5. Двухвинтовой геликоптер с разнесенными в поперечном направлении винтами с центральным расположением мотора	4	9	—	—	—	13	0,87
6. Двухвинтовой-двухмоторный геликоптер с поперечным расположением винтов и моторами, расположенными непосредственно под винтами	4	5	—	—	—	9	0,91
7. Двухвинтовой одномоторный геликоптер с продольным расположением винтов	4	6	От взаимной индукции 4%	—	—	14	0,86
8. Двухмоторный двухвинтовой геликоптер с продольным расположением винтов	4	5	То же	—	—	13	0,87
9. Двухвинтовой соосный геликоптер с горизонтальным расположением мотора	4	7	—	—	—	11	0,89

Примечание. Приведенные цифры могут служить только ориентиром, так как в отдельных конструкциях к. п. д. силовой установки может быть повышен. Одновинтовые геликоптеры отличаются низким коэффициентом использования мощности.

Управление поворотом соосного геликоптера обычно осуществляется механизмами дифференциального изменения общего шага обоих винтов. Аппараты с биротативными моторами имеют вместо этих механизмов руль направления с горизонтальной осью (например, геликоптер Ротерон). Это объясняется невозможностью передать разность реактивных моментов винтов на фюзеляж для поворота аппарата.

Целесообразность применения той или иной схемы в зависимости от полетного веса геликоптера

До сих пор выбор схемы является главным образом отражением вкуса и навыка конструктора. Все же есть соображения, которые представляют некоторый интерес.

1. Компактность конструкции механизмов соосного геликоптера и достаточно высокий к. п. д. трансмиссии привлекают внимание конструкторов при проектировании геликоптеров малого веса. Действительно, почти все известные геликоптеры с полетным весом до 800 кг и моторами малой мощности строятся по двухвинтовой соосной схеме.

2. Аппараты средней грузоподъемности с полетным весом 1000—3000 кг строились главным образом двух схем — одновинтовой и двухвинтовой с поперечным расположением винтов — и для этих схем создавалась уже достаточно убедительная техническая статистика. Конечно, аппараты такого полетного веса могут быть созданы по иной схеме, но все же пренебрегать имеющимся опытом нецелесообразно. В самое последнее время аппараты полетных весов такого диапазона начинают строиться по двухвинтовой продольной схеме из-за ее более высокой экономичности.

3. Для геликоптеров с полетным весом свыше 3000 кг двухвинтовая продольная схема наиболее рациональна. В этой схеме более удачно разрешаются вопросы сохранения необходимого диапазона центровок для сменных грузов большого веса и объема, а также достигается минимальный вес конструкции аппарата.

Габариты геликоптера

Наименьшие габариты имеет соосная схема. Это ставит соосную схему геликоптера в преимущественное положение с точки зрения хранения (например, для аппаратов индивидуального пользования).

Одновинтовой геликоптер имеет небольшие лобовые габариты, но большую длину. Поэтому ангарное хранение одновинтовых геликоптеров среднего тоннажа довольно сложно.

С точки зрения высоты аппарата наименее удачна продольная двухвинтовая схема. Очевидно, для аппаратов большого тоннажа необходимо предусматривать хранение их на откры-

том воздухе, создавая соответствующую конструкцию лопастей несущих винтов.

Наименее удобен для хранения вертолетов двухвинтовой с поперечным расположением винтов.

Условия работы несущей системы

Расположение несущих винтов в потоке и их взаимное влияние отражается на степени аэродинамического совершенства несущей системы. Сейчас можно высказать только некоторые соображения по этому вопросу.

Расположение винтов двухвинтового вертолета по бокам фюзеляжа имеет, несомненно, преимущество по сравнению с расположением винтов в ряде других схем. Винты при поперечном расположении находятся всегда в невозмущенном потоке. Взаимная интерференция их невелика, особенно при поступательном полете. Обдувка винтов симметрична; система управления работает в почти строго симметричных условиях. Можно полагать, что вибрации в этой схеме сведены к минимуму.

Перекрывание винтов вызывает некоторую неопределенность в работе винтов и требует дополнительных исследований для освещения вопросов вибрации и управляемости.

Соосная схема не эквивалентна двухвинтовой с разнесенными винтами. По опытам некоторых исследователей общая тяга соосных винтов, расположенных на небольшом расстоянии друг от друга (около $0,1 D$), примерно на 8% больше тяги одиночного винта того же диаметра. Что касается вопросов вибраций соосной системы, то следует отметить, что соосный вертолет мало отличается в этом смысле от автожира.

Несущий винт одновинтовой схемы рассматривается совместно с рулевым винтом. Эта комбинация требует, как мы отметили, поперечного наклона оси несущего винта для создания горизонтальной слагающей тяги, уравнивающей тягу хвостового винта. Такое наклонное положение оси винта осложняет балансировку одновинтового вертолета. Одиночный несущий винт в поступательном полете передает поперечные и продольные моменты на фюзеляж аппарата. Эти моменты, так же как и моменты от несимметричной обдувки фюзеляжа, вызывают значительные трудности в управлении одновинтовым вертолетом.

Условия работы продольной двухвинтовой схемы обследованы меньше других. В иностранных источниках указывается на потери, происходящие в вертолетах этой схемы, от интерференции винтов. Величина потерь у заднего винта от схода потока за передним винтом оценивается различными авторами от 3 до 5% всей мощности силовой установки вертолета.

Хохенемзер, исследуя двухвинтовую схему Флеттнера, замечает, что в случае перекрывающихся синхронизированных двухлопастных винтов вибрации от аэродинамических сил вызывают крутильные колебания по вертикальной оси фюзеляжа в полете.

Наблюдаемые вибрации в полете на вертолете F1-282 «Колибри» имели место даже при парении; они возрастали с увеличением скорости. Как утверждает Хохенемзер, эти вибрации считаются серьезными дефектами аппарата.



ГЛАВА VI

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ НАУКИ О ВИНТОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Со времени появления шарнирно сочлененных винтов классической стала теория Глауэрта-Локка. Инж. А. М. Михайлов (ЦАГИ) разработал теорию шарнирно сочлененного ротора с изменяющимся по азимуту углом установки лопастей и провел анализ управления ротором с наклонными шарнирами и автоматом перекоса. Много работ было посвящено вопросам анализа причин вибраций, вопросам управляемости и устойчивости автожира.

Теория автожира с шарнирными лопастями была развита Зиссингом (учет зоны обратных скоростей, коническое распределение индуктивных скоростей, форма лопасти в плане), Уитлеем, Беннетом.

В настоящее время опубликован ряд методов аэродинамического расчета вертолета.

Все методы аэродинамического расчета можно разделить на три основные группы:

а) методы аэродинамического расчета, основанные на рассмотрении поляры вертолета (например метод акад. Б. Н. Юрьева¹, метод ЦАГИ М. Л. Миля и В. Н. Ярошенко, метод Сквайра, метод Лихтена);

б) методы аэродинамического расчета вертолета, основанные на изучении баланса мощности (например метод инж. Б. Я. Жеребцова, метод Кастлса, метод Уолда, метод проф. Клемина);

в) методы, основанные на винтовых теориях, например метод Л. С. Вильдгрубе (ЦАГИ).

Почти все эти методы в разной степени используют теорию автожира Глауэрта-Локка.

Метод Миля и Ярошенко хорошо показывает физическую основу полета вертолета. Однако в нем имеется ряд круп-

¹ Метод Б. Н. Юрьева см. в его книге «Исследование летных свойств вертолетов». Изд. ВВА им. Жуковского, вып. № 49, 1939.

ных недостатков. Пределы его применимости для $\mu = \frac{V \cos i}{\Omega R}$ от 0,1 до 0,3, что не перекрывает реального диапазона скоростей.

Метод баланса мощностей Б. Я. Жеребцова привлекает своей краткостью. Он дает возможность получать характеристику вертолета на любом режиме полета.

Метод Л. С. Вильдгрубе привлекает своей краткостью и универсальностью. Этот метод заслуживает внимания и дальнейшей работы по его совершенствованию. Он позволяет в течение 2—3 час. не только определить все летные характеристики вертолета, но и найти все технические данные, характеризующие его полет на всех режимах: углы атаки ротора, углы установки лопастей и число оборотов ротора. Кроме этого, по методу Вильдгрубе можно легко проследить влияние всех параметров вертолета на его летные характеристики¹.

Этот метод может быть рекомендован при проектировании.

Из иностранных методов наиболее интересен метод Кастлса (второй, переработанный).

