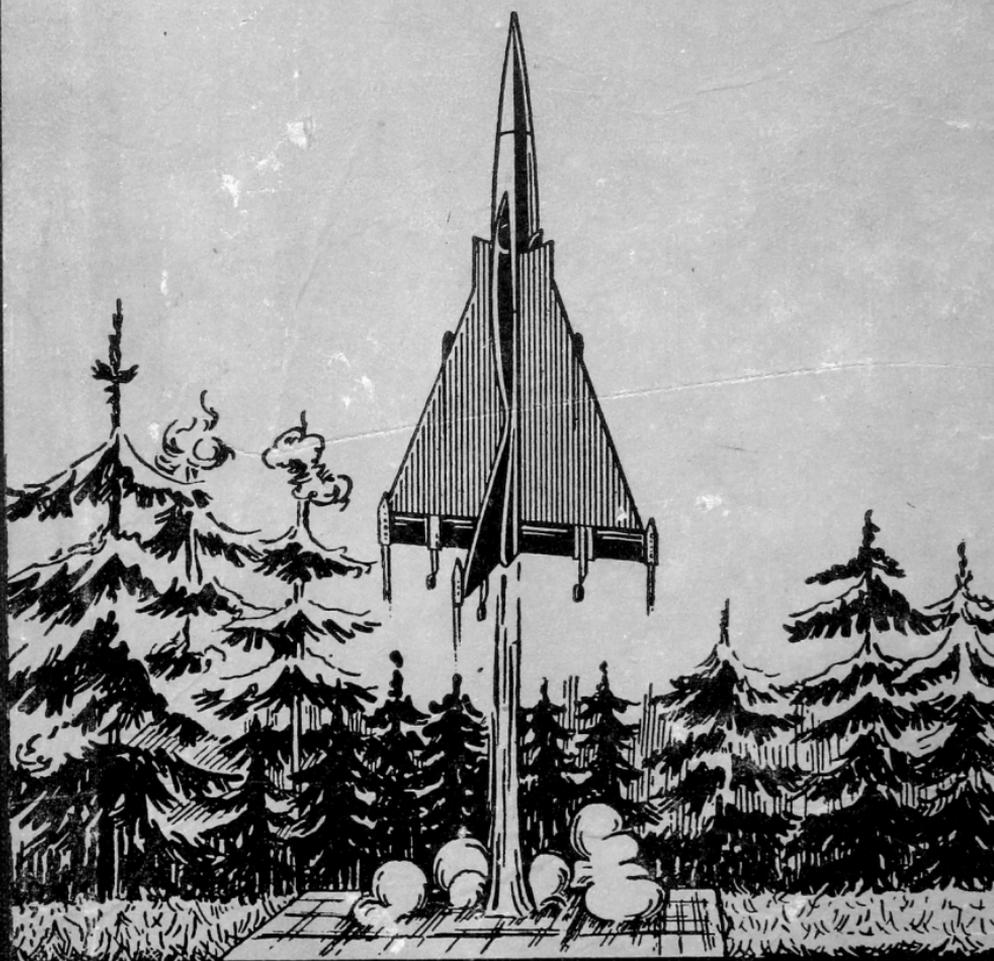


Е. И. РУЖИЦКИЙ

# БЕЗАЭРОДРОМНАЯ АВИАЦИЯ



ОБОРОНГИЗ · 1959



Е. И. РУЖИЦКИЙ

# БЕЗАЭРОДРОМНАЯ АВИАЦИЯ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ  
Москва 1959



7280  $\frac{6}{59}$   $\frac{A1}{12499}$

---

---

В книге описаны различные виды вертолетов, вертолетов-самолетов, или конвертопланов, и скоростных вертикально взлетающих самолетов. Рассмотрены особенности их конструкции, проблемы, возникающие при их создании, и перспективы применения безаэродромной авиации. Рассказано о работах по сокращению длины пробега и разбега обычных самолетов. Книга иллюстрирована photographиями советских и зарубежных вертолетов и самолетов и схемами, поясняющими ее содержание.

Книга рассчитана на читателей, уже знакомых с основами авиации, и может быть использована студентами авиационных вузов и техникумов, инженерами и техниками авиационной промышленности, летным и инженерно-техническим составом военно-воздушных сил и ГВФ.

---

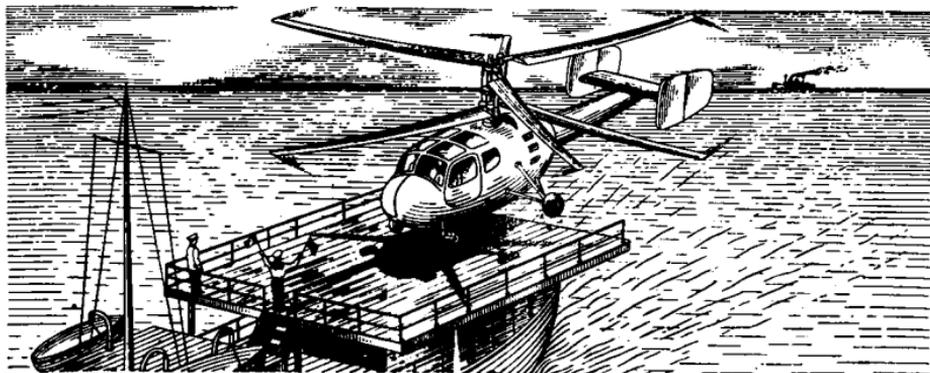
---

Рецензент докт. техн. наук М. Л. Миль

Редактор проф. И. П. Братухин

---

Зав. редакцией инж. А. И. Соколов



## ВВЕДЕНИЕ

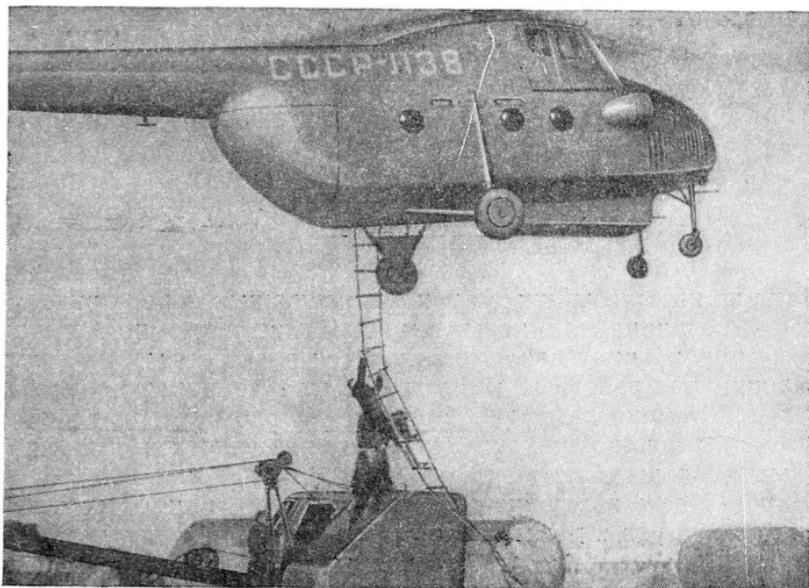
Одна из интереснейших задач, поставленных перед авиационной наукой — создание так называемой «безаэродромной авиации». К этому новому виду авиации относятся летательные аппараты, не требующие для взлета и посадки больших аэродромов: для одних из них достаточно площадки, лишь несколько превышающей размеры самого аппарата; другие требуют для взлета и посадки лишь небольших площадок длиной не более 60—100 м.

Широкая сеть воздушных линий покрывает нашу страну. Сотни тысяч пассажиров и десятки тысяч тонн грузов ежегодно перевозит воздушный транспорт. Однако районы, расположенные в труднодоступных местах — в горах, среди лесов или на небольших островах — долгое время были недоступны для авиации из-за отсутствия там подходящих по размерам площадок для взлета и посадки самолетов. С появлением безаэродромной авиации становится возможной воздушная связь с любыми районами нашей необъятной страны.

Один из представителей безаэродромной авиации — вертолет — нашел широкое применение в различных отраслях нашего народного хозяйства. Обладая замечательной способностью совершать вертикальный взлет и посадку, висеть неподвижно в воздухе и перемещаться с различной скоростью, вертолет в отличие от самолета «не привязан» к аэродрому: он может сесть на лужайку в лесу, на небольшую площадку в горах, на палубу корабля или на крышу дома. Размеры посадочной площадки для вертолета могут быть лишь немного больше габаритов вертолета с вращающимися винтами. Если же нет и такой площадки, то вертолет, повиснув в воздухе над местом назначения на небольшой высоте, может позволить произвести погрузку или выгрузку пассажиров и грузов в таком положении (фиг. 1).

Наша страна может гордиться большими успехами, достигнутыми в развитии вертолетов. У нас созданы различные их типы: от легкого одноместного вертолета соосной схемы Ка-10 конструкции Н. И. Камова (фиг. 2), называемого «летающим мотоциклом», до гигантского турбовинтового вертолета Ми-6 конструкции М. Л. Миля (фиг. 3), который может перевозить 70—80 пассажиров. На этом вертолете был установлен международный рекорд — осуществлен подъем 12 т груза на высоту 2400 м.

На последних воздушных парадах в Тушино всеобщее внимание привлекло появление тяжелых транспортных вертолетов Ми-4 и



Фиг. 1. Подъем пассажиров на борт вертолета Ми-4 по опущенному трапу.

Як-24 конструкции М. Л. Миля и А. С. Яковлева, за несколько минут высаживавших десант (фиг. 4) с автомобилями-вездеходами и пушками. Вертолеты Ми-4 нашли применение и на дрейфующих льдинах станций «Северный полюс» и на другом конце земного шара — в Антарктике, в поселке «Мирный», для транспортировки людей и грузов, для ледовой разведки и пр.

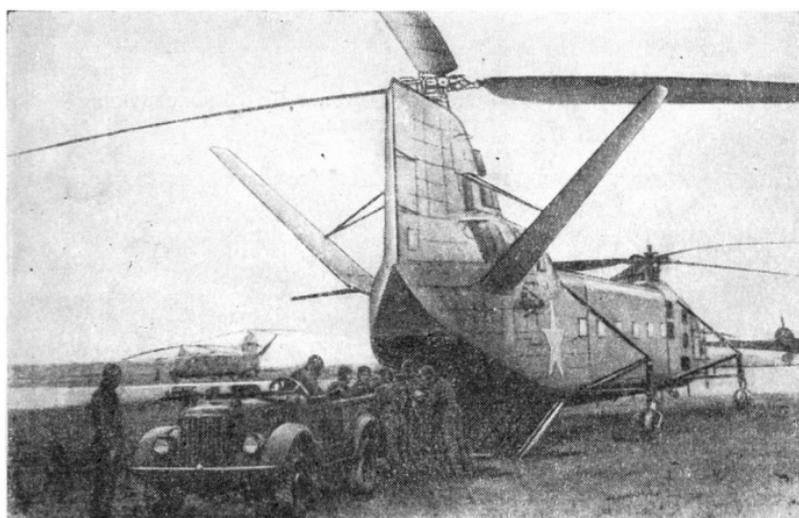
Незаменимым средством стали вертолеты для спасательных работ на суше и на море. Спасение рыбаков и охотников, унесенных в море на лодке или на льдине, спасение людей во время наводнений или снежных заносов, оказание скорой медицинской помощи больным в отдаленных местах — вот далеко не полный перечень работ, выполнение которых упростилось или вообще стало возможным лишь с появлением вертолетов. Вертолеты широко используются для обслуживания геолого-разведочных экспедиций в тайге



Фиг. 2. Легкий одноместный вертолет Ка-10 конструкции Н. И. Камова.



Фиг. 3. Тяжелый вертолет Ми-6 конструкции М. Л. Миля.



Фиг. 4. Высадка десанта вертолетами Ми-4 (сверху) и Як-24 (снизу).

или горах, для разведки косяков рыбы и морского зверя, для сообщения с зимовщиками на островах, для борьбы с вредителями сельского хозяйства, для тушения лесных пожаров, для осмотра высоковольтных линий и для многих других работ, где невозможно использовать любой другой вид транспорта.

Большие перспективы открываются перед вертолетом как средством пассажирского сообщения между городами. Чтобы попасть на вертолете из одного города в другой, не потребуется сначала добираться до аэродрома, расположенного обычно далеко за городом, а затем вновь ехать от аэродрома в город: посадочные пло-



Фиг. 5. Посадочная площадка для вертолетов на городской площади.

щадки для вертолетов могут быть оборудованы на городских площадях (фиг. 5).

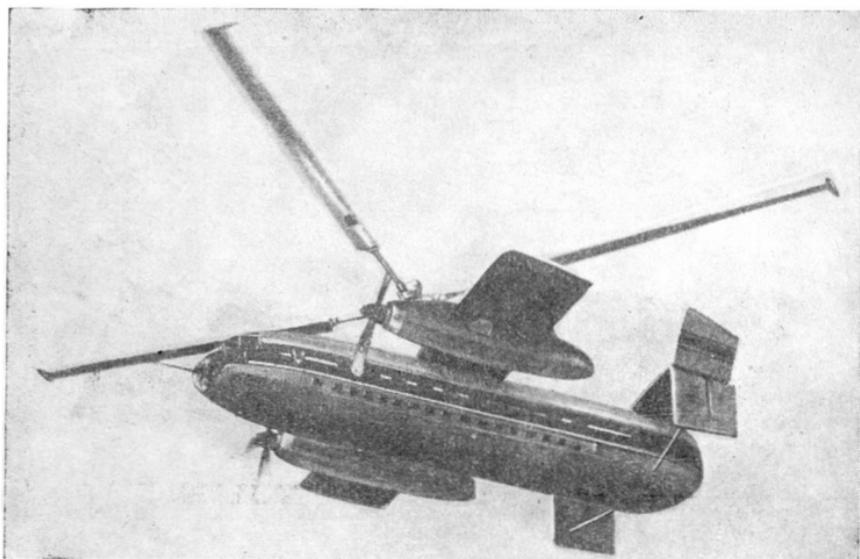
Однако вертолеты наряду с этими преимуществами имеют существенный недостаток — их крейсерская скорость полета обычно не превышает  $150\text{--}200$  км/час. В то же время у пассажирских самолетов даже с поршневыми двигателями крейсерская скорость полета составляет  $350\text{--}400$  км/час, самолеты с турбовинтовыми двигателями имеют крейсерскую скорость полета  $550\text{--}650$  км/час, а у самолетов с турбореактивными двигателями крейсерская скорость полета доходит даже до  $900\text{--}1000$  км/час и выше.

Поэтому весьма заманчивым является создание летательных аппаратов, которые смогут подобно вертолетам вертикально взлетать и садиться, не требуя больших аэродромов, и в то же время — летать с большой скоростью.

Идея создания таких аппаратов не нова, однако, как это часто бывает в технике, осуществление ее оказалось чрезвычайно трудной задачей. При создании таких аппаратов возникает ряд еще не изученных проблем, например проблема управляемости при висении

такого аппарата над землей. Решение этих проблем связано с большой научно-исследовательской и экспериментальной работой.

При рассмотрении построенных летательных аппаратов различных типов, сочетающих особенности вертолета и самолета, можно заметить два основных направления их развития: с одной стороны, конструкторы вертолетов создают новые типы вертолетов, скорость которых приближается к скорости самолетов; с другой стороны, конструкторы самолетов работают над созданием новых типов самолетов, которые могут либо совершать вертикальный взлет и



Фиг. 6. Комбинированный вертолет с крылом и тянущими винтами.