Результаты расчета по методу Кастлса получаются несколько завышенными, что может быть объяснено неучетом некоторых потерь, например концевых потерь, а также тем, что распределение индуктивных скоростей принято равномерным по всему ометаемому диску (впрочем, как и во многих методах). Результаты в этом методе исправлены введением экспериментального коэффициента 1,3, что, очевидно, не полностью компенсирует действительное распределение индуктивных скоростей.

Метод Уолда очень краток и примитивен. В результате расчета получается поляра скоростей

$$V = f(V_y),$$

где V — скорость поступательного полета;
 V_y — вертикальная скорость.

Несмотря на то, что все эти методы имеют те или иные недостатки, все же они позволяют с достаточным приближением определить летные характеристики вертолета. Предварительный выбор основных параметров вертолета — мощности мотора, диаметра винта и числа оборотов — можно делать по методу Вильдгрубе, исходя из назначения вертолета.

¹ Л. С. Вильдгрубе, Оптимальные параметры вертолетов на режимах вертикального полета, ТВФ, № 3 и 5, 1946.

Л. С. Вильдгрубе, Определение летных характеристик вертолета на всех режимах и выбор его параметров при проектировании, ТВФ, № 6, 1947.

Основной характеристикой вертолета является выражение $(qV\sqrt{p})_{\max}$, определяющее предельные значения основных параметров вертолета.

Здесь q — нагрузка на мощность, кг/л. с.;

p — нагрузка на площадь, ометаемую ротором, кг/м².

Л. С. Вильдгрубе приводит следующие величины предельных значений для выражения $(qV\sqrt{p})_{\max}$ для различных схем вертолета.

Схема вертолета	Двухвинтовая	Одновинтовая с хвостовым винтом	Соосная	С частичным перекрытием
$(qV\sqrt{p})_{\max}$	19,6	18,0	21,9	23,0

Много работ было проведено по вопросам устойчивости вертолета.

Здесь следует упомянуть работы А. П. Проскурякова, Хохенемзера, Донавана и Голанда.

Эти работы затрагивают ряд отдельных вопросов и приводят к следующим выводам.

А. П. Проскуряков в работе об устойчивости выявил, что применение механизмов, автоматически изменяющих углы установки лопастей при взмахе («регуляторы шага»), целесообразно только при «легких» лопастях, имеющих большую величину массовой характеристики γ .

Интересны работы К. Хохенемзера. Эти работы базируются на исследованиях, проведенных в связи с постройкой вертолета FI-282 «Колибри».

Хохенемзер рассматривает несущую систему, состоящую из двух винтов, вращающихся в противоположных направлениях и работающих с перекрытием, и сравнивает работу трехлопастного винта и двух двухлопастных винтов с перекрытием. Он определил влияние механического демпфирования лопастей, аэродинамическое демпфирование фюзеляжа (при прохождении лопастей над ним) и дает анализ самовозбуждающихся колебаний. Ряд работ Хохенемзера посвящен вопросам устойчивости вертолета. В одной из работ испытывалась трехметровая модель вертолета с различными степенями свободы. Исследовались производные

$$\frac{\partial^2 M}{\partial \alpha^2} \text{ и } \frac{\partial^2 T}{\partial \alpha^2},$$

где M — момент на роторе, T — тяга ротора.

Рассмотрение скорости изменения момента относительно ЦТ аппарата и изменения тяги по угловому ускорению заставило Хохенемзера отказаться от своего первоначального мнения о динамической неустойчивости геликоптера. Он пришел к выводу, что правильно спроектированный геликоптер должен обладать динамической устойчивостью.

В работе Донавана и Голанда проведен анализ динамической устойчивости одновинтового геликоптера с шарнирным креплением лопастей. В этой работе сравнивались работы Кармана и Кюсснера (винты с жесткой заделкой), работы М. Л. Миля (шарнирный ротор) и работы Хохенемзера. Авторы приходят к заключению (с которым следует согласиться), что путем обеспечения надлежащего соотношения геометрических параметров и параметров массы геликоптера можно довести период неустойчивых колебаний до 0,5 мин. или несколько более, т. е. сделать его достаточно большим.

Когда период колебаний аппарата продолжителен по отношению ко времени реакции летчика и нарастание амплитуды мало, то неустойчивости аппарата не замечается.

Математические выкладки американских авторов приводят их к принципиальному подтверждению выводов Хохенемзера¹.

Работы М. Л. Миля, А. П. Проскуракова, Адама, Беннета, Хохенемзера, Донавана и Голанда дают возможность подойти к решению вопросов устойчивости и управляемости геликоптера, хотя точной и всесторонне проверенной на ряде аппаратов методики еще нет, так как сам вопрос не принял установившихся форм.

Прочностью винтовых аппаратов занимались в течение 18 лет. Был создан ряд расчетных случаев, охватывающих полетные и наземные режимы работы винтового аппарата. Особое внимание уделялось изучению работы ротора в полете и при наземной эксплуатации.

Советские работы² выявили много интересных особенностей влияния формы стыка труб, конструкций крепления нервюр, расположения заклепок по сечению лонжерона и т. д. на вибропрочность лопастей.

В последние годы много работ наших и иностранных авторов было посвящено динамической прочности лопастей несущих винтов. Как известно, лопасть в поступательном полете подвергается переменному изгибу. Динамическая прочность лопасти устанавливает предел долговечности винтового аппарата. Серьезной

¹ Отметим, что при решении нами одного численного примера по методу Донавана и Голанда время увеличения вдвое амплитуды неустойчивого колебания получилось в 6,3 сек., в то время как соответствующий отрезок времени при расчете по методу Хохенемзера равен 11,6 сек.

² Б. В. Богатырев, Материалы по расчету на прочность лопастей роторов винтокрылых аппаратов. Технический отчет ЦАГИ № 103, 1947 г.

работой в области динамической прочности лопастей являются исследования Мориса и Тай.

Авторы рассматривают лопасть, шарнирно закрепленную в корне и нагруженную центробежными силами, постоянными по величине на каждом рассматриваемом участке, и поперечной нагрузкой, распределенной по закону параболы по длине лопасти

Сущность метода заключается в том, что лопасть разбивается на ряд участков, для которых составляются уравнения равновесия (моментов и сил). После подстановки пограничных условий и определения неизвестных строятся эпюры прогибов лопасти и изгибающих моментов. Такая работа проводится для двух азимутальных положений лопастей, соответствующих максимальному значению искомых функций. В результате определяются минимальное и максимальное напряжения в наиболее нагруженном сечении лонжерона.

Перспективы

Сопоставляя отдельные этапы развития автожира и геликоптера, нетрудно установить причины более энергичного роста автожиростроения и разрешения в первую очередь на автожирах основных проблем винтовых летательных аппаратов, например:

- а) устойчивости аппарата на режиме поступательного полета с большими скоростями;
- б) устойчивости аппарата при полете с небольшими поступательными скоростями;
- в) устойчивости на криволинейном полете;
- г) управляемости и маневренности;
- д) техники пилотирования и эксплуатации;
- е) создания долговечной конструкции ротора;
- ж) проектирования и технологии изготовления механических агрегатов и лопастей несущих винтов;
- з) обобщения полученного опыта.

Это, во-первых, произошло потому, что трудности освоения полета автожира были меньше, чем трудности освоения полета геликоптера.

Во-вторых, потому, что конструкторами автожиров сначала была введена шарнирная подвеска лопастей, а впоследствии широко применено динамическое демпфирование движения лопастей. Это дало возможность на автожирах, раньше чем на геликоптерах, детально изучить маневренный полет в диапазоне скоростей 35—220 км/час.

В настоящее время большой опыт конструирования и эксплуатации автожиров перерабатываются геликоптеростроителями, и уже на геликоптерах новейшей конструкции решаются проблемы, связанные со специфическими особенностями полета геликоптера.

Все ли можно сейчас считать ясным и полностью отработанным в технике винтовых летательных аппаратов?

Могут ли нас удовлетворить современное состояние науки и техники винтовых аппаратов и существующие в данный момент их летные характеристики?

На эти вопросы нужно дать отрицательный ответ по следующим причинам:

1. До сих пор еще не создана установившаяся проверенная методика аэродинамического расчета и расчета на прочность винтовых летательных аппаратов в том виде, как это существует для самолета.

2. Методы расчета устойчивости, управляемости и вибраций таких аппаратов только намечаются.

3. Существующие аппараты в отношении летных свойств и эксплуатации еще не вполне удовлетворительны.

Существовавшее ошибочное мнение о том, что винтовые аппараты — это спортивные тихоходные аппараты типа «Летающий автомобиль» уже давно оставлено специалистами.