посадку, либо взлетать с небольшой по размерам площадки и садиться на нее.

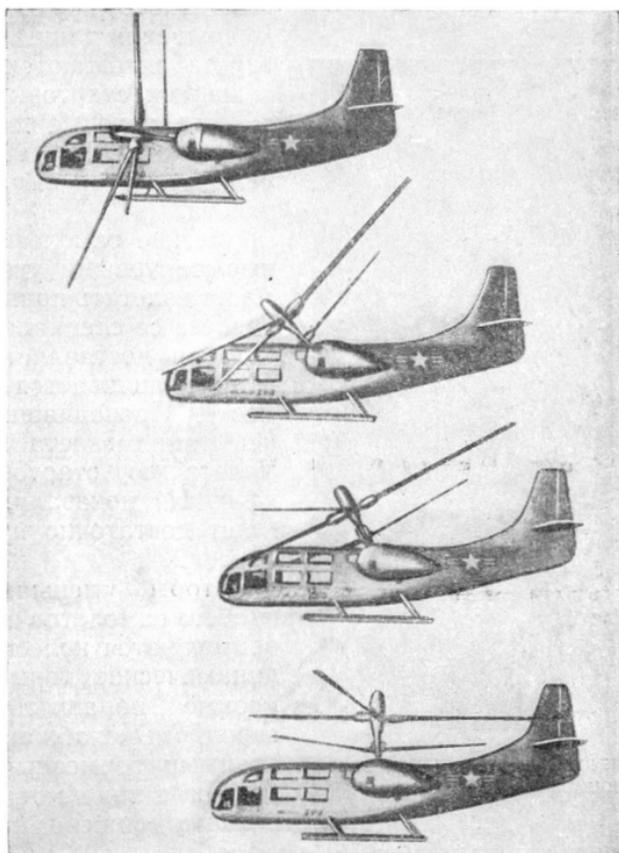
Уже построены вертолеты, которые, кроме обычного для них несущего винта, имеют крыло и толкающие или тянущие винты (фиг. 6). Такие вертолеты, называемые комбинированными, значительно превосходят по скорости обычные вертолеты. Скорость их полета 300—400 км/час.

Еще большей скорости могут достигнуть «преобразуемые» винтовые летательные аппараты, называемые за рубежом конвертопланами. Эти аппараты, получившие у нас название вертолето-самолетов, взлетают вертикально подобно вертолету, а затем летят горизонтально, как самолет (фиг. 7). Происходит как бы «преобразование» вертолета в самолет. Скорость вертолета-самолета может доходить до 500—600 км/час.

Наибольший интерес в наш век развития реактивной авиации представляет создание скоростных реактивных самолетов, способных совершать вертикальный взлет и посадку и не требующих для

своей эксплуатации больших аэродромов. Работы по созданию таких самолетов ведутся достаточно интенсивно. Уже построены и летают первые опытные реактивные самолеты с вертикальным взлетом и посадкой (фиг. 8).

Чтобы изучить проблемы устойчивости и управляемости реактивных вертикально взлетающих самолетов, строят специальные



Фиг. 7. Переход вертолета-самолета от вертикального взлета к горизонтальному полету.

экспериментальные летающие стенды, которые внешне мало напоминают летательный аппарат. У нас в стране проходит испытания летающий стенд «Турболет» (фиг. 9), построенный под руководством А. Н. Рафаэлянца и В. Н. Матвеева.

К безаэродромной авиации относятся и такие типы самолетов, которые, хотя и не могут совершать вертикальный взлет, но требуют для взлета и посадки лишь небольших площадок. Примером может служить легкий самолет «Пчелка» (фиг. 10) конструкции О. К. Антонова. Он может взлетать с площадки длиной 45 м и са-

даться на площадку длиной 65 м. Минимальная скорость этого самолета составляет 50 км/час, поэтому при сильном ветре он может взлетать и садиться почти вертикально.

Наряду с работой над созданием новых типов вертикально взлетающих самолетов ведется также большая работа в области упрощения взлета и посадки современных скоростных самолетов, чтобы уменьшить длину разбега и пробега, что позволит в свою очередь уменьшить размеры аэродромов. Так, некоторые самолеты для

уменьшения длины разбега при взлете снабжаются вспомогательными стартовыми ускорителями, которые подвешиваются к фюзеляжу или крыльям самолета и сбрасываются после взлета.

Легкие самолеты, снабженные стартовыми ускорителями, могут взлетать практически без разбега со специальной ramпы, которая доставляется тягачом и устанавливается в любом месте. Проведившиеся у нас испытания взлета легкого самолета со стартовой ramпы (фиг. 11) показали, что такой взлет достаточно прост и безопасен.

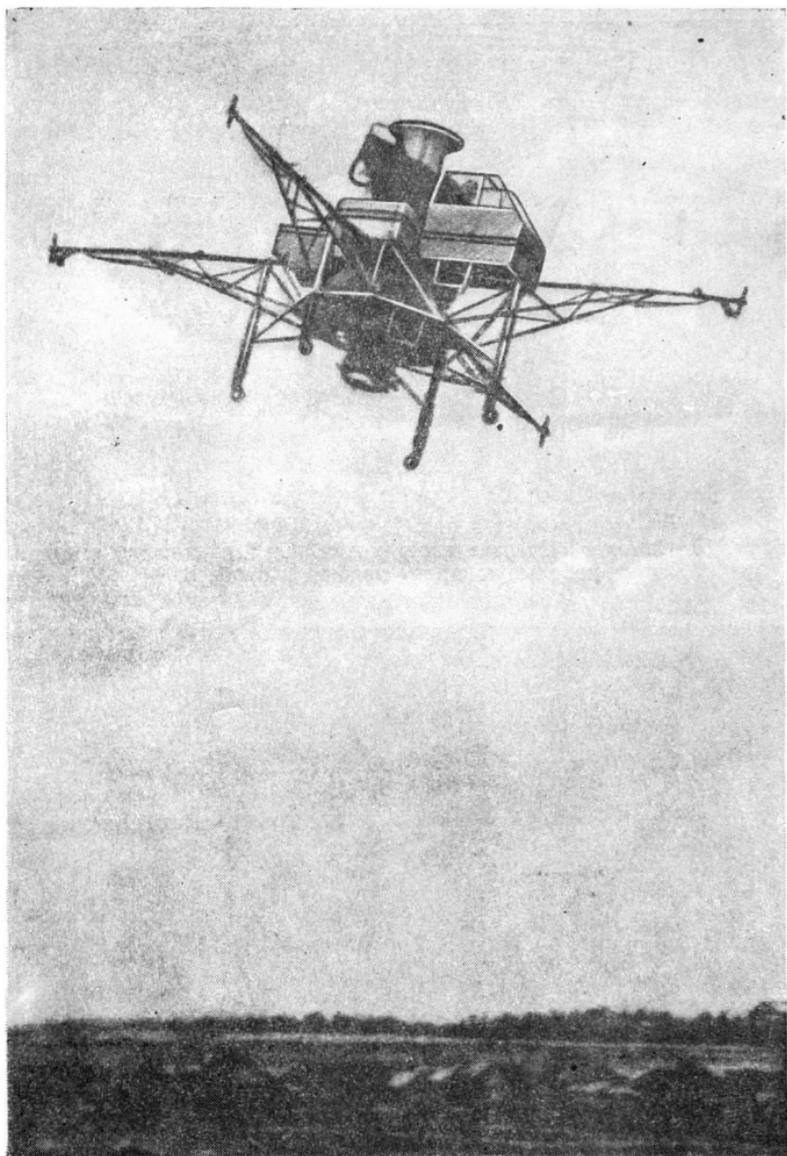
Чтобы уменьшить длину пробега самолетов при посадке, применяются колесные и аэродинамические тормоза и тормозные парашюты. Иногда аэродромы снабжаются специальными тормозными устройствами в виде сеток, задерживающих движение самолета.

Фиг. 8. Реактивный вертикально взлетающий самолет.

Сокращение длины разбега и пробега самолетов еще не устраняет их зависимости от аэродромов, являясь лишь частичным решением проблемы создания безаэродромной авиации, но в то же время имеет большое практическое значение, так как позволяет, не дожидаясь появления новых типов летательных аппаратов, расширить области применения уже эксплуатирующихся самолетов.

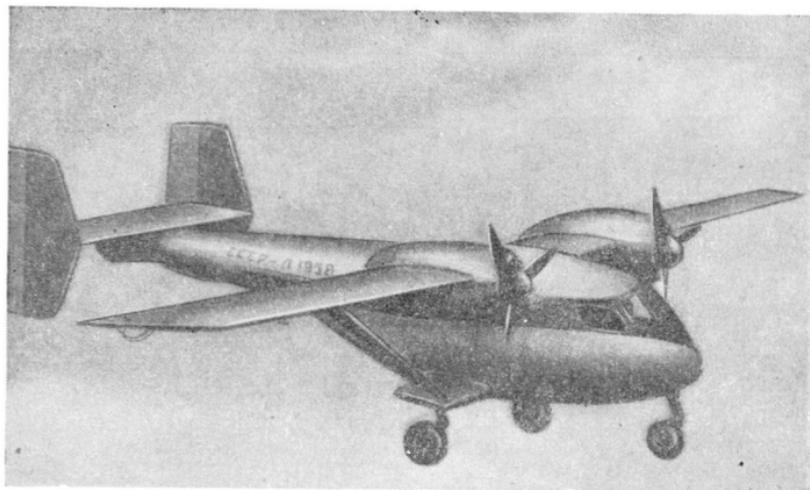
В советской и зарубежной печати все чаще появляются сообщения о различных типах самолетов с вертикальным взлетом или с уменьшенной длиной разбега и пробега, а также о тех проблемах, которые встают перед учеными и конструкторами при создании таких самолетов.

Большие успехи в развитии самолетостроения и особенно двигателестроения создают благоприятные условия для дальнейшего

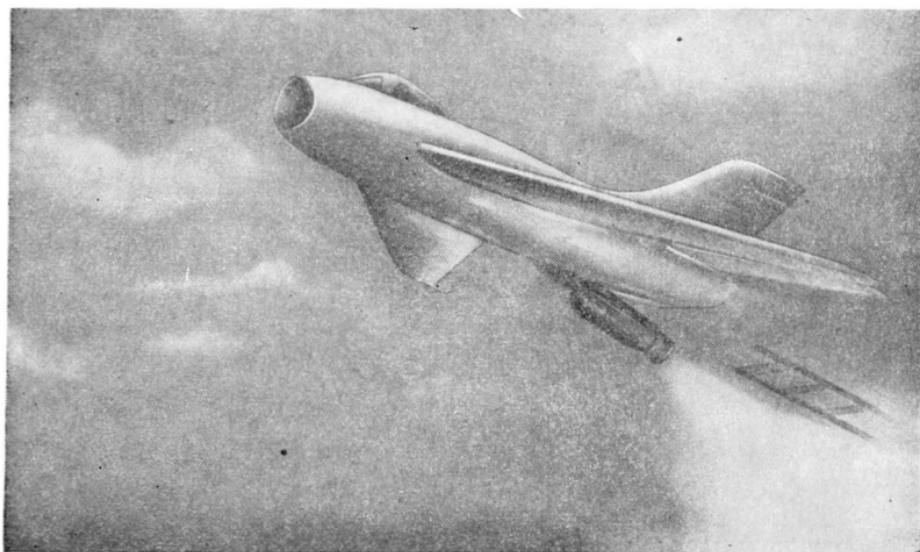


Фиг. 9. Экспериментальный летающий стенд «Турболет» для изучения проблем устойчивости и управляемости при вертикальном взлете и посадке.

развития таких самолетов. Возможно, что в недалеком будущем для скоростных пассажирских самолетов уже не нужны будут боль-

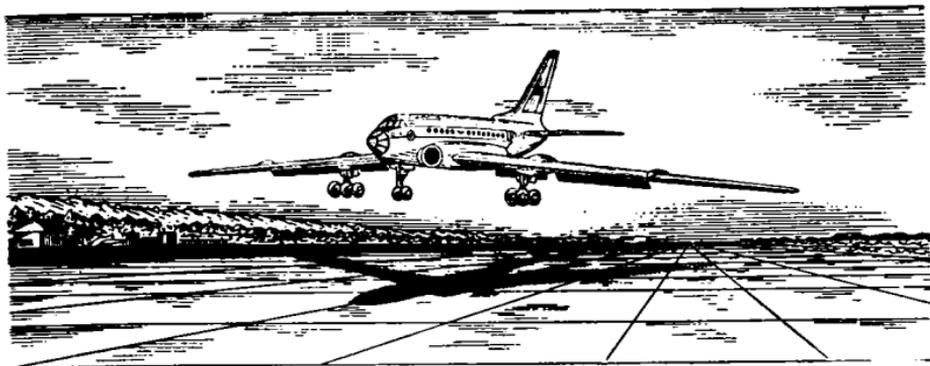


Фиг. 10. Самолет «Пчелка» конструкции О. К. Антонова, имеющий небольшую длину разбега и пробега.



Фиг. 11. Взлет самолета со стартовой ramпы.

шие аэродромы и они смогут взлетать с небольших расположенных в черте города взлетно-посадочных площадок.



## ПРОБЛЕМЫ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ

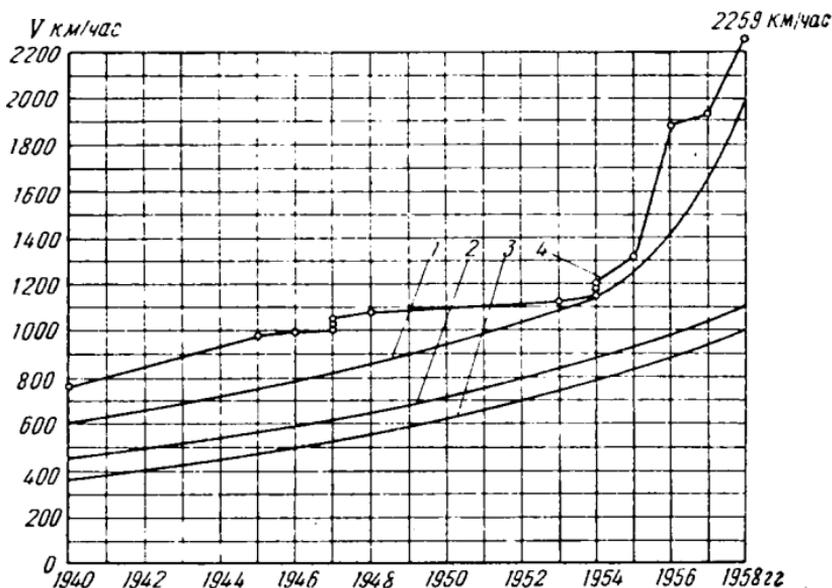
### Взлетно-посадочные характеристики современных самолетов

Развитие авиации идет по пути увеличения скорости, дальности и высоты полета. Современные самолеты уже летают со скоростью, превосходящей скорость звука. Дальность полета настолько возросла, что самолеты могут совершать беспосадочные перелеты на расстояния 8000—12 000 км. Заправка топливом в полете позволила еще больше увеличить дальность полета и сделала возможным совсем еще недавно казавшиеся мечтой перелеты вокруг земного шара. Потолок самолетов увеличился до 15—20 км и даже пассажирские самолеты летают сейчас на высотах 8—10 км.