Еще в 1933 г. были созданы мощные советские автожиры с полетным весом до 2300 кг и полной нагрузкой 750—920 кг. Уже в 1936 г. проектировались аппараты с диапазоном горизонтальных скоростей от 20 до 310 км/час. За последние годы созданы вертолеты с полетным весом свыше 4 т. Есть полное основание полагать, что в самое ближайшее время могут быть созданы аппараты с полетным весом 10—20 т и с полной нагрузкой порядка 40%.

С другой стороны, построен ряд вертолетов среднего полетного веса (500—4000 кг) и одноместные (250—500 кг).

В новейших проектах ясно видно желание конструкторов повышать летные данные вертолетов и их весовую отдачу. Особенно успешно это достигается в двухвинтовой продольной схеме. Все чаще появляется идея создания комбинированного аппарата вертолета-автожира для увеличения диапазона скоростей и экономичности. По мнению автора эта идея имеет веские обоснования.

Широкое распространение должны получить винтовые аппараты и особенно вертолеты малого размера с маломощными моторами для индивидуального пользования. Можно назвать также десятки областей, где эти аппараты найдут самое широкое применение.

Как было указано, основным критерием в оценке винтового летательного аппарата являются его взлетно-посадочные свойства, способность совершать вертикальный подъем, «висеть» в воздухе и совершать безопасный спуск с остановившимся мотором. Только правильно спроектированный вертолет может удовлетворить этим требованиям.

Но есть много областей применения, где не требуется вертикальный подъем и «висение». В этом случае хороший авто-

жир, возможно, будет рентабельнее геликоптера, например, при проведении ряда работ в сельском и лесном хозяйстве, на рыбных промыслах и т. д., где автожиры, кроме своей хорошей грузоподъемности и простоты, будут иметь преимущества в величине максимальной скорости и устойчивости.

Мнение автора заключается в том, что необходимо шире использовать возможности геликоптерного и автожирного полета. Для дальнейшего успешного развития советских винтовых летательных аппаратов, завоевавших ряд международных рекордов, автор считает необходимым широко популяризировать эти идеи.



ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ПЕРВЫХ ЭКСПЕРИМЕН

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка, кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Сиерва (Испания)	С-1	1920	Опытный	1	360	100	28
2	То же	С-2	1921	То же	1	—	—	—
3	"	С-3	1921	"	1	—	—	—
4	"	С-4	1922	"	1	500	120	24
5	"	С-5	1923	"	1	—	—	—
6	"	С-6	1924	"	1	—	—	—
7	"	С-6 бис	1925	"	1	—	—	—
8	"	С-8МкII	1927	"	2	1076	286	26,5
9	Камов и Скржинский (СССР)	Каскр I	1929	"	2	950	200	21,0
10	То же	Каскр II	1930	"	2	1100	235	21,3
11	Сиерва (Англия)	С-17	1928	"	2	660	220	33,3
12	Сиерва Вейман Лепер (Англия)	С-V-Z12	1928	Опытный пассажирск.	2	1129	280	24,8
13	Сиерва (Англия)	С-19	1930	Спортивный	2	590	150	25,4
14	То же	С-19МкIII	1930	"	2	635	182	28,7
15	Кузнецов В. А. ЦАГИ (СССР)	2ЭА	1931	Опытный	2	970 1033	268	26,0
16	Питкерн (США)	РАА-1	1930	Спортивный	2	795	255	32
17	То же	РСА-2	1931	Туристский и военный	2 и 3	1362	412	30,2

¹ Здесь и далее: коэффициент заполнения $\sigma = \frac{bi}{\pi R}$, где b — хорда лопатки

* Продолжительность полета на наивыгоднейшем режиме, t час.

ТАЛЬНЫХ И КРЫЛАТЫХ АВТОЖИРОВ

Мощность мотора, л. с.	Полная нагрузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики		
			диаметр м	нагрузка на 1 м ² ометаемой площади кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V _{max} км/час	H _{дальн} м	время, t
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
60	1,66	6	6	9,4	0,127	—	4	—	—	—
80	—	—	—	—	—	—	3	—	Меньше 1,0	Несколько секунд
110	—	—	—	—	—	—	5	—	~2	То же
80	1,5	6,25	8,0	10,0	—	—	4	—	25	3,5 мин.
80	—	—	—	—	—	—	4	—	—	—
110	—	—	10,0	—	—	—	3	—	40—60	Несколько минут
100	—	—	10,5	—	—	—	3	—	—	—
180	—	6,0	—	—	—	—	—	—	—	—
210	1,58	5,1	12,2	9,2	0,102	115	4	153	—	Проект 3 ч.
110	1,82	8,65	12,0	8,4	0,106	115	4	90	—	Запас горючего на 1,5 часа
235	1,0	4,78	12,0	9,73	0,106	120	4	110	450	Фактически 28 мин.
80	2,75	8,25	10,9	7,06	—	130	4	145	—	Проект 3 часа
180	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
210	1,56	6,28	12,1	9,8	—	115	4	160	—	То же
80	1,87	7,38	9,14	9,0	—	—	4	153	—	—
100	1,82	6,35	10,68	7,08	0,095	160	4	161	4000	2,3 часа
235	1,14	4,4	12,0	9,14	0,1145	146	4	150	4200	1,75
125	2,04	6,36	11,28	7,95	0,10	145	4	148	—	2,5
304	1,37	4,54	13,12	9,22	0,0976	135	4	190	5400	2

пастей; i — число лопастей; R — радиус ротора.

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка, кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
18	Келлет (США)	К-2	1931	Спортивный	2	1000	294	29,4
19	То же	К-3	1932	"	2	1060 (1035)	360	34,0
20	Буль (США)	—	1931	Аэрофото-съемка	2	910	275	30,2
21	Питкери (США)	РА-18	1932	Спортивный	2	855	253	29,6
22	То же	РА-19	1932	Пассажирский	4—5	1833	618	33,7
23	ЦАГИ (СССР)	А-4	1932	Связной	2	1365 1465	300	22
24	Келлет (США)	К-4	1932	Спортивный	2	1086	353	32,5
25	Сиерва (Англия)	С-19мкIV	1931		2	660	170	25,8
26	То же	С-24	1931	Туристский	2	775 (818)	193	24,9
27	Кузнецов В. А. (СССР)	А-6	1933	Спортивный	2	815	195	31,0
28	Камов Н. И. (СССР)	А-7	1934	Опытный разведчик-корректировщик	2	2010 2300	630 847	31,3 36,8
29	То же	А-7бис	1936	Разведчик-корректировщик модернизированный	2	2224 2300	630 706	28,3 30,7
30	"	А7-3А	1939	Серийный разведчик-корректировщик	2 (3)	1975 2300	425 750	21,5 32,6
31	Кузнецов В. А. (СССР)	А-8	1935	Опытный	2	815	253 проект	31,0 расч.
32	То же	А-13	1935	Опытный (модифицированный)	2	818	261 проект	32 расч.

Продолжение

Мощность мотора, л. с.	Полная нагрузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики		
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометаемой площади кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V _{тах} км/час	H _{длин} м	время, t
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
165	1,78	6,05	12,5	8,15	0,107	133	4	160	—	3 часа
210	1,72	5,05	12,5	8,55	0,093	—	4	176	—	2,5 "
165	1,67	5,5	14,63	5,42	0,08	—	4	152	—	—
160	1,58	5,35	12,2	7,32	0,093	—	4	160	—	2,5 часа
420	1,47	4,36	15,45	9,78	0,0825	—	4	193	—	3 "
300	1,0	4,56	13,0	10,3	0,106	$\frac{140}{175}$	4	170	4100	1,35 "
210	1,68	5,18	12,36	9,0	0,0925	—	4	—	—	—
100	1,7	6,6	10,36	7,8	—	~140	3	164	3350	3 часа
120	1,61	6,46	10,36	9,18	—	~135	3	185	3000	2,5 "
100	1,95	8,15	11,14	8,58	0,087	$\frac{167}{184}$	3	135	1600	2,5 "
480	$\frac{1,32}{1,92}$	4,19	15,18	11,7	0,063	$\frac{160}{200}$ на вираже	3	221	—	4,0 "
480	$\frac{1,32}{1,47}$	4,63	15,18	12,32	0,063	$\frac{160}{200}$ на вираже	3	205	абс. 5100	4,0 "
480	$\frac{0,885}{1,56}$	4,1	15,18	10,92	0,063	$\frac{155}{175}$ на по- толке	3	218	(5100) 4700	2,5 "
100	2,53 расч.	8,15	11,0	8,58	0,0826	$\frac{182}{187}$	3	125	—	—
100	2,61 расч.	8,18	11,5	7,85	0,07	$\frac{162}{186}$	3	147	3000	—