Однако улучшение этих показателей неизбежно сопровождается ухудшением взлетно-посадочных характеристик самолетов: все более и более увеличиваются взлетная и посадочная скорости, длина разбега при взлете и пробега при посадке — самолеты все сильнее «привязываются» к аэродромам. Это становится особенно наглядным, если проанализировать развитие авиации за последние два десятилетия, начиная с 1940 г., т. е. с того времени, когда в авиации на смену поршневым двигателям пришли реактивные, открывшие огромные возможности для увеличения скорости полета самолетов.

На фиг. 12, 14 и 15 приведены графики, построенные на основании статистических данных по серийным отечественным и зарубежным самолетам и показывающие, как изменялись за последние два десятилетия основные характеристики трех различных типов самолетов: истребителей, бомбардировщиков и пассажирских самолетов. Эти графики позволяют установить некоторые закономерности развития современной авиации.

Наиболее важной характеристикой, по которой оцениваются современные самолеты, является максимальная скорость полета. Из графика фиг. 12 видно, что за рассматриваемый промежуток времени скорость самолетов увеличилась более, чем в 2 раза. Особенно большой рост скорости наблюдается у истребителей: от 600 км/час в 1940 г. до 2000 км/час в 1958 г. У бомбардировщиков скорость возросла от 450 до 1100 км/час, а у пассажирских самолетов — от 350 до 1000 км/час. У всех этих самолетов в качестве силовой установки теперь используются турбореактивные двигатели.



Фиг. 12. Изменение максимальной скорости  $V_{\max}$  истребителей (1), бомбардировщиков (2) и пассажирских самолетов (3), а также мировые рекорды скорости (4) за последние 18 лет.

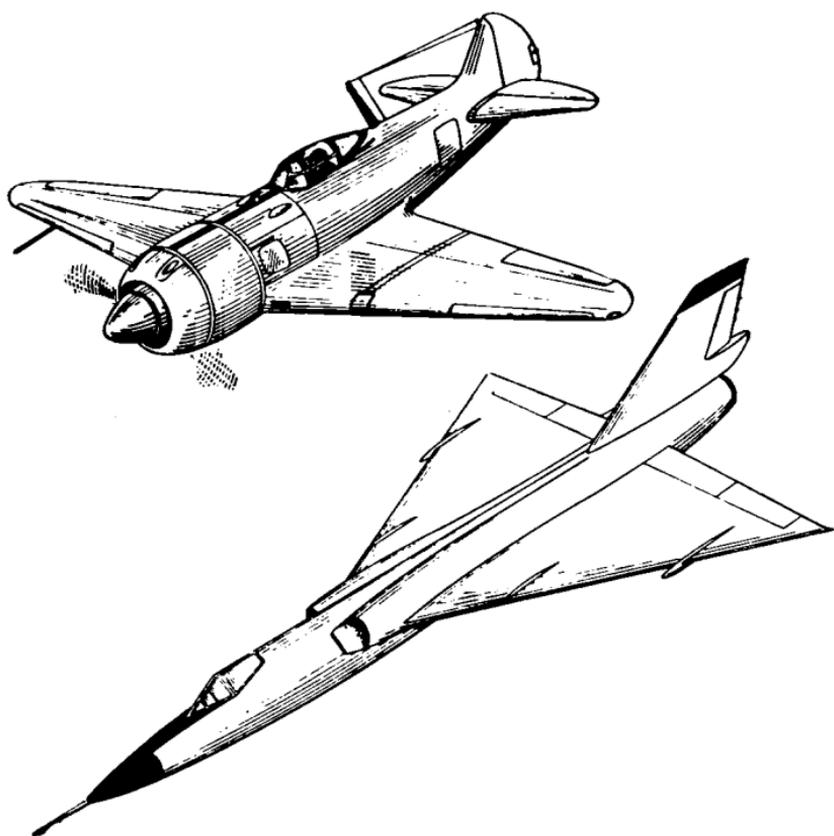
Для сравнения на фиг. 12 приведен также график, показывающий, как изменялись абсолютные мировые рекорды скорости. Эти рекорды устанавливались на лучших образцах серийных истребителей, поэтому график изменения скорости истребителей приближается к графику абсолютных рекордов. Следует отметить, что экспериментальные самолеты, снабженные жидкостно-ракетными двигателями, уже достигали скорости полета около 3000 км/час. Дальнейшее увеличение скорости было ограничено скоростным нагревом конструкции самолета.

Естественно, что такой большой рост скорости полета должен был сопровождаться как улучшением аэродинамических форм самолета, так и увеличением тяги устанавливаемых на самолете двигателей.

Показанные на фиг. 13 истребитель постройки 1940 г. и современный сверхзвуковой истребитель существенно отличаются

и своим внешним видом, и установленными на них двигателями.

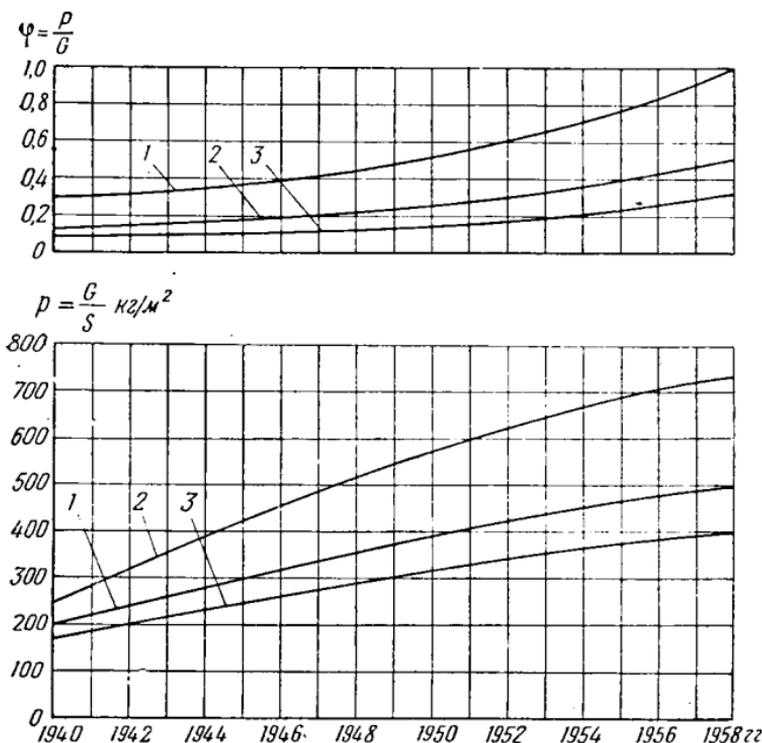
Истребитель 1940 г. имел короткий фюзеляж с резко выступающим фонарем и прямое крыло, профиль которого отличался сравнительно большой относительной толщиной, около 12—15%. При взлетном весе около 3600 кг истребитель был снабжен поршневым двигателем мощностью 1800 л. с., который при полете со скоростью 600 км/час позволял получить тягу винта всего лишь около 600 кг.



Фиг. 13. Истребитель постройки 1940 г. (сверху) и современный сверхзвуковой истребитель (снизу).

Современный сверхзвуковой истребитель имеет длинный фюзеляж с заостренной носовой частью и почти невыступающим фонарем. Треугольное крыло очень малого удлинения имеет сверхзвуковой профиль с небольшой относительной толщиной, не более 3—4%; передняя кромка крыла сделана острой, как нож. При взлетном весе около 13 500 кг истребитель снабжен турбореактивным двигателем, развивающим статическую тягу около 11 000 кг, т. е. почти равную взлетному весу самолета. Максимальная скорость такого истребителя превосходит скорость звука.

Сравнение самолетов с различным взлетным весом и различной тягой двигателей обычно производится по их тяговооруженности  $\varphi$ , представляющей отношение тяги  $P$ , развиваемой двигателями, установленными на самолете, к взлетному весу самолета  $G$ ;  $\varphi = P/G$ . Чем больше тяговооруженность самолета, тем большей скорости может достичь самолет. На фиг. 14 приведены графики изменения тяговооруженности для различных типов самолетов на протяжении



Фиг. 14. Изменение тяговооруженности  $\varphi$  и нагрузки на крыло  $p$  истребителей (1), бомбардировщиков (2) и пассажирских самолетов (3) за последние 18 лет.

18 лет. У истребителей тяговооруженность, как можно видеть из графиков, увеличилась почти в три раза и приблизилась к единице. У некоторых опытных и экспериментальных самолетов тяговооруженность даже больше единицы. Возрастающая тяговооруженность самолетов, как это будет показано дальше, облегчает и упрощает взлет самолета, но мало помогает при его посадке.

Увеличение скорости полета привело и к увеличению нагрузки на крыло  $p$ , представляющей отношение взлетного веса самолета  $G$  к площади крыла  $S$ ; ( $p = G/S$ ). У самолетов сопротивление крыла прямо пропорционально площади крыла и составляет 50—60% от всей величины вредного сопротивления самолета. Чтобы уменьшить вредное сопротивление самолета, необходимо уменьшать и сопро-

тивление крыла, а следовательно, уменьшать его площадь, т. е. увеличивать нагрузку на крыло.

Другой причиной, обусловившей увеличение нагрузки на крыло самолета, явилось увеличение взлетного веса самолета. Если в 1940 г. взлетный вес истребителя не превышал 3—4 т, то сейчас истребители имеют взлетный вес 12—18 т, а некоторые даже 20—22 т. Взлетный вес бомбардировщиков увеличился от 12—15 т до 200—220 т, а транспортных и пассажирских самолетов—от 10—12 т до 70—100 т и выше. Если бы сейчас самолеты имели такую же нагрузку на крыло, как и раньше, то крылья их имели бы большие размеры. Изготовление таких больших и в то же время достаточно жестких и легких крыльев является трудной задачей.

Поэтому по мере увеличения скорости и взлетного веса самолета наблюдается тенденция к увеличению нагрузки на крыло. Решение этой задачи стало возможным благодаря созданию более совершенных конструкций крыльев, способных выдержать большую нагрузку. На фиг. 14 приведены также графики, показывающие, что за рассматриваемый период нагрузка на крыло у разных типов самолетов увеличилась более чем в два раза. Особенно интенсивное увеличение нагрузки на крыло произошло у бомбардировщиков вследствие значительного увеличения их взлетного веса.

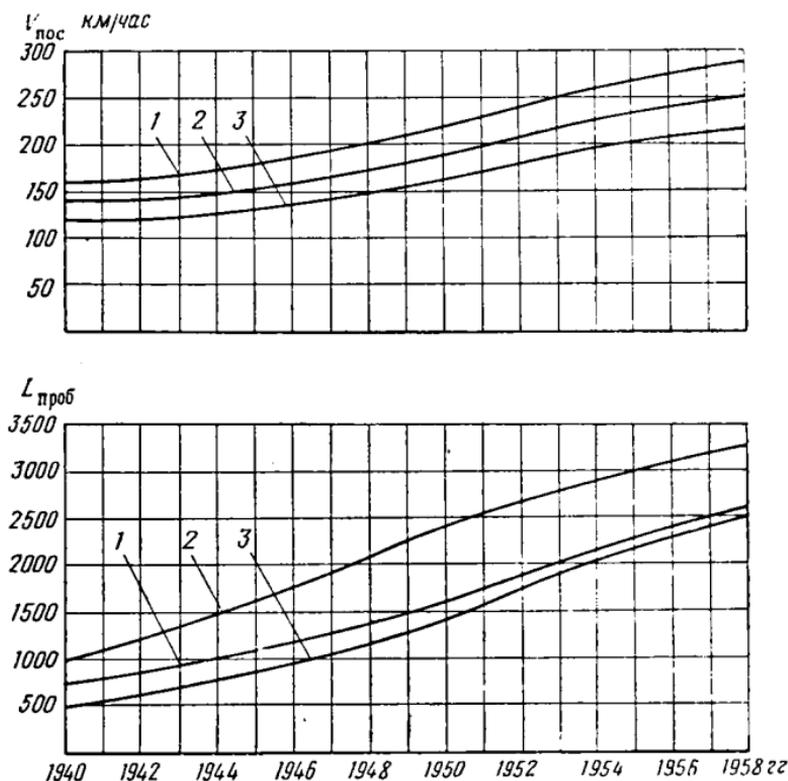
Такое увеличение скорости полета и связанное с этим увеличение нагрузки на крыло вызвало ухудшение взлетно-посадочных характеристик. Значительно увеличилась, как показано на фиг. 15, посадочная скорость самолета  $V_{\text{пос}}$ , величина которой пропорциональна  $\sqrt{\rho}$ . Если же сравнить изменение максимальной и посадочной скоростей самолета, то можно заметить, что разница между этими скоростями, т. е. диапазон скоростей самолета, с годами все более и более увеличивается. Так, раньше у истребителей, обладающих максимальной скоростью 600 км/час, посадочная скорость не превышала 150 км/час, т. е. была в четыре раза меньше максимальной скорости. У современных сверхзвуковых истребителей посадочная скорость уже в 7—8 раз меньше максимальной скорости, однако по абсолютной величине она очень возросла и составляет 270—290 км/час. Такая большая посадочная скорость чрезвычайно усложняет посадку, требуя от летчика высокого мастерства. Неудивительно, что большинство аварий с самолетами происходит при посадке.

Увеличилась также и скорость отрыва  $V_{\text{отр}}$ , достижение которой необходимо при взлете для отрыва самолета от земли.

Увеличение взлетно-посадочных скоростей обусловило увеличение длины разбега самолета при взлете и пробега при посадке. Характерно, что сейчас в связи с увеличением тяговооруженности у современных скоростных самолетов длина разбега уже не является лимитирующим фактором при определении длины взлетно-посадочной полосы аэродрома. У современных самолетов с большой тяговооруженностью, двигатели которых позволяют создать значительное ускорение самолета при взлете, длина разбега даже при

большой нагрузке на крыло становится незначительной и не превышает 1000—1500 м.

Длину взлетно-посадочной полосы теперь уже определяет длина пробега самолета при посадке, которая значительно увеличилась из-за высоких посадочных скоростей. У истребителей длина пробега при посадке доходит до 2100—2500 м, у пассажирских самолетов — до 2500 м, а у бомбардировщиков — даже до 3200 м (фиг. 15).



Фиг. 15. Изменение посадочной скорости  $V_{\text{пос}}$  и длины пробега  $L_{\text{проб}}$  истребителей (1), бомбардировщиков (2) и пассажирских самолетов (3) за последние 18 лет.

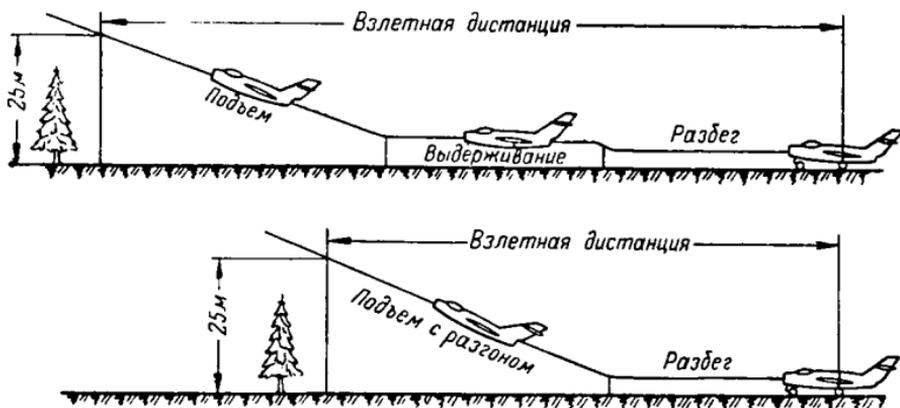
Следует отметить, что длина взлетно-посадочной полосы должна несколько превышать длину разбега и пробега. На многих современных аэродромах для скоростных самолетов длина взлетно-посадочной полосы составляет 3—4 км и даже больше.

К взлетно-посадочным характеристикам самолета относятся также взлетная и посадочная дистанции, которые существенно отличаются от длины разбега и пробега. Рассмотрим, что представляет собой взлетная дистанция.

При взлете самолет, совершив пробег и оторвавшись от земли, должен набрать какую-то высоту, прежде чем вылететь из границ аэродрома. Эта высота, условно принятая у нас в 25 м, определяет

ся высотой препятствий, например деревьев, зданий, которые могут находиться вблизи аэродрома и помешать дальнейшему движению самолета. Расстояние, которое самолет проходит при взлете с момента начала движения до отрыва от земли с последующим набором высоты в 25 м (фиг. 16), и называется взлетной дистанцией.

В зависимости от тяговооруженности взлет самолетов производится разными способами. Самолет с небольшой тяговооружен-



Фиг. 16. Взлетная дистанция самолета.

ностью после отрыва от земли должен на некотором участке, называемом участком выдерживания, предварительно разогнаться, чтобы приобрести достаточную скорость до набора высоты, а затем уже перейти к набору высоты (см. фиг. 16, сверху). Самолеты с большой тяговооруженностью могут сразу после отрыва от земли



Фиг. 17. Посадочная дистанция самолета.

переходить к набору высоты с одновременным разгоном (см. фиг. 16, снизу). Взлетная дистанция получается, естественно, короче при более крутом наборе высоты. Длина взлетной дистанции примерно в два раза больше длины разбега самолета.

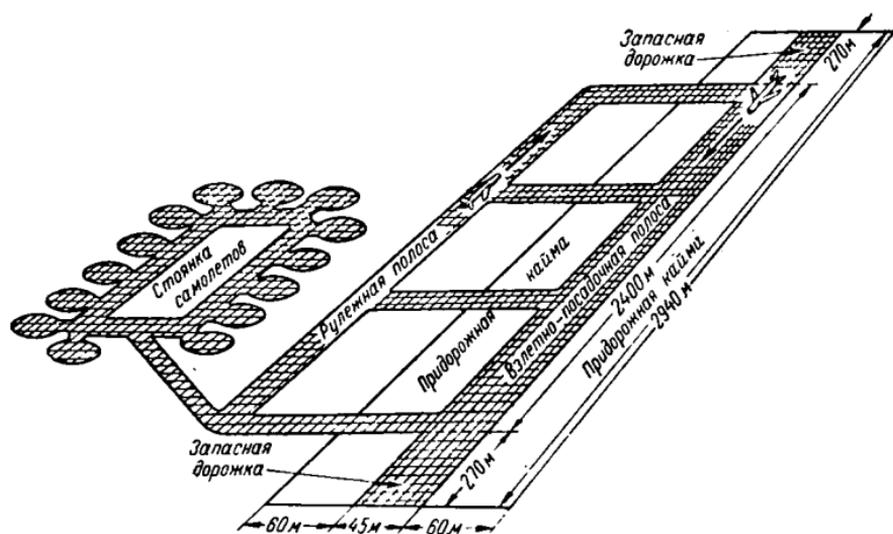
Аналогично посадочной дистанцией называется расстояние, которое проходит самолет при посадке начиная с высоты 25 м, совершая планирование, выдерживание для уменьшения скорости и пробег до полной остановки (фиг. 17).

Наконец, следует учесть еще один важный фактор при рассмотрении взлетно-посадочных характеристик самолета,—увеличение давления в пневматиках шасси современных самолетов до 20 атм.

Самолеты с такими пневматиками уже не могут взлетать с обычных травяных аэродромов — для их эксплуатации требуются аэродромы с очень толстым бетонным покрытием.

### Устройство аэродрома для современных самолетов

Ухудшение взлетно-посадочных характеристик современных скоростных самолетов привело к расширению участков, занимаемых аэродромами, до огромных размеров, в связи с чем аэродромы ста-



Фиг. 18. Схема современного аэродрома.

ли чрезвычайно дорогостоящими сооружениями. Чтобы получить представление о размерах современного военного аэродрома, рассмотрим типовой аэродром для истребителей и легких бомбардировщиков, схема которого приведена на фиг. 18. Такие аэродромы сооружены в последнее время на территориях многих европейских стран, входящих в состав агрессивного северо-атлантического блока. Рассматриваемый аэродром состоит из следующих сооружений:

- 1) взлетно-посадочной полосы (ВПП) длиной 2400 м и шириной 45 м с бетонным покрытием толщиной около 0,4 м; ВПП имеет придорожную кайму без покрытия шириной по 60 м с каждой стороны и запасные дорожки длиной по 270 м с каждого конца;
- 2) рулежной полосы с бетонным покрытием, параллельной ВПП;
- 3) четырех бетонированных дорожек, связывающих ВПП и рулежную дорожку;
- 4) бетонированных площадок для стоянки самолетов;
- 5) системы дорог для снабжения аэродрома.

Общая площадь, занимаемая аэродромом, составляет более 15 км<sup>2</sup>. Ровные естественные участки таких огромных размеров невозможно найти, поэтому сооружение аэродрома связано с выполнением большого объема земляных работ по его планированию. Стоимость постройки аэродрома, по сообщению американской печати, составляет около 20 млн. долларов, причем около половины этой суммы расходуется на сооружение ВПП.

Для тяжелых скоростных самолетов, например, тяжелых бомбардировщиков или пассажирских самолетов, сооружаются аэродромы с ВПП еще большей протяженностью—около 3700 м. Стоимость одного аэродрома, предназначенного для обслуживания тяжелых скоростных самолетов, в два раза превышает стоимость описанного ранее аэродрома и составляет около 40 млн. долларов.

Однако и эти аэродромы уже не являются пригодными для новых тяжелых сверхзвуковых самолетов, поэтому вновь встает вопрос об увеличении длины ВПП на этот раз уже до 4500 м.

Оснащение вооруженных сил новыми скоростными самолетами требует реконструкции старых аэродромов или постройки новых. Насколько велики расходы на строительство аэродромов, можно судить по такому примеру: во Франции в 1952 г. для постройки аэродромов по планам НАТО было ассигновано 63,6 млрд. франков, в то время как на постройку самолетов в том же году было выделено лишь 54,4 млрд. франков. Это дало повод одной французской газете заметить, что «в землю в виде бетона зарывается больше денег, чем идет на постройку самолетов».

Однако несмотря на огромные расходы на строительство, аэродромы не могут полностью обеспечить оперативность авиации в условиях военных действий. Прежде всего аэродромы становятся стационарными: перебазирование авиации из одного района в другой невозможно без подготовленных заранее аэродромов.

Аэродромы должны располагаться вдали от линии фронта, в связи с чем затрудняется использование тактической авиации, так как из-за удаления аэродромов от района боевых действий уменьшается время на выполнение боевых заданий и сокращается число самолетовылетов.

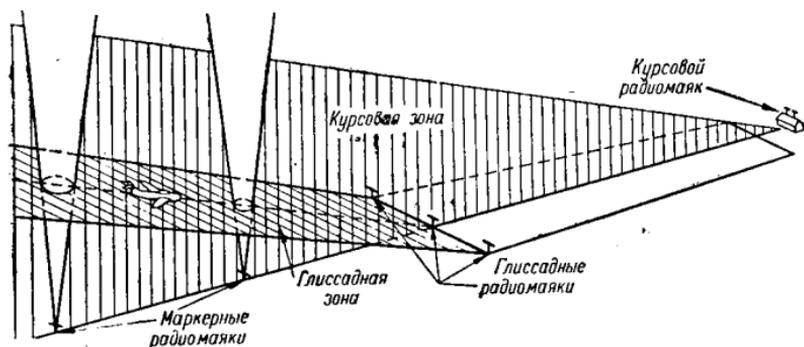
Затрудняется также и использование стратегической авиации, которая должна базироваться на стационарных аэродромах в глубоком тылу. Огромные размеры аэродромов для стратегической авиации совершенно исключают всякую возможность их маскировки. Такие аэродромы представляют собой прекрасную мишень для бомбардировки или для обстрела управляемыми снарядами. Нет никакого сомнения, что в случае военных действий первые удары будут наноситься по аэродромам, на которых базируется стратегическая авиация. Использование современных разрушительных средств большой мощности может надолго вывести из строя аэродромы и парализовать действия стратегической авиации.

Аэродромы для гражданской авиации отличаются от военных аэродромов еще большими размерами (из-за большей длины ВПП и больших площадок для стоянок самолетов), наличием ангаров,

вокзальных зданий и т. п. Стоимость такого аэродрома значительно больше, чем военного (стоимость Лондонского аэропорта, например, составляет около 60 млн. долларов).

Современная гражданская авиация имеет широкую сеть воздушных линий с множеством аэродромов, начиная от международных аэродромов с ВПП длиной 2300—2800 м и даже больше и кончая аэродромами местных линий с ВПП длиной не более 1200 м, поэтому с появлением на пассажирских линиях новых скоростных самолетов во многих аэропортах требуется удлинение ВПП.

По сообщениям американской печати, стоимость работ по удлинению ВПП с бетонным покрытием толщиной 0,4 м составляет на каждые 300 м 500 000 долларов. Огромные расходы по переоборудованию ВПП в гражданских аэропортах США заставили их вла-



Фиг. 19. Радиооборудование современного аэродрома для облегчения посадки в условиях плохой видимости.

дельцев обратиться к самолетостроительным фирмам с требованием ограничить дальнейшее увеличение посадочных скоростей, чтобы новые скоростные самолеты могли эксплуатироваться на существующих ВПП длиной 2300—2800 м.

Высокие посадочные скорости самолетов очень усложняют посадку, особенно ночью или в условиях плохой видимости. Поэтому аэродромы снабжаются специальным оборудованием, облегчающим пилотирование самолета при заходе на посадку. Это оборудование обычно состоит из осветительных ламп большой мощности, позволяющих летчику визуально определять расположение ВПП, и специальной радионавигационной системы посадки по приборам. Обычно такая система включает в себя два радиопередатчика, один из которых, называемый курсовым, посылает сигналы в виде направленного в вертикальной плоскости луча с раствором угла у вершины 2,5—3°. Антенна этого передатчика устанавливается на некотором расстоянии от конца ВПП, как показано на схеме (фиг. 19). Самолет, заходящий на посадку, снабжен курсовым радиоприемником, который помогает летчику направлять самолет по курсу. Траектория планирования самолета задается при помощи второго, так называемого глиссадного радиопередатчика, антенны

которого установлены перед началом ВПП и излучают сигнал в виде широкой полосы, направленной по траектории планирования (глиссады). При посадке летчик следит за посадочным индикатором, связанным с курсовым и глиссадным радиоприемниками и показывающим отклонение самолета от курса и траектории.

Чтобы летчик мог определить расстояние до места приземления на самолете, установлен еще один радиоприемник, называемый маркерным. В месте приземления и еще в двух точках, расположенных на известных расстояниях от него, установлены радиопередатчики, антенны которых посылают направленный вверх луч. Когда самолет пролетает через эти лучи, маркерный радиоприемник подает звуковой и световой сигнал, помогающий летчику определить момент приземления. Благодаря такой системе облегчается заход на посадку в сложных условиях, однако, несмотря на это, посадка продолжает оставаться очень сложным и опасным режимом полета.

В последнее время созданы так называемые «автоматические системы посадки», которые при помощи наземного и установленно на самолете радионавигационного оборудования обеспечивают автоматическое управление самолетом во время посадки без вмешательства летчика. Основными элементами наземного оборудования такой системы обычно являются один или два радиолокатора и вычислительные устройства с пультом управления, а самолетное оборудование состоит из автопилота.

Применение таких систем облегчает выполнение посадки особенно в условиях плохой видимости или ночью.

### **Способы уменьшения длины разбега и пробега самолетов**

Уменьшение длины разбега и пробега позволяет сократить длину взлетно-посадочной полосы и тем самым — размеры аэродрома. Наиболее полным решением этой задачи является создание самолетов, которые могут вертикально взлетать без разбега и вертикально садиться без пробега. Однако создание таких самолетов, как это будет показано далее, сопряжено с решением ряда сложнейших технических проблем, над которыми в настоящее время работают ученые и конструкторы, поэтому появление их в эксплуатации можно ожидать лишь через несколько лет.

Усилия конструкторов направлены также и на создание новых типов самолетов, имеющих небольшую длину разбега при взлете и пробега при посадке. Такие самолеты строятся как у нас, так и за рубежом, где они получили название STOL (Short Take-Off and Landing—укороченные взлет и посадка). Основное требование, предъявляемое к таким самолетам, заключается в том, чтобы их взлетно-посадочная дистанция не превышала 150 м; длина ВПП для них не будет превышать 60—100 м.

Наконец, особую актуальность приобретает и работа по улучшению взлетно-посадочных характеристик уже существующих новых скоростных самолетов военной и гражданской авиации. Целью

этих работ является получение такой длины разбега и пробега у этих самолетов, чтобы они могли эксплуатироваться с большинства современных аэродромов, имеющих ВПП длиной не более 2300 м.

Каким же образом может быть достигнуто уменьшение длины разбега самолета при взлете и пробега при посадке?

Рассмотрим сначала разбег самолета при взлете. Для отрыва от земли самолет должен при разбеге достичь такой скорости, при которой подъемная сила крыла самолета станет равной взлетному весу самолета. Эта скорость называется скоростью отрыва  $V_{отр}$ . Для самолетов с турбореактивными двигателями  $V_{отр} \approx \approx 4,2 \sqrt{\rho / \rho c_{y \max}}$ ,

где  $\rho$  — нагрузка на крыло;

$\rho$  — плотность воздуха;

$c_{y \max}$  — максимальный коэффициент подъемной силы крыла.

Длина разбега самолета при взлете определяется с одной стороны величиной скорости отрыва, а с другой стороны — величиной ускорения при движении самолета во время разбега.

Очевидно, чем меньше скорость отрыва, тем меньше длина разбега, а чем больше ускорение при разбеге самолета, тем скорее самолет достигнет требуемой скорости отрыва, что также приведет к уменьшению длины разбега. Величина ускорения определяется тяговооруженностью самолета  $\phi$ .

Приближенно длина разбега самолета (с турбореактивными двигателями) при взлете может быть выражена формулой  $L_{разб} \approx \approx 0,9\rho/(\phi - f)$ , где  $f$  — коэффициент трения колес шасси о поверхность ВПП.

При посадке подъемная сила крыла должна быть меньше веса самолета, поэтому посадочная скорость  $V_{пос}$  по величине меньше скорости отрыва  $V_{отр}$ . Для современных скоростных самолетов посадочная скорость может быть выражена формулой  $V_{пос} = = 0,94 \sqrt{2G/\rho S c_{y \max}}$  (если принять высоту парашютирования самолета равной 0,5 м, а качество самолета при посадке равным 5) или  $V_{пос} = 3,76 \sqrt{\rho/c_{y \max}}$ .