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка, кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Сиерва (Англия)	C-19R	1932	Экспериментальный	2	—	—	—
2	То же	C-30	1932	Туристский	2	—	—	—
3	"	C-30P	1933	Туристский (серийный)	2	815 (820)	260	31,9
4	Лиоре и Оливье (Франция)	CL-10	1932	Туристский	2	490	210	42,9 проект
5	То же	LeO-C-30	1933	Спортивный	2	886	300	33,8
6	Питкертн (США)	PA-22	1934	Туристский	2	518	245	47,3 проект
7	Кузнецов В. А. ЦАГИ (СССР)	A-14	1936	Опытный	2	785	—	—
8	Лиоре и Оливье (SNCA) (Франция)	LeO C-301	1934—1939	Разведчик-корректировщик серийный	2	886	330	37,3
9	Вестлянд, Лепер (Англия)	CL-20	1935	Экспериментальный лимузин	2	—	—	—
10	Пуллин, Вейр (Англия)	W-2	1934	Спортивный	1	275	—	—
11	Компе (Свифт) (Англия)	—	1934	"	1	—	—	—
12	Келлет (США)	KD-1	1934	Опытный для армейского применения	2	940 (1000)	318	33,8

БЕСКРЫЛЫХ АВТОЖИРОВ

Мощность мотора, л. с.	Полная нагрузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики		
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометаемой площади кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V _{max} км/час	H _{дин} м	время, t
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
—	—	—	—	—	—	—	2	150	—	—
80	—	—	—	—	—	—	3	150	—	—
140	1,86	5,82	11,28	8,15	0,0433	218	3	177	3650 (5180)	—
75	2,8 проект	6,53	9,3	6,5	0,045	—	3	165	—	2¼ часа, с перегр. 3 ч.
175	1,68	5,06	11,28	8,86	0,0436	—	3	170	—	2,5 (на V=110)
75	3,27 проект	6,9	9,75	7,5	0,0628	—	3	168	4000	—
100	—	—	11,14	8,14	0,0858	168	3	—	—	—
175	1,88	5,07	11,28	8,86	0,0436	—	3	170	4000	2 ч. 45 мин. на крейсерской скорости
75	—	—	—	—	—	—	3	—	—	—
50	—	5,5	8,5	4,85	0,0285	—	2	145 проект	—	2½ часа
75	—	—	—	—	—	—	3	—	—	—
225	1,41	4,18	12,2	8,05	0,0478	—	3	201	—	До 3,5 час.

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка, кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
13	Келлет (США)	KG-1 YG-1	1935	Разведчик-корректировщик (серийный)	2	940	318	33,8
14	То же	YG-1B	1937	Модификац. серийного автожира с непоср. упр.	2	940	318	33,8
15	„	XR-2	1939	То же с авт.-перек.	2	—	—	—
16	Лиоре и Оливье (Франция)	LeO-C-34	1934	Армейский опытный	2	1600	600	37,5
17	Питкери (США)	Pa-33	1935	Опытный разведчик-корректировщик	2	1450	408	28,1
18	Скржинский Н. К. ЦАГИ (СССР)	A-12	1936	Опытный скоростной	1	1680 1850	350 520	20,8 28
19	Кузнецов В. А. ЦАГИ (СССР) (проектные данные)	A-15	1936	Опытный (испытания не проходил)	2	2465 2710	—	—

Продолжение

Мощность мотора, л. с.	Полная на- рузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики		
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометае- мой площади кг/м ²	коэффици- ент запол- нения	число оборотов об/мин	число лопастей	V _{тах} км/час	H _{дин} м	время, t
225	1,41	4,18	12,2	8,05	0,0478	—	3	201		До 3,5 час.
225	1,41	4,18	12,2	8,05	0,0478	—	3	201	—	До 3,5 час.
285	—	—	—	—	—	—	3	—	—	—
350	1,72	4,58	16,5	7,48	—	—	3	(220) проект (H=1000)	4500	—
420	0,97	3,46	14,07	9,33	0,0505	—	3	(228) проект	4600 проект 4880	—
670	0,52 0,775	2,5 2,76	14,0	10,9 12,0	0,0615	~200	3	220 (310) проект	5300 (7000) проект	~ 1,5 часа
670	—	3,67 4,05	18,0	9,7 10,7	0,053	152	3	(284) проект (H=2300)	6400 проект	—

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ БЕСКРЫЛЫХ

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка, кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Скржинский Н. К. ЦАГИ (СССР) (проектн. данные)	A-9	1936	Опытный (проект)	1	710	—	—
2	Сиерва (Англия)	C-30P	1936	Экспериментальный	2	~830	260	31,3
3	Пуллин, Вейр (Англия)	W-3	1936	То же	1	—	—	—
4	Питкерт (США)	Pa-36	1935	"	2	—	—	—
5	Сиерва (Англия)	C-40	1936	Серийный корректировщик	2	885	272	30,7
6	Лиоре и Оливье, SNCА (Франция)	LeOC-301	1939	То же	2	886	300	33,8
7	Кей (Англия)	—	1936	Экспериментальный	1	387	103	26,6
8	Хафнер (Англия)	AR-III Мк-II	1936	То же	1	405	111	28,1
9	То же	AR-IV	1938	"	2	600	215	35,8
10	Камов Н. И. (СССР) (проектные данные)	AK	1940—1943	Опытный	2	1317	291	22,1
11	Лиоре и Оливье SNCА (Франция)	SE-700	1943	Экспериментальный	1	—	—	—
12	Келлет (США)	XR-3	1942	Артиллерийский корректировщик	2	—	—	—
13	То же	YO-60	1944	То же	2	—	—	—

АВТОЖИРОВ, ВЗЛЕТАЮЩИХ БЕЗ РАЗБЕГА

Мощность мотора, л. с.	Полная нагрузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометаемой площади кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V _{max} км/час	H _{дин} , м	время, t	
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	
—	—	—	12,5	5,78	—	—	180	—	—	—	—
140	1,86	5,93	—	—	—	—	—	2	—	—	—
45	—	—	8,55	—	—	—	—	2	—	—	—
165	—	—	—	—	—	—	180	—	—	—	—
175	1,55	5,06	12,2	7,56	0,0538	180	3	193	—	—	2 часа
175	1,68	5,06	11,3	8,85	—	—	—	170	4000	—	2 ч. 45 мин.
75	1,37	5,16	6,7	10,9	0,085	230	4	—	—	—	—
75 (90)	1,52	5,4	10,0	5,17	0,0237	240	—	Проектная ~200	—	—	—
125	1,72	4,8	11,6	5,68	0,032	—	—	185	—	—	2 ч. 30 мин.
225	1,3	5,85	13,5	9,2	0,0495	~200	—	Проектные данные 176 4700		—	2 ч. 30 мин.
220 или 330	—	—	12,49	—	—	—	—	—	—	—	—
300	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
300	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная наг- рузка, кг	Полная нагру- зка от полет- ного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Юрьев Б. Н. (Россия)	№ 1 (проект)	1909	Эксперимен- тальный	1	400	85	21,3
2	То же	№ 2 (проект)	1909	То же	1	264	73	27,7
3	"	№ 3	1911	"	1	275	72,5	26,4
4	Черемухин А. М. ЦАГИ (СССР)	1-ЭА	1930	"	1	1145	163	14,2
5	То же	3-ЭА	1933	"	1	1145	163	14,2
6	Несущая систе- ма по схеме Братухина ЦАГИ (СССР)	5-ЭА	1934	"	1	~1200	163	13,6
7	Хафнер и Наг- лер (Австрия)		1934	"	1	—	—	—
7	Братухин И. П. ЦАГИ (СССР)	11-ЭА I	1936	"	2	2400	—	—
9	То же	11-ЭА II	1940	"	2	2250	375	16,65
10	Сикорский И. (США)	VS-300 I	1939	"	1	520	—	—
11	То же	VS-300 II	1941	Модифициро- ванный с двумя рулевыми вин- тами	1	—	—	—
12	"	VS-300 III	1941	С одним руле- вым винтом	1	—	—	—
13	"	XR-4 YR-4	1942— 1943	Головной и серийный	1 (2)	до 1148	230	20,6
14	"	XR-5 YR-5	1944	Головной и серийный	2	1900	460	24,2