Величина посадочной скорости определяет длину пробега самолета при посадке, которая прямо пропорциональна квадрату посадочной скорости (или нагрузке на крыло) и обратно пропорциональна коэффициенту трения колес о поверхность ВПП.

Уменьшение длины разбега и пробега самолета может быть достигнуто двумя различными способами.

Первый способ состоит в уменьшении скорости отрыва и посадочной скорости самолета. Из анализа выражений для этих скоростей видно, что их уменьшение может быть достигнуто либо уменьшением нагрузки на крыло  $\rho$ , либо увеличением максимального коэффициента подъемной силы крыла. У современных самолетов нагрузка на крыло, как отмечалось ранее (см. фиг. 14), имеет тенденцию увеличиваться. Поэтому основным средством для уменьшения и скорости

отрыва и посадочной скорости является увеличение максимального коэффициента подъемной силы крыла  $C_{y_{max}}$ . Это может быть достигнуто применением различных видов взлетно-посадочной механизации крыла, позволяющих значительно увеличить  $C_{y_{max}}$  при взлете и посадке. В последнее время находят широкое применение системы управления пограничным слоем и циркуляцией у крыла, обеспечивающие еще большее увеличение  $C_{y_{max}}$ , чем взлетно-посадочная механизация.

Второй способ, позволяющий уменьшить длину разбега и пробега и принципиально отличающийся от первого способа, заключается в сообщении самолету при помощи различных средств за короткий промежуток времени необходимого ускорения при разбеге или торможения при посадке. Недостатком этого способа является необходимость применения одних средств для уменьшения разбега и других — для уменьшения пробега.

Например, уменьшение длины разбега при взлете может быть достигнуто при помощи таких средств, создающих необходимое ускорение при разбеге, как:

- 1) применение стартовых ускорителей;
- 2) катапультирование самолета;
- 3) взлет самолета со стартовой рампы.

Для уменьшения длины пробега при посадке используются уже другие средства, позволяющие увеличить торможение самолета:

- 1) колесные тормоза;
- 2) тормозные парашюты и аэродинамические тормоза;
- 3) реверс тяги турбореактивных двигателей или воздушных винтов;
- 4) аэродромные тормозные устройства.

Однако при использовании всех этих средств для самолета все же требуется ВПП, хоть и небольшой длины, но с бетонированным покрытием.

Чтобы самолет мог совершить посадку на аэродром без бетонированного покрытия, необходимо уменьшить давление на ВПП. Это может быть достигнуто применением обычного колесного шасси с пневматиками низкого давления или созданием специальных конструкций шасси.

### Механизация крыла самолета

С увеличением максимальной скорости полета все более увеличивается разрыв между максимальной и посадочной скоростью. У современных самолетов максимальная скорость более чем в семь раз превосходит посадочную скорость. Во всем диапазоне скоростей при установившемся горизонтальном полете подъемная сила крыла должна быть постоянной и равной весу самолета. Величина подъемной силы, как известно, определяется формулой  $Y = c_y S \rho V^2 / 2$ . Сохранение постоянной подъемной силы крыла при уменьшении скорости полета может быть достигнуто двумя различными способами, из которых один заключается в увеличении площади крыла,

а второй — в увеличении коэффициента подъемной силы  $c_y$  благодаря применению механизации крыла.

Первый способ не нашел применения из-за больших конструктивных трудностей, хотя и были построены опытные самолеты с раздвижными крыльями (фиг. 20), площадь которых могла значительно увеличиваться при взлете и посадке.

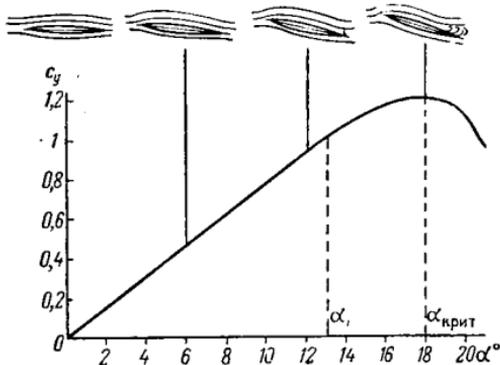
Второй же способ получил самое широкое применение: все самолеты обычно имеют взлетно-посадочную механизацию, позволяющую получить для крыла большие величины  $c_y$  при взлете и посадке.

Полет с максимальной скоростью производится при небольших величинах  $c_y$ , менее 0,1, соответствующих малым углам атаки и малым величинам коэффициента лобового сопротивления. Посадка же производится при максимально допустимой вели-

Фиг. 20. Самолет с раздвижным крылом. Увеличение площади крыла достигается раздвижением средней части крыла по хорде и по длине.

чине  $c_{y \text{ макс}}$ , соответствующей большим углам атаки крыла.

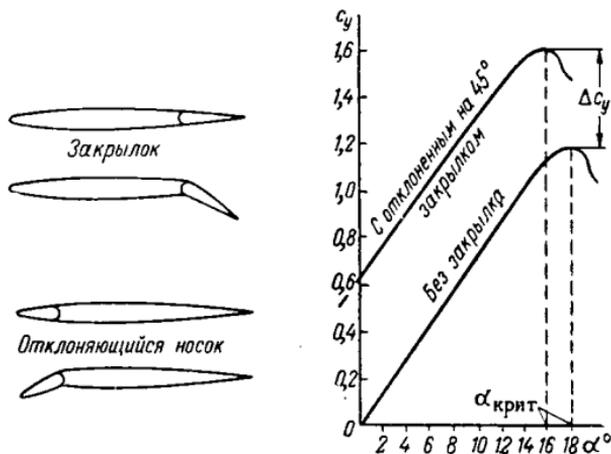
При малых углах атаки профиль крыла плавно обтекается потоком воздуха. По мере увеличения угла атаки увеличивается коэффициент подъемной силы  $c_y$ , причем это увеличение  $c_y$  до некоторого угла атаки  $\alpha_1$  происходит по линейной зависимости, как видно из фиг. 21. При дальнейшем увеличении угла атаки нарушается плавное обтекание профиля и поток вблизи задней кромки начинает отрываться от поверхности, что приводит к нарушению линейной зависимости  $c_y$  от  $\alpha$ . Однако  $c_y$  продолжает еще увеличиваться до некоторого угла атаки  $\alpha_{\text{крит}}$ , называемого критическим, при котором  $c_y$  достигает максимального значения, равного 1,1—1,25 для большинства скоростных профилей. При дальнейшем увеличении



Фиг. 21. Зависимость коэффициента подъемной силы  $c_y$  от угла атаки профиля  $\alpha$

угла атаки срыв потока распространяется на всю поверхность профиля и  $c_y$  резко уменьшается.

Величина  $c_{y \max}$  зависит от геометрии профиля. Увеличение относительной толщины профиля до 12% позволяет повысить  $c_{y \max}$ , дальнейшее увеличение относительной толщины вызывает уменьшение  $c_{y \max}$ . Особенно эффективно влияет на  $c_{y \max}$  величина вогнутости профиля, позволяя увеличить  $c_{y \max}$  до 1,7—1,8. Поэтому увеличение максимального коэффициента подъемной силы крыла  $c_{y \max}$  может быть достигнуто увеличением эффективной кривизны профиля. Это осуществляется благодаря применению механизации крыла в виде простых закрылков или отклоняющейся носовой части крыла.



Фиг. 22. Схема закрылка и отклоняющейся носовой части крыла, позволяющих изменять кривизну профиля (слева), и зависимость коэффициента подъемной силы крыла  $c_y$  без закрылка и с закрылком от угла атаки  $\alpha$  (справа).

Простой закрылок (фиг. 22) представляет подвижную хвостовую часть крыла, которая может отклоняться вниз, создавая значительную кривизну профиля крыла. Приведенный на фиг. 22 график показывает, как изменяется  $c_y$  у крыла без закрылка и с закрылком по всему размаху. Применение закрылка обеспечивает значительный прирост коэффициента подъемной силы  $\Delta c_y$  и несколько уменьшает критический угол атаки  $\alpha_{\text{крит}}$ . На многих современных скоростных самолетах применяется отклоняющийся вниз носок крыла как средство увеличения кривизны профиля (см. фиг. 22).

Срыв потока с поверхности профиля обусловлен изменениями, которые происходят в прилегающем к поверхности крыла слое воздуха, называемом пограничным слоем. При обтекании воздухом поверхности профиля образуется область пониженного давления над профилем и область повышенного давления под профилем. Кроме того, вследствие кривизны профиля величина давления из-

меняется вдоль поверхности профиля. Это изменение давления на единицу длины профиля называется градиентом давления. Чем сильнее изменяется давление вдоль длины профиля, тем больше градиент давления. Величина градиента давления зависит также от угла атаки профиля.

При малых углах атаки пограничный слой обладает достаточной кинетической энергией, чтобы преодолеть участки профиля с различными градиентами давления. При этом, хотя пограничный слой несколько затормаживается и увеличивается по толщине, он сходится плавно с поверхности профиля.

При больших углах атаки увеличивается градиент давления; кинетической энергии в пограничном слое становится уже недостаточно, чтобы преодолеть увеличивающееся давление заторможенного пограничного слоя, и пограничный слой отрывается от поверхности профиля.

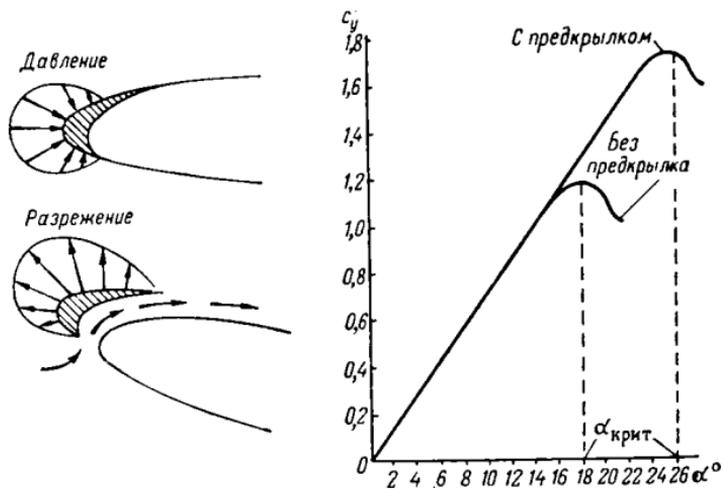
Увеличение максимального коэффициента подъемной силы крыла может быть достигнуто также управлением пограничным слоем (сокращенно УПС) на поверхности крыла для достижения больших величин  $c_{y \max}$ . Сущность УПС заключается в сообщении теми или иными средствами кинетической энергии пограничному слою, чтобы воспрепятствовать его торможению и отрыву. Это достигается применением механизации крыла в виде предкрылков, щелевых закрывков или щитков или при помощи специальных систем, в которых благодаря действию дополнительных источников мощности производится сдувание или отсос пограничного слоя.

Действие механизации крыла, основанной на принципе УПС, заключается в пропускании воздуха через щели из области повышенного давления в область пониженного давления. Впервые теоретическое обоснование такого вида механизации было дано в 1910 г. в трудах акад. С. А. Чаплыгина.

Одним из средств такого вида механизации является предкрылок, представляющий собой небольшое крылышко, установленное вдоль передней кромки крыла. На больших углах атаки отрыв пограничного слоя происходит у самого носка профиля (фиг. 23). При установке предкрылка воздух из зоны повышенного давления на нижней поверхности крыла устремляется с большой скоростью через щель, сообщая ускорение пограничному слою; воздух как бы сдувает пограничный слой. Благодаря этому струи воздуха прижимаются к верхней поверхности крыла. Установка предкрылка позволяет отодвинуть границу срыва потока и значительно увеличить коэффициент подъемной силы крыла. Особенно эффективна установка предкрылка по всему размаху крыла.

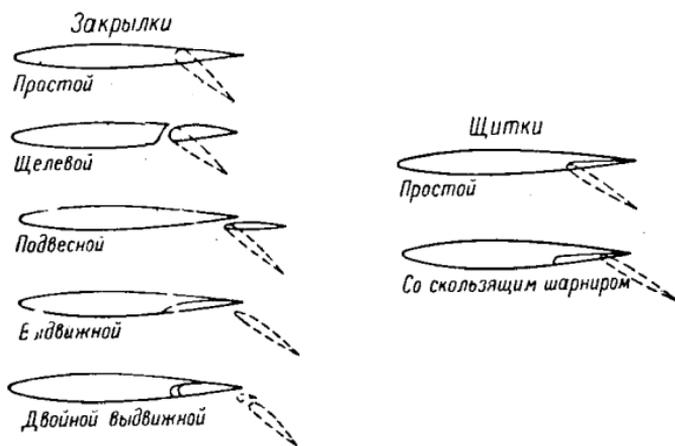
Предкрылки разделяются на фиксированные, которые неподвижно установлены перед крылом и используются главным образом на нескоростных самолетах, и автоматические. Последние, как показано на фиг. 23, при полете с большой скоростью прижимаются под действием избыточного давления к крылу, вписываясь в его контур. На больших углах на предкрылке создается разрежение, и он отодвигается от крыла, образуя щель перед крылом.

Большинство видов механизации представляет собой комбинацию УПС с увеличением вогнутости крыла, позволяющую получить



Фиг. 23. Схема действия предкрылка (слева) и зависимость коэффициента подъемной силы крыла  $c_y$  с предкрылком от угла атаки  $\alpha$ .

значительное увеличение  $c_{y \text{ max}}$ . На многих самолетах применяются щелевые, подвесные или выдвижные закрылки (фиг. 24). Во всех



Фиг. 24. Различные виды закрылков (слева) и щитков (справа), используемых для увеличения подъемной силы крыла.

этих закрылках увеличение  $c_{y \text{ max}}$  происходит уже не только благодаря увеличению вогнутости профиля при отклонении закрылка, но и благодаря выдуванию воздуха в щель перед закрылком. Вы-

движные закрылки, кроме того, позволяют еще увеличить площадь крыла. Угол отклонения закрылков при посадке обычно составляет  $50-60^\circ$ , а при взлете —  $15-20^\circ$ . Особенно значительное увеличение  $c_{y \max}$  достигается у двухщелевого выдвижного закрылка. Такой вид закрылков, используемый на советском турбовинтовом пассажирском самолете Ил-18 конструкции С. В. Ильюшина, позволяет уменьшить посадочную скорость до  $160 \text{ км/час}$  (при максимальной скорости полета  $650 \text{ км/час}$ ), а длину пробега — до  $600 \text{ м}$ .