ОДНОВИНТОВЫХ ГЕЛИКОПТЕРОВ

Мощность мотора, л. с.	Полная на- рузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометае- мой площади кг/м ²	коэффици- ент запол- нения	число об. об/мин.	число лопастей	V _{тах} км/час	H _{ст} м	H _{дин} м	t, часы
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
70	1,2	5,72	9,0	6,3	Примерно σ=0,06-0,12	215	2 4	—	—	—	—
50	1,46	5,28	6,0	9,34	~0,11	350	2	—	—	—	—
27—30	1,45	5,5	8,0	5,48	—	140	2	—	—	—	—
2×120= =240	0,68	4,76	11,0	12,05	—	153	4	—	—	605	1
2×120= =240	0,68	~4,76	11,0	12,05	—	153	4	—	—	—	—
2×120= =240	0,68	~5,0	12,0 7,2	10,6	—	—	больш. 3 малых 3	—	—	—	1
85	—	—	—	—	*	—	—	—	—	—	—
600	—	4,0	15,4 9,6	12,9	0,035	180	больш. 3 малых 3	—	—	—	1
600	0,625	3,75	15,4 9,1	12,1	0,065	159	То же	—	—	—	—
100	—	5,2	8,53	9,07	0,0365	255	3	128	—	—	—
75	—	—	8,53	—	—	—	3	128	—	—	—
—	—	—	8,53	—	—	—	3	128	—	—	—
165	1,35	6,55	11,0 (11,58)	11,47	—	240	3	145	—	проект. 2450	—
450	1,02	4,22	14,7	11,2	—	—	3	проект. 193	—	проект. 4500	—

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная наг- рузка, кг	Полная нагру- зка от полет- ного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
15	Сикорский И. (США)	XR-6 YR-6	1944	Головной и се- рийный для службы наблю- дения	1	1100	322	30,2
16	Раймонд Леви (США), проект	NC194X	1944	Пассажирский	2+14= =16	5450	1825	33,5
17	Пясецкий P. V. Engine- ering (США)	PV-2	1943	Опытный лич- ного пользо- вания	1	453	113	25,0
18	Янг А., фирма Белл (США)	Белл	1944	Летающая лаборатория	2	713	213	26,9
19	То же	42	1946	Пассажирский	5	2220	665	29,9
20		47	1946	Индивидуальн. пользования	2	975	270	27,7
21	Аэронаутикл Продактс (США)	3-A	1944	Личного пользования	2	750	275	16,7
22	Босси Е, фирма Хиггинс (США)	ЕВ-1	1944	Опытный спортивный	2	1135	—	—
23	Консолидейтед Волти-Стоув (США)	Геликеб	1945	Спортивный	1	770	—	—
24	Пенсильвания, Эйкрафт Син- дикейт проект Вильфорда (США)	Жиро- коптер	1945	Пассажирский	18	7250	2714	37,4
25	Сикорский (США)	R-4B HN5	1945	Военный, служ- бы наблюдения, санитарный	2	1145	235	20,5
26	То же	R-5	1945	Санитарный	2	2180	490	22,5

Мощность мотора, л. с.	Полная на- рузка, кг л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ом тае- мой площади кг/м ²	коэффи- циент заплот- нения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V_{\max} км/час	$H_{ст}$, м	$H_{дл}$, м	t , часы
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
225 (250)	1,47	4,9	11,58	10,5	—	—	3	проект. 193	—	проект 5600	—
$2 \times 600 =$ $=1200$	1,52	4,54	~24	12,1	—	—	3	—	—	—	—
90	1,25	5,03	7,62	9,94	0,04	350—390	3	проект. 160	—	проект. 5850	—
160	1,33	4,95	10,08	9,98	0,035	—	2	160	—	—	1
450	1,475	4,93	14,5	13,45	—	—	2	проект. 200	—	4000	—
178	1,57	5,48	10,7	10,8	—	—	2	160	1500	3500	—
150	1,83	4,98	9,15	11,4	0,0638	250	3	—	—	—	—
175	—	6,5	10,08	14,25	—	315	4	проект. 200	—	—	—
125	—	6,16	10,08	9,68	—	—	2	—	—	—	—
$2 \times 1000 =$ $=2000$	1,36	3,63	24,4	15,6	0,0477	150	3	Свыше 200 проект.	—	—	—
180	1,27	6,19	11,58	10,9	—	240	3	145	—	2450	1,25
450	1,09	4,85	14,03	14,05	—	—	3	193	—	4500	4

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная наг- рузка, кг	Полная наг- рузка от полет- ного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
27	Сикорский (США)	R-6	1945	Служба наблю- дения и связь	2	1180	267	22,6
28	То же	S-51	1946	Пассажирский	4	2220	570	25,5
29	"	S-52	1946	Личного пользования	2	795	295	37,1
30	Жницер (про- ект) (США)	МК-1	1944	Эксперимен- тальный	2	840	262	31,2
31	То же	МК-3	1944	Спортивный	2	840	—	—
32	"	МК-4	1945	Спортивный и пассажирский	2	838	—	—
33	"	МК-6	1946	Пассажирский	3	1008	314	31,0
34	Доман-Фрезер (США) (проект)	НС-2	1946	"	—	4090	1135	27,8
35	То же	LZ-1	1946	Личного пользования	2	625	152	24,3
36	Файрстон (США)	GA-45D	1946	Коммерческий	2	885	259	29,3
37	(Франция)	SO-1100	1946	Эксперимен- тальный гели- коптер-авто- жир с реактив- ным ротором	—	770	246	32,0
38	Газда (США)	1—2 "Гелико- спиндер"	1945	Эксперимен- тальный с ре- активным дви- гателем для компенсации крутящего момента и по- ступательного движения	2	365	125	34,2

Продолжение

Мощность мотора, л. с.	Полная на- рузка, кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометае- мой площади кг/м ²	коэффи- циент за- полнения	число оборотов об/мин.	число лопастей	V_{\max} км/час	$H_{\text{ст}}$, м	$H_{\text{дин}}$, м	t , часы
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21
245	1,09	4,82	11,58	11,25	—	—	3	193	—	—	—
450	1,26	4,94	14,65	13,2	—	195	3	165	1060	4330	—
178	3,66	4,47	9,76	10,6	—	—	3	168,5	2000	4870	—
—	—	—	10,08	10,54	0,0315	—	2	—	—	—	—
—	—	—	—	—	—	—	3	—	—	—	—
170	—	4,93	9,76	11,2	—	300	4	—	—	—	—
178	1,77	5,67	10,33	—	0,038	290	4	169	700	—	2
$2 \times 450 =$ $= 900$	1,26	4,54	19,2	14,1	—	—	4	—	2760	—	—
—	—	—	11,56	6,25	—	215	—	176	—	2040	—
135	1,92	6,55	9,14	13,5	—	—	3	185	1500	—	—
170	1,445	4,52	10	9,8	—	300	3	150 на автожир- ном режиме	—	—	—
130	—	—	7,6	8,05	—	—	2	(Оптимис- тичес- кие проект- ные данные) 290	—	—	—

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВУХ

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная на- рузка, кг	Полная нагру- зка от полет- ного веса, %
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	Асканио (Италия)	—	1930	Экспери- ментальный	1	~800	~115	14,4
2	Оскар фон Ас- бот (Австрия)	АН-4А	1935— 1937	То же	1	600	—	—
3	Бреге-Доран (Франция)	G-10	1935— 1936	„Летающая лаборато- рия“ экспери- ментальный	1	1430 2100	—	—
4	То же	G-10А Вариант I	1939	Опытный	2	~2500	—	—
5	„	G-10А Вариант II	1942	Санитарно- почтово- пассажир- ский	9	2870 3590	1000 1720	34,9 47,9
6	Богезат (США)	—	1940	Экспери- ментальный	1	—	—	—
7	С. Хиллер (США)	NX 30033 NX-44 „Хиллеркоп- тер“	1944	Опытный спортивный	1	635	91	14,3
8	То же	„Комьютер“	1946	Опытный	2	725	235	32,5
9	Бендикс (США)	J	1946	„	4	—	—	—
10	То же	K	1946	„	1	545	—	—
11	Кей, Кертис- Райт (США)	„Летающий автомобиль“	1945	Спортивный	1	540	232	24,4
12	Twin Coach Co (США)	Howertwin (проект)	1945	Туристский	2	745	255	34,3
13	Гамильтон (Англия)	—	1946	Опытный	2	590	227,5	38,5
14	Ротерон (США)	ХМ-1	1946	„	1	191,5	86,5	45,2
15	Пентекост (США)	„Хоппикоп- тер“ мод. 103	1947	„	1	193	—	—

¹ Коэффициент заполнения дан для двух роторов.