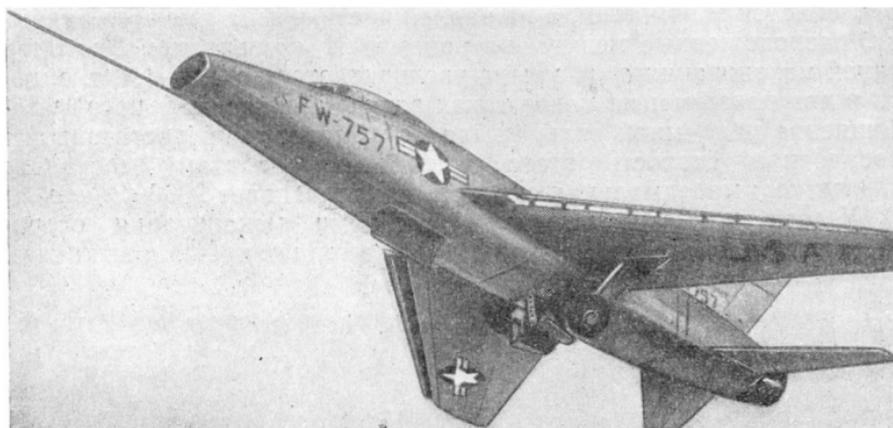
Широкое применение получили также щитки, представляющие собой отклоняющуюся вниз часть нижней поверхности крыла (см. фиг. 24), расположенную вдоль его размаха у задней кромки. При открытии щитка увеличивается кривизна профиля, а кроме того, между щитком и крылом образуется область разрежения, куда отсасывается пограничный слой с верхней поверхности крыла, благодаря чему предотвращается срыв потока с крыла при больших углах атаки. Установка щитков приводит к увеличению  $c_{y \max}$  и некоторому уменьшению  $\alpha_{\text{крит}}$ . Щитки так же, как и закрылки, отклоняются вниз при взлете на  $15-20^\circ$  и при посадке на  $50-60^\circ$ .

Наибольший прирост подъемной силы (до  $c_{y \max}=2,5$ ) достигается при установке на крыле предкрылков по всему размаху и закрылков. Такой вид механизации используется, например, на легком самолете Як-12 конструкции А. С. Яковлева. Посадочная скорость этого самолета составляет всего  $70-75 \text{ км/час}$ , а длина пробега при посадке —  $140 \text{ м}$ .

Однако такая мощная механизация может использоваться лишь на самолетах, имеющих сравнительно небольшую скорость полета. У современных скоростных самолетов возможность применения такой мощной механизации затруднена соображениями аэродинамической компоновки крыла: на тонких прямых, стреловидных или треугольных крыльях малого удлинения очень трудно разместить мощную механизацию; кроме того, вследствие уменьшения жесткости у таких крыльев элероны во избежание реверса на больших скоростях располагают ближе к фюзеляжу, поэтому на крыльях почти не остается места для установки закрылков. Следует отметить, что на тонких стреловидных и треугольных крыльях малого удлинения механизация действует менее эффективно, чем на прямых крыльях большого удлинения.

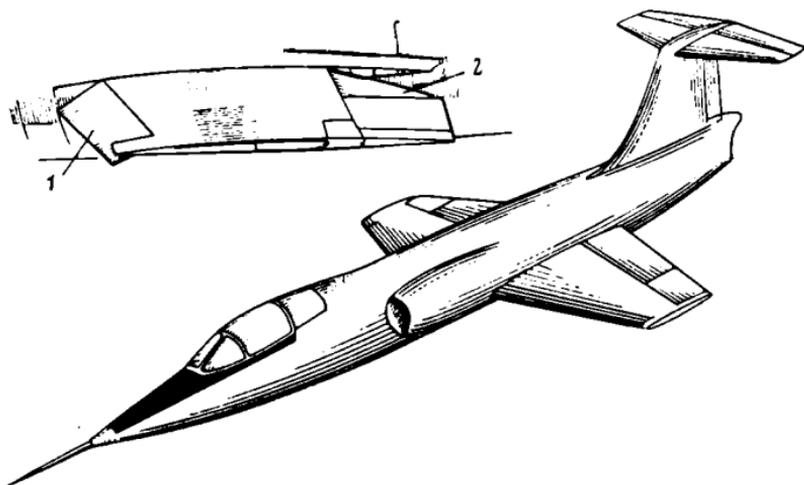
Рассмотрим, какая механизация используется на современных скоростных самолетах. У многих истребителей со стреловидным крылом применяется механизация в виде автоматических предкрылков по всему размаху крыла, как это сделано на сверхзвуковом истребителе, показанном на фиг. 25. Каждый из предкрылков этого истребителя состоит из пяти секций, перемещающихся по направляющим; относительная хорда предкрылка (по отношению к длине хорды крыла) составляет  $21\%$ . Элероны расположены посередине полуразмаха крыла; при таком расположении элеронов на задней кромке не остается места для закрылков. Существенным недостатком предкрылка как вида механизации является тот факт, что достижение больших величин  $c_y$  происходит на больших углах атаки,

вследствие чего при посадке возникает возможность удара хвостовой части фюзеляжа о дорожку. Поэтому, хотя установка пред-



Фиг. 25. Скоростной истребитель с автоматическими предкрылками по всему размаху крыла во время посадки.

крылка и позволяет получить для этого самолета  $V_{\min} = 240$  км/час (при  $V_{\max} = 1225$  км/час), посадочная скорость самолета увеличена



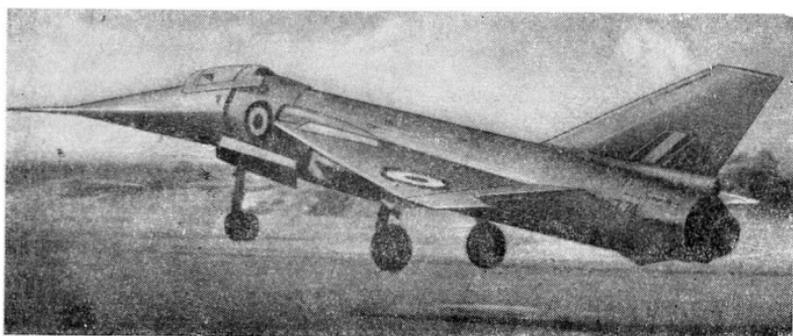
Фиг. 26. Установка отклоняющегося носка крыла 1 и закрылка 2 у сверхзвукового истребителя с тонким прямым крылом малого удлинения.

до 290 км/час во избежание очень сильного наклона фюзеляжа при посадке.

Механизация в виде отклоняющегося носка в сочетании с закрылком используется на сверхзвуковом истребителе, показанном на

фиг. 26, с прямым тонким крылом малого удлинения. У такого крыла без применения механизации  $C_{y \max}$  составляет всего лишь 0,65. Для увеличения подъемной силы носок крыла по всему размаху отклоняется вниз на  $20^\circ$ , а на задней части крыла имеются закрылки, расположенные между элеронами и фюзеляжем. Благодаря такой механизации  $C_{y \max}$  крыла увеличивается до 1,2—1,3, т. е. почти в два раза; тем не менее такая величина максимального коэффициента подъемной силы крыла оказывается недостаточной, и посадочная скорость этого истребителя поэтому составляет 270 км/час; максимальная скорость его превышает 2000 км/час.

У самолетов с треугольными крыльями механизация обычно состоит из элевонов (расположенных на концах крыла и выполняю-



Фиг. 27. Отклонение вниз кабины для улучшения обзора у самолета с треугольным крылом при посадке.

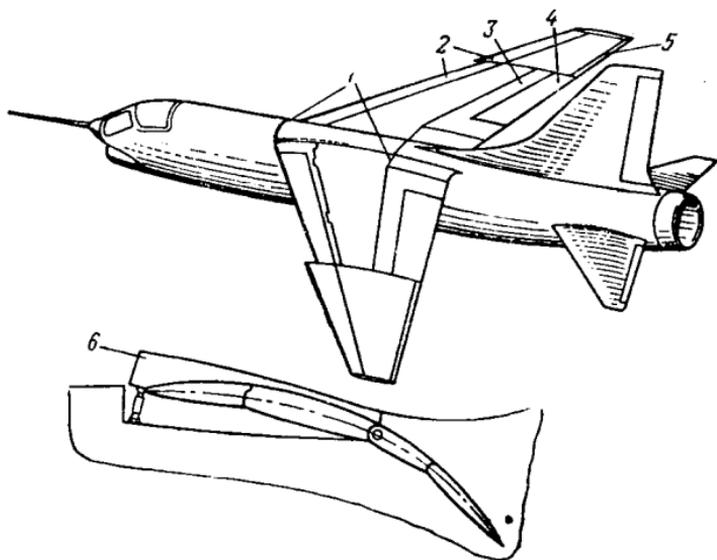
щих одновременно роль элеронов и рулей высоты) и закрылков. Для этих самолетов характерным является сильный наклон фюзеляжа при взлете и особенно при посадке, так как у треугольного крыла малого удлинения срыв потока затягивается до больших углов атаки ( $\alpha_{\text{крит}} = 20^\circ$ ). Такое положение фюзеляжа создает, как уже отмечалось, возможность удара хвостовой части о дорожку и, кроме того, ухудшает обзор при посадке. Поэтому на одном из экспериментальных самолетов с треугольным крылом при посадке кабина при помощи специального механизма опускается вниз (фиг. 27), чтобы улучшить обзор из кабины летчика.

Особенно мощная механизация крыла применяется для уменьшения посадочной скорости палубных самолетов, базирующихся на авианосцах. Применение механизации на одном из палубных истребителей позволило уменьшить его посадочную скорость до 185 км/час (максимальная скорость составляет 1800 км/час).

Крыло этого истребителя (фиг. 28) имеет отклоняющийся по всему размаху носок, кроме того, в средней части оно снабжено большими закрылками, занимающими 45% хорды. Благодаря такой механизации, позволяющей сильно изменять кривизну профиля крыла, крыло самолета как бы превращается в крыло переменной

кривизны (фиг. 28, снизу), при этом значительно усложняется конструкция крыла и увеличивается его вес. Так, элероны на крыле самолета установлены на отклоняющихся закрылках.

Кроме описанной взлетно-посадочной механизации, на этом истребителе применено шарнирное крепление крыла, позволяющее увеличивать при взлете и посадке угол заклинивания крыла до  $10^\circ$  по отношению к фюзеляжу. При помощи специального механизма крыло может поворачиваться относительно шарнира, установлен-



Фиг. 28. Механизация крыла палубного сверхзвукового истребителя.

1—средняя часть крыла, поворачивающаяся при изменении угла установки, 2—отклоняющийся носок крыла, 3—отклоняющийся закрылок, 4—элероны для управления на малых скоростях, 5—элероны для управления на больших скоростях, 6—увеличение угла установки крыла.

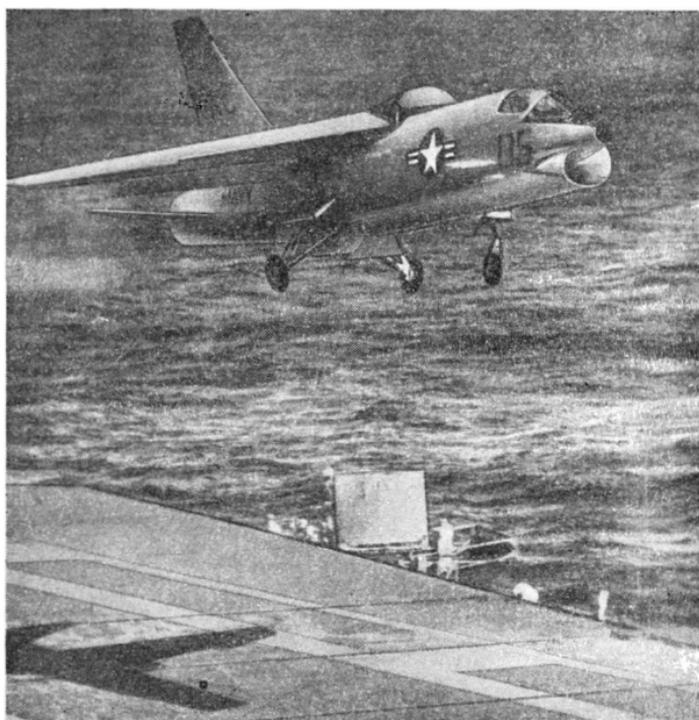
ного на заднем лонжероне, как показано на фиг. 29. Благодаря этому взлет и посадка могут выполняться при незначительном продольном наклоне самолета, когда фюзеляж находится почти в горизонтальном положении (фиг. 29), что улучшает обзор из кабины летчика.

### Системы управления пограничным слоем и циркуляцией у крыла

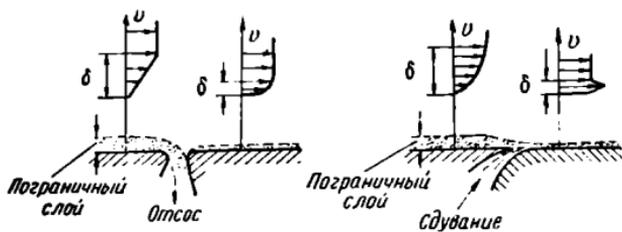
У скоростных самолетов достижение больших величин  $C_{y \max}$  благодаря применению взлетно-посадочной механизации крыла ограничено следующими факторами:

1) уменьшение относительной толщины крыла приводит к уменьшению  $C_{y \max}$ ;

2) малое удлинение и большой угол стреловидности современ-



Фиг. 29. Увеличение угла установки крыла палубного истребителя во время посадки.



Фиг. 30. Принципиальная схема действия систем УПС с отсосом и сдуванием пограничного слоя. Сверху, над схемами, показано изменение скорости  $v$  и толщины  $\delta$  пограничного слоя до и после применения УПС.

ных крыльев уменьшают эффективность действия механизации, что также ограничивает величину  $c_{y \max}$ .

Кроме того, как уже отмечалось, размещение взлетно-посадочной механизации на крыле скоростного самолета связано со значительными конструктивными трудностями. Наконец, обычная механизация позволяет получать все же довольно ограниченные величины  $c_{y \max}$ , но приводит к значительному усложнению и утяжелению конструкции крыла.

Поэтому тем больший интерес представляют системы управления пограничным слоем, которые позволяют повысить эффективность обычной механизации и получить значительно большие величины  $c_{y \max}$ .

Действие систем УПС заключается в принудительном сдувании или отсасывании пограничного слоя с поверхности профиля крыла, благодаря чему предотвращается срыв потока.

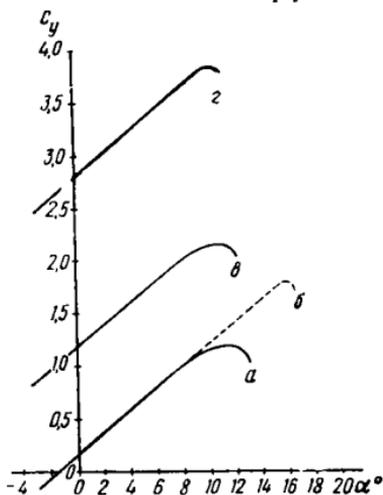
Схематически действие УПС показано на фиг. 30. Торможение пограничного слоя на участках с различными градиентами давления по верхней поверхности профиля крыла приводит к увеличению его толщины  $\delta$ . При помощи насоса пограничный слой можно отсасывать в щель, получая некоторое ускорение движения, благодаря которому пограничный слой на участке до щели уже не может оторваться от поверхности профиля. За щелью вновь образуется пограничный слой.

Дополнительную кинетическую энергию можно сообщить пограничному слою и выдуванием воздуха от компрессора в щель. Благодаря этому также увеличивается скорость движения пограничного слоя и уменьшается его толщина, что предотвращает отрыв пограничного слоя от поверхности профиля.

Возможны следующие способы управления пограничным слоем на крыле:

- 1) отсасывание пограничного слоя с поверхности профиля через щель или пористую обшивку. Отсасывание чаще всего производится у носка профиля крыла или у носка закрылка;
- 2) сдувание пограничного слоя на носке крыла или перед закрылком;
- 3) различные комбинации сдувания и отсасывания пограничного слоя на разных участках крыла.