ВИНТОВЫХ СОСНЫХ ГЕЛИКОПТЕРОВ

Мощность мотора, л. с.	Полная нагрузка, кг/л. с.		Полетный вес кг/л. с.		Несущий винт				Летные характеристики			
					диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометаемой площади кг/м ²	коэфф.циент заполнения 1	число оборотов об/мин.	число лопастей 1 винта	V _{max} км/час	H _{ст} , м	H _{дин} , м
10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	
100	1,15	8,0	~15	5,2	—	75	2	—	18	—	8,75 мин. запас горючего на 1,5 часа	
180	—	3,34	6,0	21,2	—	—	2	—	—	Расчет. 3500	Достигн. 30 мин.	
350	—	4,08	16,0	7,12	0,03	132	2	99	Макс. известный подъем 100	—	Макс. 1 ч. 02 мин. 50 сек.	
		6,0		10,4								
600	—	—	14,5	15	0,0727	—	3	(250) проект. на высоте H=2000 м	—	—	—	
600	1,67	4,79	15,75	14,7	—	210	2	200	—	—	—	
	2,87	5,99		18,4								
90	—	—	8,5	—	—	—	3	—	—	—	—	
90	1,01	7,05	7,63	13,9	0,049	240—350	2	проект. 160	проект. 1800	проект. 2450	1,5 часа	
									практ. ~30 м			
135	1,74	5,35	9,76	9,73	—	260	2	—	3000	проект.	—	
450	—	—	14,63	—	—	215	2	—	—	—	—	
100	—	5,45	7,62	11,95	—	—	2	—	—	—	—	
90	1,46	6,0	7,63	11,8	—	325	2	150	—	1500	—	
2x75=150	1,7	4,97	9,15	11,35	—	280	2	—	—	—	—	
—	—	—	8,55	10,3	—	—	—	160	—	—	—	
35	2,47	5,48	2,946	11,2	0,098	1200	3	—	—	—	—	
			4,672		0,060	200						
42	2,69	4,58	4,89	10,3	—	—	2	135	—	—	до 1 ч при 9 л горючего	

ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ДВУХВИНТОВЫХ

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка кг	Полная нагрузка от полетного веса %
-----------	--	------------------	-------------	------------	------------	--------------------	-----------------------	---

А. Поперечный
(несущие винты по

1	Лакоэн и Дом- блан (Франция)	Алерьен	1920	Экспери- ментальный	1	1200	120	10
2	Фокке-Вульф (Германия)	FW-61	1937	То же	1 (2)	1100	175 (255)	15,9 (23,2)
3	Фокке-Ахгелис (Германия)	Fa-224 „Либелле“	1938	Спортивный и трениро- вочный	2	—	—	—
4	То же	Fa-266 „Хорниссе“	1939	Санитарный или пасса- жирский	4—6	3515 до 4000	665	18,9
5	„	Fa-223	1942	Санитарный и тран- спортный	3 до 10	3690 до 5000 (при испыт.)	от 690 до 2000	18,7— 40
6	Братухни И. П. ОКБ-3 (СССР)	„Омега“	1942	Экспери- ментальный	2	—	—	—
7	Платт ле-Пейдж (США)	XR-1 XR-1a	1944	Опытный	2	2180	548	25,4
8	Лендграф (США)	H-2	1944	Экспери- ментальный спортивного типа	1	385	97	25,2
9	Скоув (США) (проект)	H-100	1944	Экспери- ментальный	2	—	180 проект	—
10	Келлет (США)	XR-8 KH-1x	1944	Опытный	2	1330	300	22,6
11	То же	KH-2	1947	Опытный пассажирск.	10	5260	1340	25,5
12	Флеттнер (Германия)	Fl-282	1939	Серийный	1	1000	360	36,0

ГЕЛИКОПТЕРОВ С РАЗНЕСЕННЫМИ ВИНТАМИ

Мощность мото- ра, л. с.	Полная нагрузка кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагрузка на 1 м ² ометаем. площади, кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборо- тов об/мин.	число лопастей одного винта	V _{тах} км/час	H _{ст} , м	H _{длн} , м	время, т

вариант

бокам фюзеляжа)

$2 \times 120 = 240$	0,5	5,0	7,0	15,6	0,52	150-160	4	—	—	—	0,5
160	$\frac{1,09}{(1,59)}$	5,94	7,0	14,3	—	—	3	122,55 (проект) 144,0	—	Достиг. 2439	Достиг. 1ч. 20м. 49 сек.
450	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
860	0,77	4,1	12,0	15,6	0,0884	—	3	У земли 180 на H=1000 м 176 км/час	2500	4400	3 часа
960	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
960-1000	0,69-2,0	3,69 до 5,0	12,0	16,3 до 22,1	0,06	275	3	210	—	7100	3 "
—	—	—	—	Поряд- ка 25-30	0,0484	—	3	—	—	—	—
450	1,22	4,84	9,3	16,0	—	—	3	Расчетн. 252 (XR-1-192)	—	Расчет. 5850	—
85	1,14	4,53	4,87	11,75	0,08	440	3	—	—	—	—
105	1,71 проект	—	3,05	—	—	240	3	Расчетн. 145	—	~3000	—
245	1,23	5,43	10,98	12,3	0,073	—	3	170	—	3660	2,75 ч.
$2 \times 525 = 1050$	1,28	5,0	19,8	15,4	0,078	140	3	190	1830	4600	—
140	2,57	7,14	12	8,85	0,06	180	2	$\frac{130}{(144)}$	304	—	—

№ по пор.	Фамилия конструктора или название фирмы	Тип или марка	Год выпуска	Назначение	Число мест	Полетный вес кг	Полная нагрузка кг	Полная нагрузка от полетного веса, %
13	Мак-Донелл (США)	XHYD-1	1946	Опытный транспортн.	12	5000	2080	41,5
14	Доран SNC (Франция)	NC-2001 (проект)	1947	Экспериментальный санитарный	4	2374	—	—
15	Доран (Франция)	NC-2002 (проект)	—	Экспериментальный транспортн.	5	2720	—	—

Б. Продольный
(несущие винты располо

1	Флорин (Бельгия)	№ 2. Винты вращаются в одном направлении	1933	Экспериментальный	1	950	140	14,7
2	Хартвиг-Литль (США)	H-L-1	1944	То же	2	725	235	32,4
3	Роторкрафт (США)	X-2	1944		2	566	203	36,0
4	То же	„Роторбас“	1945	Пассажирский	22 проект.	11340	~4600	~40
5	Пясецкий (США)	PV-3	1945	Пассажирск. военный	12	3035	1100	36,3
6	R. T. Machineco (США)	Санбим	1946	Пассажирский	5	1180	363	30,7
7	Де Лахнер (США)	—	1947	Коммерческий	2	—	—	—
8	Пясецкий (США)	XHRP-1	1947	Транспортный	8	—	—	—

Продолжение

Мощность мото- ра, л. с.	Полная нагрузка кг/л. с.	Полетный вес кг/л. с.	Несущий винт					Летные характеристики			
			диаметр, м	нагруз. на 1 м ² ометаем. пло- щади, кг/м ²	коэффициент заполнения	число оборо- тов об/мин.	число лопа- стей 1 винта	V _{тах} км/час	H _{ст} , м	H _{дин} , м	время, t
2×450= =900	2,31	5,56	14,0	16,3	—	—	—	V _{крейс} = =160	—	—	—
493	—	4,68	13,8	14,0	—	—	2	Проектные данные (248) 4000 6000		—	
493	—	5,51	13,8	18,1	—	—	2	Проектные данные 220 3000		5000	4,5

вариант

жены вдоль фюзеляжа)

200	0,7	4,75	7,2	11,65	0,147	—	4	—	Достиг. высота 6 м	—	Достиг. 9 мин. 58 сек.
90	2,61	8,07	7,02	9,34	0,064	317	2	Проектн. ~200 на высоте 460 м	—	Рабоч. потол. 2150	3
110	1,73	5,15	5,5	~11,9	0,082	490	—	—	—	—	—
×21500= =3000	1,53	3,77	18,3 с пере- крыт.	24,5	—	—	—	—	—	—	—
600	1,83	5,08	12,5	12,35	—	—	3	Проектн. 200	3000	4580	—
2×174= =348	1,135	3,38	5,5	24,8	—	—	—	—	—	—	—
125	—	—	—	—	—	—	2	160	—	—	—
600	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

ЛИТЕРАТУРА

Раздел I

Вопросы проектирования, аэродинамики и прочности

1. Н. Е. Жуковский, Вихревая теория винта, Полное собрание сочинений, том VI, Авииздат, 1934.
2. Н. Е. Жуковский, О полезном грузе, поднимаемом геликоптером, Воздухоплаватель, № 2, 1904.
3. Б. Н. Юрьев, Исследование летных свойств геликоптеров, Труды ВВА им. Жуковского, вып. № 49, 1939.
4. Б. Н. Юрьев, Проблемы геликоптеров, Труды НТК ВВА, т. 1, 1945, стр. 5—34.
5. В. П. Ветчинкин и Н. Н. Поляхов, Теория и расчет воздушного гребного винта, Оборонгиз, 1940.
6. М. Л. Миль, Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении, Труды ЦАГИ, № 465, 1940.
7. М. Л. Миль, О динамическом закручивании лопастей ротора автожира в полете, ТВФ, № 2, 1937.
8. М. Л. Миль и В. Н. Ярошенко, Метод аэродинамического расчета геликоптера, ТВФ, № 11, 1946.
9. М. Л. Миль, О разбеге автожира, ТВФ, № 5, май 1934.
10. Л. С. Вильдгрубе, Оптимальные параметры геликоптеров на режимах вертикального полета, ТВФ, № 3—5, 1946.
11. Л. С. Вильдгрубе, Определение оптимальной формы лопасти ротора геликоптера на режимах парения и вертикального полета, ТВФ, № 3, 5, 1946.
12. Л. С. Вильдгрубе, Определение летных характеристик геликоптера на всех режимах и выбор его параметров при проектировании, ТВФ, № 6, 1947.
13. И. П. Братухин, Автожиры, Теория и расчет, ОНТИ, 1934.
14. И. П. Братухин, Аэродинамический расчет автожира, ТВФ, № 3, март 1934.
Теория ротора автожира, ТВФ, № 7, август, сентябрь 1933.
15. Н. И. Камоу, Военное применение автожиров, ВВФ, № 11 и 12, 1935.
16. Н. И. Камоу, Развитие конструктивных форм винтовых летательных аппаратов, ТВФ, № 7, 1945.
17. А. П. Проскуряков, Аэродинамический расчет несущего винта с переменным по азимуту углом установки лопасти. Определение коэффициента протекания несущего винта, Труды ЛИИ, № 12.
18. А. П. Проскуряков, Динамическая устойчивость несущего винта при наличии горизонтальных шарниров у лопастей. Труды ЛИИ, № 22.
19. Геликоптеры, Сборник технических переводов под редакцией В. А. Кузнецова, БНТ МАП, 1946.
20. А. М. Изаксон, Геликоптеры, ч. I, ГНТИ, 1931.

21. А. М. Изаксон, Работа на месте воздушных винтов с элеронами, ТВФ, № 10, 1933.
22. А. М. Изаксон, Заграничные работы по вертолетам за последние два года, ТВФ, № 8, 1935.
23. А. М. Изаксон, Вертолеты, Оборонгиз, 1947.
24. А. М. Изаксон, Исследование работы взаимно перекрывающихся воздушных винтов, ТВФ, № 3, 1933.
25. А. М. Изаксон и В. П. Лаписов, Работа воздушного винта на режиме косо́й обдувки, ТВФ, № 8, 1934.
26. А. М. Изаксон, Экспериментальные исследования работы воздушных винтов в косо́м потоке, ТВФ, № 11, 1930.
27. А. Н. Михайлов, Теория ротора автожира с переменным углом установки лопастей, ТВФ, № 3, 1940.
28. В. К. Квашнин, Исследование давления на ручку управления автожира при различных схемах втулок, Технический отчет ЦАГИ за 2-е полугодие 1939—1940 г.
29. Б. В. Богатырев, Материалы по прочности роторов вертолетов, Технические заметки ЦАГИ, № 103.
30. В. Г. Петрунин, К вопросу об устойчивости пути автожира, ТВФ, № 2, 1934.
31. В. А. Кожевников, Влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета, ТВФ, № 4, 1947.
32. С. Я. Стрижевский, К аэродинамике подъемного винта, Труды ВВА им. Жуковского, вып. 116, 1944.
33. В. Е. Касторский, Оптический метод исследования махового движения шарнирно подвешенной лопасти вертолета, Труды ВВА им. Жуковского, вып. 115, 1944.
34. В. Е. Касторский, Графо-аналитический метод определения коэффициента протекания вертолетного винта, Труды ВВА им. Жуковского, вып. 121, 1944.
35. А. Жабрсов, Как и почему летает автожир, ОНТИ, 1936.
36. А. Жабров, Автожир и вертолет, ОГИЗ, 1939.
37. Н. К. Скржинский, Вертолеты, Самолет, № 16 и 17, 1939.
38. Вертолеты, Альбом основных данных под редакцией В. П. Лалисова, ЛИИ НКАП, 1945.
39. А. И. Слущкий, Оптимальная циркуляция с учетом качества профиля для винта с конечным числом лопастей, Труды ЦАГИ, вып. 529.
40. Глауэрт, Общая теория автожира (A general theory of the autogiro) R & M, № 1111, 1926.
41. Локк, Дальнейшее развитие теории автожира (Farther development of the autogiro theory), R & M, № 1127, 1927.
42. Глауэрт, Вертикальный подъем вертолета, Техн. перевод, БНТ МАП, № 1431.
43. Глауэрт, Горизонтальный полет вертолета (On the horizontal flight of a helicopter), R & M, № 1154.
44. Хирст, Приближенный метод расчета скручивания лопастей ротора автожира в полете, R & M, № 1802, 1937.
45. Дж. Уиттлей, Анализ факторов, определяющих скручивание лопастей автожира, со сравнением теоретических и экспериментальных работ. Reports of NASA, № 600, 1937.
46. Дж. Уиттлей, Новое исследование о полете американского автожира. Реферат инж. Петрунина, ТВФ, № 1, январь 1935.
47. Дж. Уиттлей, Взаимовлияние крыла и ротора автожира. Реферат инж. М. Я. Гусевой, ТВФ, № 1, январь 1935.
48. Определение махового движения лопастей на американских автожирах PCA-2 и PAA-1, TN NASA, № 581 и Reports of NASA, № 475.
49. Бениет, Прыжок при взлете автожира. Маховое движение лопастей. Вибрация ротора. Динамика шарнирного ротора. Aircraft Engineering, № 134, 135, 137, 138, 1940.

50. Клемин, Теория и расчет геликоптера. Техн. перевод БНТ МАП, № 5509.
51. Кастлс, Непосредственный метод расчета максимальной скоростью, скорости и других летных характеристик геликоптера, Перевод № 72 НОТИ ЦАГИ под редакцией М. Л. Миль.
52. К. Уолд, Метод быстрого определения летных характеристик геликоптера. JAS, № 4, 1943.
53. Г. Зиссинг, Исследование аэродинамики винтовых аппаратов, TN, NASA, № 321, 1939.
54. Донаван и Голанд, Чувствительность циклического управления геликоптера с шарнирно закрепленными лопастями. Сборник переводов БНТ МАП под редакцией В. А. Кузнецова.
55. Флаксбарт, Теория несущего винта, Техн. перевод БНТ МАП № 1422.
56. Р. Аллэк, Запаздывание управления у винтов с жесткими и полужесткими лопастями, Техн. перевод БНТ МАП № 5677.
57. Келли и Мальви, Теория геликоптера, Техн. перевод БНТ МАП № 5906.
58. Р. Миллер, Реактивное движение в применении к роторам геликоптеров, Техн. перевод БНТ МАП, № 6279.
59. Кемпбелл, Вопросы проектирования втулок, Техн. перевод БНТ МАП, № 6559.
60. К. Хохенемзер, Динамическая устойчивость геликоптера с шарнирными лопастями, TN, NASA, № 907, 1938.
61. Морис, Обобщенная теория трех моментов для случая параболической поперечной нагрузки, RAS, № 326, 1938.
62. Морис и Тай, Напряжение в лопастях ротора, Aircraft Engineering, № 112, 1938.
63. Д. Доман, Метод расчета лопастей геликоптера на прочность, Техн. перевод БНТ МАП, № 5891.
64. Ирютт и Вагнер, Частичные и вибрационные проблемы роторов, Aeronautical Science, № 10, 1940.
65. Мак-Дональд, Вопросы вибрации, Aviation, № 11, 12, 1946.
66. М. Дживанни, Трансмиссия геликоптеров, Техн. перевод БНТ МАП, № 3767.
67. Стенлей, Практическое проектирование винтовых летательных аппаратов, Aviation, № 7, 8, 9, 10, 1946.
68. К. Моррис, Создание геликоптера, Нью-Йорк — Лондон, 1945.
69. Грегори, Развитие геликоптера, Нью-Йорк, 1944.
70. Грегори, Усовершенствование винтокрылого аппарата, JAS, № 8, 1941.
71. Амедео Флоре, Статические испытания геликоптеров. Техн. перевод БНТ МАП, № 984.