Насколько увеличивается величина  $c_{y \max}$  при действии системы УПС можно судить по графику, приведенному на фиг. 31. Если

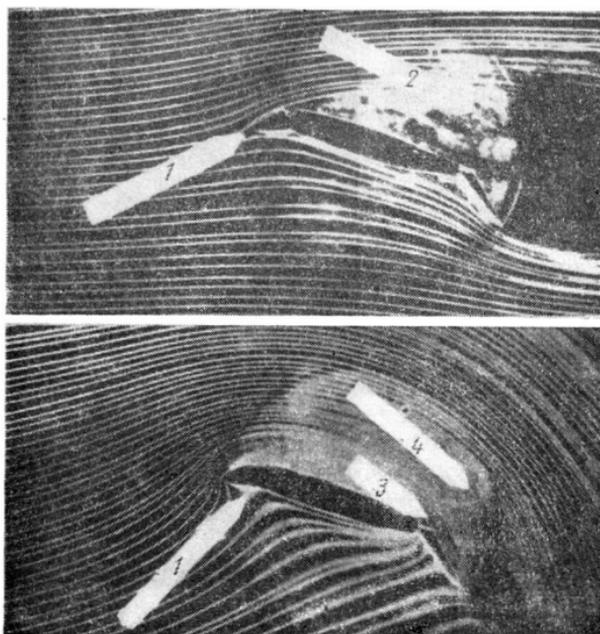


Фиг. 31. Зависимость  $c_y$  от угла атаки  $\alpha$ .

*а*—для крыла без механизации, *б*—для крыла с предкрылком, *в*—для крыла с закрылком, *г*—для крыла с отсосом или сдуванием пограничного слоя перед закрылком.

применение предкрылка и закрылка позволяет получить величину  $c_{y \max}$  около 1,8—2, то при применении системы УПС (отсасывание или сдувание пограничного слоя перед закрылком) величина  $c_{y \max}$  может быть увеличена до четырех и даже больше.

Такое увеличение  $c_{y \max}$  объясняется возросшей эффективностью закрылка. Поток воздуха на больших углах атаки уже не отрывается от поверхности профиля крыла, а плавно обтекает его. Это



Фиг. 32. Спектр обтекания профиля крыла с отклоненным носком и с закрылком без УПС (сверху) и со сдуванием пограничного слоя через щель перед закрылком (снизу).

1—обтекание носка профиля, 2—срыв потока на верхней поверхности профиля без УПС, 3—выдувание воздуха через щель перед закрылком, 4—безотрывное обтекание дотоком верхней поверхности крыла в случае использования системы УПС.

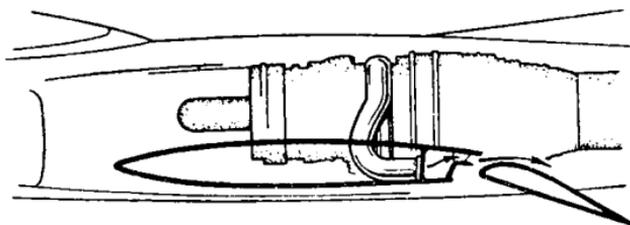
можно видеть на фотографиях спектра обтекания профиля крыла без системы УПС (крыло имеет отклоненный вниз носок) и со сдуванием пограничного слоя перед закрылком (фиг. 32).

Основной недостаток систем УПС, задержавший на длительное время их развитие, заключается в том, что для них требуются специальные насосы или компрессоры и системы каналов, через которые производится отсос или сдувание пограничного слоя. Все это приводит к усложнению и утяжелению конструкции самолета.

Пока на самолетах устанавливались поршневые двигатели, системы УПС были очень сложны и громоздки. Необходимо было

либо применять систему трансмиссии для привода насосов или компрессоров от основных двигателей, либо устанавливать для этой цели дополнительные двигатели.

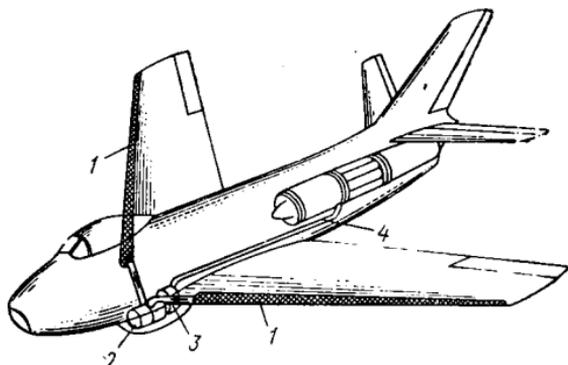
Применение в авиации турбореактивных двигателей открывает широкие возможности для применения систем УПС. Особенно про-



Фиг. 33. Схема отбора сжатого воздуха у компрессора ТРД для сдувания пограничного слоя перед закрылком.

стыми получаются системы со сдуванием пограничного слоя сжатым воздухом, отбираемым у компрессора ТРД (фиг. 33).

Системы с отсосом пограничного слоя получаются значительно сложнее. На фиг. 34 схематически изображена система УПС на истребителе со стреловидным крылом. В фюзеляже самолета уста-



Фиг. 34. Схема установки для отсоса пограничного слоя на передней кромке крыла истребителя.

1—пористая обшивка носка крыла, 2—центробежный насос, 3—турбина, 4—канал для отбора воздуха от компрессора ТРД.

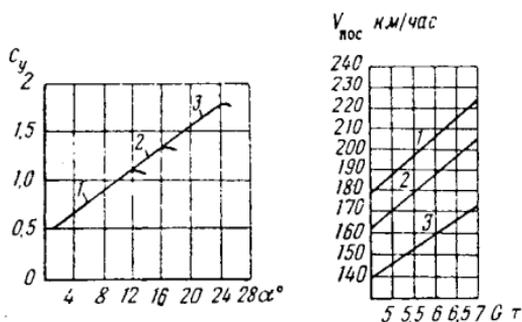
новлен центробежный насос, приводимый во вращение турбиной, к которой подается сжатый воздух, отбираемый от компрессора ТРД. Мощность, расходуемая на привод насоса (в зависимости от расхода воздуха), составляет от 30 до 250 л. с.

Отсасывание пограничного слоя вдоль передней кромки крыла производится при помощи насоса через систему каналов. Для этого обшивка носка крыла по всему размаху выполнена из пористой нержавеющей стали. Благодаря применению отсоса на передней

кромке крыла значительно улучшились взлетно-посадочные характеристики самолета. Величина  $c_{y \max}$  увеличилась от 1,1 без системы УПС до 1,8 с применением УПС, а посадочная скорость уменьшилась от 212 до 163 км/час.

На фиг. 35 приведены графики зависимости  $c_y$  от угла атаки, и посадочной скорости от взлетного веса для самолета без системы УПС и с применением УПС.

Кроме того, для сравнения приведены графики изменения  $c_y$  и  $V_{\text{пос}}$  для самолета с предкрылком. Как видно, отсос на передней кромке аналогичен действию предкрылка, но более эффективен. Отсос пограничного слоя по всему размаху передней кромки крыла



Фиг. 35. Зависимость  $c_y$  от угла атаки  $\alpha$  (слева) и посадочной скорости  $V_{\text{пос}}$  от взлетного веса для самолета без УПС (1) без УПС с предкрылком (2) и с отсосом пограничного слоя у передней кромки крыла (3).

требуется применения насосов большой мощности. Несколько более экономичным по расходуемой мощности оказалось применение отсоса на передней кромке закрылка.

Системы УПС, основанные на принципе отсоса пограничного слоя, не получили практического применения главным образом из-за своей сложности, так как для них нужны специальные насосы, приводимые от основного или отдельного двигателя.

Следует отметить, что в последнее время к этим системам

вновь проявляется значительный интерес в связи с использованием их на скоростных самолетах для уменьшения профильного сопротивления крыла.

Наибольшей эффективностью и простотой конструкции отличаются системы со сдуванием пограничного слоя на передней кромке закрылка. Такие системы, в которых для сдувания используется сжатый воздух, отбираемый от компрессора ТРД, применяют сейчас на ряде серийных самолетов за рубежом.

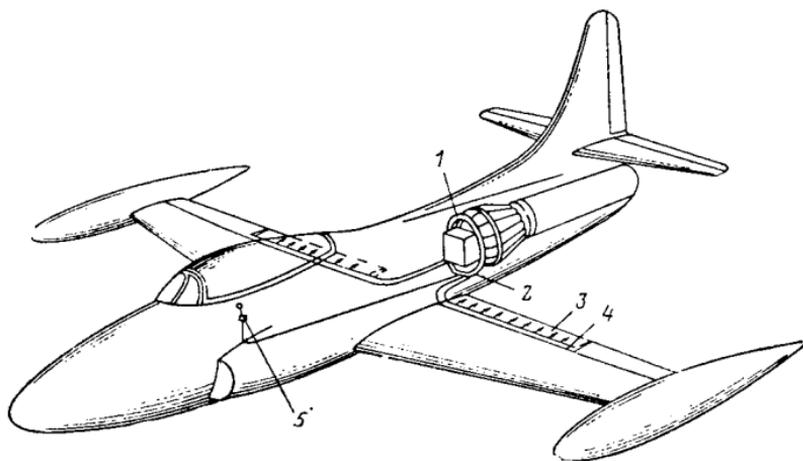
На фиг. 36 приведена конструктивная схема системы сдувания пограничного слоя перед закрылком, используемая на реактивном истребителе с прямым крылом. Отбираемый от компрессора ТРД сжатый воздух поступает в кольцевой канал, от которого отходят два канала, идущие внутри закрылков. Длина каждого закрылка 2,5 м. В каналах имеется ряд отверстий, расположенных с интервалом 60 мм. Через эти отверстия воздух поступает в смесительную камеру, из которой выдувается через ряд сопел в щель шириной около 1 мм, идущую по всей длине закрылка.

Расход воздуха в системе УПС составляет 0,6 м<sup>3</sup>/сек, что не превосходит даже 3% от всего количества воздуха, проходящего через

компрессор. Температура отбираемого воздуха  $205^{\circ}\text{C}$ , поэтому выдувание воздуха из сопел вызывает нагрев закрылков до температуры  $93^{\circ}\text{C}$ .

Система УПС включается летчиком и может работать в диапазоне чисел оборотов ТРД от 100 до 80% взлетного числа оборотов. При снижении числа оборотов ниже 80% (от взлетного числа оборотов) система автоматически выключается, чтобы не ухудшать характеристик ТРД.

Применение системы УПС со сдуванием пограничного слоя перед закрылком позволило увеличить  $c_{y\text{max}}$  крыла самолета от



Фиг. 36. Конструктивная схема системы отбора сжатого воздуха для сдувания пограничного слоя перед закрылком.

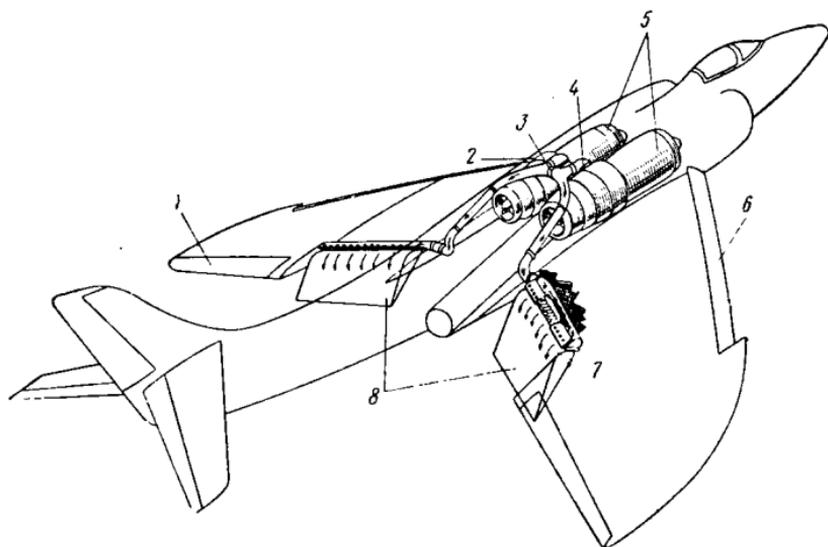
1—кольцевой канал, 2—дроссельный клапан, 3—закрылок, 4—воздушный канал, 5—кран включения системы УПС в кабине летчика.

1,9 (при отклоненном закрылке) до 2,6 (при включении УПС) и уменьшить посадочную скорость до  $155\text{ км/час}$  (при максимальной скорости полета  $1020\text{ км/час}$ ).

Такие системы УПС используются также на сверхзвуковых истребителях с прямыми и стреловидными крыльями малого удлинения. Так, на одной из модификаций сверхзвукового истребителя, показанного на фиг. 26, применена система УПС со сдуванием перед закрылком. Отбираемый от ТРД сжатый воздух направляется в каналы длиной  $\sim 1,2\text{ м}$ , проходящие по всему размаху закрылка, и вытекает через щели высотой  $2,3\text{ мм}$  и шириной  $13,9\text{ мм}$  на верхней поверхности закрылка. На каждом закрылке расположено 55 щелей с интервалами  $22,8\text{ мм}$  между их центрами. Скорость истечения воздуха из щелей равна  $412\text{ м/сек}$ . Включение системы УПС производится автоматически при отклонении закрылка. Благодаря применению системы УПС посадочная скорость этого истребителя уменьшилась на  $32\text{ км/час}$ , посадочная дистанция сократилась на 25%.

При установке на самолете двух ТРД коллекторы для отбора воздуха от их компрессоров соединяются между собой соединительным каналом, позволяющим получить одинаковое давление воздуха в обоих каналах для подвода воздуха к закрылкам. Подобная система УПС показана на фиг. 37.

В каналах, расположенных в крыле перед закрылками, имеется ряд отверстий диаметром 2,5 мм, через которые со сверхзвуковой скоростью вытекает воздух, сдувая пограничный слой на закрылке. Включается система УПС автоматически при опускании закрылка.



Фиг. 37. Схема системы отбора сжатого воздуха от компрессоров двух ТРД для сдувания пограничного слоя перед закрылками на палубном истребителе.

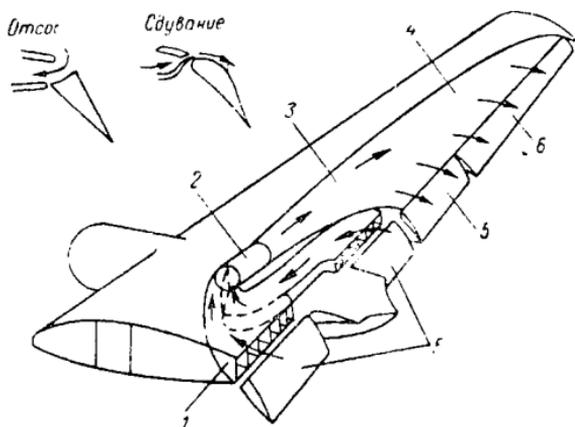
1—элерон, 2—коллектор, 3—соединительный канал, 4—клапан, 5—ТРД, 6—отклоняющийся носок крыла, 7—сопла для выдувания воздуха, 8—закрылки.