Раздел II

Конструкция винтовых аппаратов

А. Крылатые автожиры

1. Автожир 2-ЭА ЦАГИ, ТВФ, № 5, 1933.
2. Автожир А-4 ЦАГИ, Н. К. Скржинский, Госмаштехиздат, 1934.
3. Автожир А-6 Кузнецова (ЦАГИ), Бюллетень ЦАГИ, № 2, 1933.
4. Автожир С-1 конструкции Сиерва, Flight, № 1787, 1943.
5. Автожир К-3 Келлет, ВВФ, № 10—11, 1932.
6. Автожир К-4 Келлет, ТВФ, № 10, 1933.
7. Автожир РАА-1 Питкерт, Самолет, № 11, 12, 1931.
8. Автожир РСА-2 Питкерт, ТВФ, № 1, 1935.
9. Автожир РСА-2 Питкерт, статья Скржинского, Самолет, № 16, стр. 16, 1934.

10. Автожир Буль, ТВФ, № 1, 1933.
11. Автожир С-19, К. Сиерва, Сандерс и Роусон, Перевод с английского с добавлениями С. А. Кочеригина, 1933.
12. Автожир С-30, Сиерва, А. М. Черемухин, ТВФ, № 7, 1933.
13. Автожир С-30, Сиерва, ВВФ, № 11, 1938.
14. Автожир KD-1 Келлет, Aero Digest, № 9, 1934.
15. Автожир KD-1 Келлет, ТВФ № 5, 1936.
16. Автожир YG-1 Лиоре и Оливье, Бюллетень ЦАГИ, № 20, 1933, ТВФ, № 2, 1933.
17. Автожир Питкери PA-33, ТВФ, № 5, 1936.
18. Автожир Leo 34 Лиоре и Оливье, ТВФ, № 2, 1937

Б. Бескрылые автожиры, взлетающие без разбега

19. Автожир Сиерва С-10, Flight, № 1558, 1938.
20. Автожир Питкери PA-36, Aviation, № 4 и 5, 1940 и ВВФ, № 9, 1938.
21. Жироплан Хафнера AR-III, Flight, № 1508, 1937, 1469, № 326, 1938.
22. Жироплан Хафнера AR-IV, Flight, № 1567, 1939, JAS, № 1, 1938.
23. Автожир Келлет YO-60, Aero Digest, № 1521, 1944, Flight, March 1943.
24. Автожир XR-3 Келлет, Aircraft Engineering, № 147, 1941.

В. Аппараты особых схем, использующие авторотирующий винт

25. Жироплан Вильфорда, Aero Digest, № 5, 1936; Aviation, Dec. 1936.
26. Вертоплан Харрика, Aviation, Jan. 1932; Aviation, Engineering, № 1, 1932.

Г. Одновинтовые геликоптеры

27. Геликоптеры Сикорского YR-4; YR-5; YR-6, Aviation № 11, 19, 1943.
28. Геликоптер Янга фирмы Белл, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 5, 1945.
29. Реактивный геликоптер Пуллина фирмы Вейр, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 32, 1944.
30. Геликоптер Пясецкого PV-2, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 10, апрель 1944.
31. Геликоптер Файрстон G and AXR-9B, Экспресс-Информация, апрель 1947.
32. Геликоптер Доман Фрайзер, Модель LZ-1 и HC-2, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 43/432, ноябрь 1946.
33. Геликоптер Наглер и Рольц NR-54, ТВФ, № 3 (228), 1947.
34. Геликоптер Сиерва-Вейр W-9, Aero Digest, № 6, Dec. 1946.
35. Геликоптер SNCА du Nord „Nord“ 1700 „Нордэклер“, Interavia, № 1249, Dec. 24 1946.

Д. Двухвинтовые геликоптеры в соосном варианте

36. Геликоптеры Бреге, Les Ailes, № 807, 1936.
37. Геликоптер Бреге-Доран, Самолет, № 4, 1937.
38. Геликоптеры Г. Ботезат, Экспресс-Информация, № 1, 1944.
39. Геликоптер Бендикс Уирлуэй, Модель Y и K, Interavia, № 1427, Dec. 19 1946.
40. Геликоптер Кертисс-Райт „Фляймобил“, Aviation News, № 23, July 1945.
41. Геликоптер Бреге H-Е (S-11E), Экспресс-Информация БНТ МАП, № 32 (418), сентябрь 1946.

Е. Двухвинтовые геликоптеры с разнесенными винтами в поперечном направлении

42. Геликоптеры Фокке-Вульф, Самолет, № 8, 1937.
43. Геликоптер Келлет XR-8, ТВФ, № 11 (212), 1945.

44. Геликоптер Келлет КН-2, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 4 (442), январь 1947.

45. Геликоптер Доран NC-2001, Экспресс-Информация БНТ МАП № 11 (452), март 1947.

46. Геликоптер Фокке-Ахгелис 223, ТВФ, № 5 (230), 1947.

47. Геликоптер Бреге и SNCA SE-3000, Экспресс-Информация, № 7 (446), февраль 1947.

Ж. Двухвинтовые геликоптеры с разнесёнными в продольном направлении несущими винтами

48. Геликоптер Флориа, ТВФ, № 6, 1934.

49. Геликоптер Пясецкого РV-3, ТВФ, № 38, 1945, Экспресс-Информация БНТ МАП, № 12 (383), апрель 1946.

50. Геликоптер Ротор Крафт «Роторбас», ТВФ, № 3 (216), 1946, Экспресс-Информация, № 8 (380), март 1946.





ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Предисловие	3
Глава I.	
Автожиры и вертолеты	
Что такое автожир и вертолет	5
Создание вертолета	8
Способы уравновешивания реактивного момента несущей системы вертолета	12
Схемы управления вертолетами	19
Первые успехи вертолета	25
Авторотация винтов	29
Создание автожира и изобретение шарнирной подвески лопастей	34
Особенности шарнирно-сочлененного ротора и маховое движение лопастей	38
Крылатые автожиры	47
„Жироплан“ Вильфорда и продольная колебательная система	57
Глава II.	
Развитие автожиров	
Бескрылые автожиры	61
Теоретическая база в автожиростроении	68
Применение шарнирного крепления лопастей на вертолетах	69
Бескрылые автожиры, взлетающие без разбега, и создание механизмов, демпфирующих маховое движение лопастей	72
Современное состояние автожиростроения	89

Глава III.

Развитие helicopters и основные их типы

	<i>Стр.</i>
Современное состояние helicoptersостроения	96
Одновинтовые helicopters	102
Двухвинтовые helicopters	127
Соосные helicopters	127
Helicopters с разнесенными в поперечном направлении винтами	134
Helicopters с продольным расположением винтов .	144
Многовинтовые helicopters .	147
Эксплуатационные свойства helicopters .	151

Глава IV.

Летные свойства helicopters

Общая оценка винтовых аппаратов .	153
Взлетно-посадочные свойства	154
Потолок .	157
Экономичность .	159
Маневренность, управляемость, устойчивость .	160
Утомляемость пилота	163

Глава V.

Сравнение различных схем helicopters

Использование мощности мотора .	164
Лобовое сопротивление	164
Сложность конструкции	165
Управляемость	165
Целесообразность применения той или иной схемы в зависимости от полетного веса helicopters	168
Габариты helicopters	168
Условия работы несущей системы	169

Глава VI.

Современное состояние науки о винтовых летательных аппаратах

Перспективы	175
-----------------------	-----

Приложения

1. Технические данные первых экспериментальных и крылатых автожиров	178
2. Технические данные бескрылых автожиров	182

	<i>Стр.</i>
3. Технические данные бескрылых автожиров, взлетающих без разбега	186
4. Технические данные одновинтовых вертолетов	188
5. Технические данные двухвинтовых соосных вертолетов	194
6. Технические данные двухвинтовых вертолетов с разносеинными винтами	196
Литература	200