На эффективность действия системы УПС с выдуванием воздуха большое влияние имеет секундный расход воздуха в системе. Чем больше расход воздуха, тем большего увеличения коэффициента подъемной силы можно достичь. Обычно величина расхода воздуха в системах УПС определяется коэффициентом количества движения  $c_{\mu}$ , который выражается формулой  $c_{\mu} = m_{сек} V_{выд} \rho \frac{V^2}{2} S$ , где  $m_{сек}$  — массовый расход воздуха в секунду;  $V_{выд}$  — скорость выдувания воздуха;  $\rho$  — плотность воздуха;  $V$  — скорость полета;  $S$  — площадь крыла.

Увеличение коэффициента  $c_{\mu}$  может вызвать значительный прирост коэффициента подъемной силы закрылка  $\Delta c_{y \text{ закр}}$ . Если без системы УПС величина  $\Delta c_{y \text{ закр}}$  составляет  $\sim 0,5$ , то при  $c_{\mu} = 0,005$   $\Delta c_{y \text{ закр}}$  увеличивается до 0,75, а при  $c_{\mu} = 0,01$  — даже до 0,92.

Дальнейшее увеличение коэффициента  $c_{\mu}$  дает уже меньшее увеличение  $\Delta c_{y \text{ закр}}$ . Поэтому важно определить наиболее рациональный расход воздуха, чтобы обеспечить увеличение  $\Delta c_{y \text{ закр}}$  и не ухудшить характеристики ТРД чрезмерно большим отбором воздуха. Следует отметить, что существенное увеличение эффективности закрылка все же связано с большими расходами воздуха.

У сверхзвуковых самолетов с большой тяговооруженностью ( $\varphi=0,5-1,0$ ), имеющих ТРД с большой тягой, возможен отбор до 10% воздуха, проходящего через ТРД, без существенного ухудше-



Фиг. 38. Схема комбинированной системы с отсосыванием и сдуванием пограничного слоя, установленной в крыле.

1—канал для отсоса пограничного слоя, 2—двухконтурный ТРД, 3—диффузор, 4—канал для сдувания, 5—закрылки, 6—элерон.

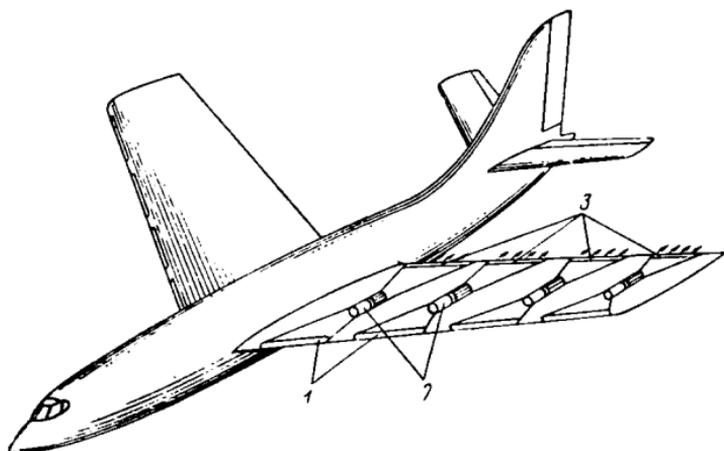
ния работы ТРД на взлетном режиме. Такого количества воздуха вполне достаточно для систем УПС.

У самолетов с малой тяговооруженностью ( $\varphi < 0,5$ ) применение систем УПС с отбором воздуха от компрессора ТРД может настолько ухудшить работу ТРД на взлетном режиме, что несмотря на применение системы УПС, длина разбега самолета не уменьшится, а возрастет.

Интересная комбинированная система УПС, представляющая собой соединение систем отсосывания и сдувания пограничного слоя используется на одном из транспортных самолетов с поршневыми двигателями. Создание большого расхода воздуха обеспечивается установкой в корневой части крыла самолета, имеющей сравнительно большую толщину, двухконтурных ТРД (фиг. 38). Последние по сравнению с обычными ТРД имеют второй контур, представляющий собой канал кольцевой вокруг ТРД. Поступающий в этот канал воздух сжимается компрессором, а затем на выходе смешивается с выходящими из ТРД газами. Благодаря этому зна-

чительно уменьшается температура газов и увеличивается секундный расход воздуха через двигатель. Эти двухконтурные ТРД при работе производят отсасывание пограничного слоя у закрылков в корневой части крыла, а выходящие из ТРД газы сдувают пограничный слой перед закрылками и элеронами, верхняя поверхность которых покрыта обшивкой из нержавеющей стали. Температура обшивки не превышает  $65^{\circ}\text{C}$ .

Эквивалентная мощность каждого ТРД составляет 400 л. с., а расход воздуха —  $17\text{ м}^3/\text{сек}$ . Длина взлетно-посадочной дистанции самолета благодаря применению УПС уменьшилась почти в два раза.



Фиг. 39. Установка струйного закрылка на самолете (проект).

1—воздухозаборники, 2—ТРД, 3—щель для выдувания газов.

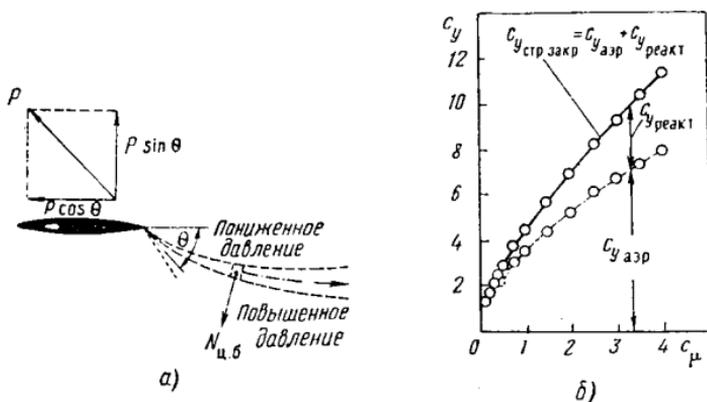
Как дальнейшее развитие систем УПС с очень большим расходом, можно рассматривать систему управления циркуляцией потока вокруг профиля крыла. Примером такой системы является устройство, получившее название «струйный закрылок». У самолета со струйным закрылком ТРД устанавливаются в крыле, как показано на фиг. 39, а весь поток газов от них через систему каналов должен вытекать вниз под углом в щель у задней кромки крыла, изменяя характер обтекания его потоком воздуха. Тягу  $P$ , создаваемую вытекающим потоком газов, можно разложить на горизонтальную и вертикальную составляющие (фиг. 40, а). Вертикальная составляющая тяги  $P \sin \theta$  может достигать при угле отклонения  $\theta$  потока  $45\text{—}60^{\circ}$  до  $70\text{—}85\%$  от величины полной тяги двигателей. Благодаря этому подъемная сила крыла увеличивается на величину вертикальной составляющей тяги.

Однако наибольшее преимущество струйного закрылка заключается в том, что он позволяет значительно увеличить величину  $c_y$  крыла.

Большое количество газов, выдуваемое в щель на задней кромке, увлекает за собой воздух, обтекающий профиль крыла, и зна-

чительно ускоряет его движение. При этом совершенно устраняется возможность отрыва потока от поверхности крыла. Под действием набегающего потока воздуха струя газов отклоняется. Возникающая при этом центробежная сила уравнивается разностью давлений выше и ниже границ струи, что приводит к изменению характера обтекания профиля, увеличивая циркуляцию потока вокруг профиля, поэтому система струйного закрылка получила название системы управления циркуляцией.

Полная подъемная сила крыла со струйным закрылком складывается из собственно подъемной силы крыла, вызываемой обтеканием профиля крыла потоком воздуха, и из вертикальной составляющей тяги, создаваемой потоком газов ТРД. Соответственно коэф-



Фиг. 40. Принципиальная схема действия струйного закрылка (а), зависимость  $C_y$  крыла со струйным закрылком (б) от коэффициента количества движения  $C_\mu$ :

фициент полной подъемной силы крыла со струйным закрылком  $C_{y \text{ стр.закр}}$  можно представить как сумму двух коэффициентов:  $C_{y \text{ аэр}}$  от действия аэродинамических сил и  $C_{y \text{ реакт}}$  от действия тяги.

Величина коэффициента полной подъемной силы крыла со струйным закрылком сильно зависит от коэффициента количества движения  $C_\mu$ . На фиг. 40, б приведен экспериментальный график изменения  $C_{y \text{ стр.закр}}$  в зависимости от  $C_\mu$ .

Анализируя график, можно видеть, что при очень больших значениях  $C_\mu$ , которые можно получить при выдувании всего потока газов ТРД, величина  $C_{y \text{ стр.закр}}$  может достигать до 10—12, т. е. быть в два-три раза больше, чем при обычных системах УПС. При малых величинах  $C_\mu$  увеличение  $C_{y \text{ стр.закр}}$  происходит главным образом за счет  $C_{y \text{ аэр}}$ , т. е. благодаря изменению характера обтекания профиля; с увеличением  $C_\mu$  все большее значение начинает приобретать величина вертикальной составляющей тяги.

Эффективность действия струйного закрылка можно сравнить с действием выдвижного закрылка с очень большой хордой. Сле-

дует отметить, что при действии струйного закрылка несколько увеличивается величина вредного сопротивления крыла главным образом вследствие увеличения индуктивного сопротивления.

Предполагается, что струйный закрылок может быть использован на самолетах как основной движитель для горизонтального полета (когда поток газов выдувается по направлению полета) и как средство увеличения подъемной силы крыла при взлете и посадке (когда поток газов отклоняется вниз). На фиг. 39 показан проект самолета со струйным закрылком, в крыле которого размещаются восемь ТРД. При удельной нагрузке на крыло  $p=270 \text{ кг/м}^2$  и тяговооруженности  $\varphi=0,55$  применение струйного закрылка с отклонением вниз потока газов на  $40^\circ$  позволит получить у такого самолета  $c_{y \text{ max}}=13,5$ , что обеспечит уменьшение посадочной скорости до  $60 \text{ км/час}$ .

Несмотря на всю свою перспективность, применение струйного закрылка связано с большими конструктивными трудностями, так как в крыле должны разместиться ТРД и система каналов, по которым проходит горячий воздух. Усложняется также балансировка самолета и управление им. За рубежом построен пока только один экспериментальный самолет со струйным закрылком для испытания его действия при взлете, посадке и разных скоростях полета.

### **Средства, используемые для ускорения движения самолета при взлете**

Длина разбега при взлете самолета может быть также уменьшена, если, не применяя специальных средств для увеличения подъемной силы крыла и уменьшения взлетной скорости, сообщить самолету при разбеге значительное ускорение.

Увеличение ускорения можно получить путем увеличения тяговооруженности самолета при разбеге. Поэтому двигатели как поршневые, так и реактивные могут в течение небольшого времени, необходимого для взлета, работать на взлетном режиме, который превосходит на 15—25% по тяге или мощности длительно допустимый номинальный режим. Кроме того, на многих турбореактивных двигателях устанавливаются форсажные камеры, позволяющие на 25—40% увеличивать их тягу благодаря дополнительному сжиганию топлива за турбиной в форсажной камере.

Значительное увеличение тяговооруженности самолета при взлете может быть достигнуто путем применения вспомогательных двигателей, называемых стартовыми ускорителями, которые подвешиваются к фюзеляжу самолета (фиг. 41). Обычно для этой цели используются двигатели ракетного типа, чаще всего пороховые, способные развивать большую тягу в течение короткого времени и обладающие небольшим удельным весом. У некоторых самолетов полная тяга всех установленных стартовых ускорителей равна тяге основных турбореактивных двигателей, благодаря чему тяговооруженность самолета при взлете удваивается. Время действия стартовых ускорителей не превышает 15—20 сек. После прекращения действия стартовые ускорители обычно сбрасываются.

Увеличение ускорения при разбеге может быть достигнуто также при помощи различных приспособлений, установленных на земле и относящихся к аэродромному оборудованию.

Среди наземных приспособлений, используемых для сокращения длины разбега самолета при взлете, наиболее старым и широко



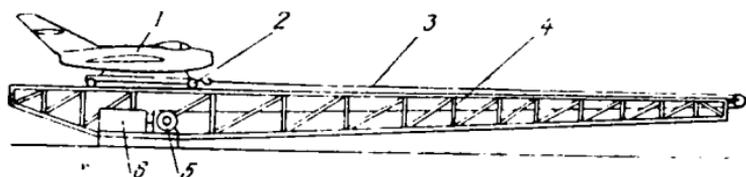
Фиг. 41. Установка стартовых ускорителей на тяжелом бомбардировщике (сверху) и взлет его со стартовыми ускорителями (снизу).

применяющимся средством являются катапульты, позволяющие на сравнительно небольшом по длине участке разогнать самолет до скорости, необходимой для отрыва.

Особенно ценным оказалось применение катапульт во флоте для палубной авиации. Базирование самолета на кораблях и взлет их непосредственно с палубы стали возможными лишь с появлением катапульт.

Катапульты, как это будет показано дальше, могут значительно отличаться между собой по конструкции, однако все они имеют общую принципиальную схему (фиг. 42): по направляющим перемещается тележка (или буксирное устройство), на которой устанавливается самолет. За короткий промежуток времени тележке под действием двигателя и передаточного механизма, входящих в конструкцию катапульты, сообщается скорость, необходимая для отрыва самолета. После этого самолет отсоединяется от тележки (или буксирного устройства), переходя к набору высоты, при котором подъемная сила создается крылом, а горизонтальная тяга — винтами или реактивными двигателями.

Наиболее важными параметрами катапульты является длина катапультирования и необходимая мощность двигателя, установленного на катапульте. Эти параметры зависят от скорости отрыва са-



Фиг. 42. Принципиальная схема катапульты.

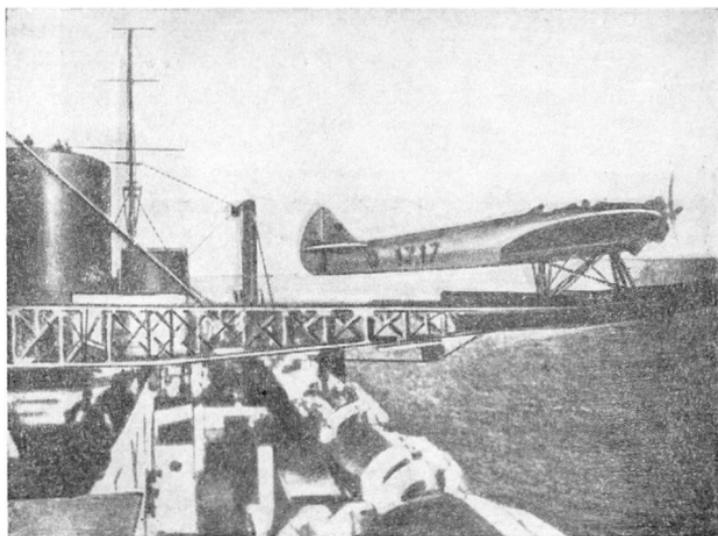
1—катапультируемый самолет, 2—тележка, 3—трос для буксирования тележки, 4—ферменные направляющие, 5—передаточный механизм с барабаном, 6—двигатель.

молета, его взлетного веса и максимально допустимой при движении самолета по катапульте перегрузки, которую может выдержать летчик в сидячем положении. Величина этой перегрузки принимается равной 4—6g. Следует отметить, что длина катапульты должна быть несколько больше длины катапультирования, так как необходимо в катапульте иметь участок для торможения тележки (или буксирного устройства) после отрыва самолета.

Катапульты различных схем отличаются прежде всего по виду привода: передвижение тележки или буксирного устройства может осуществляться от электрического или поршневого двигателя при помощи механической трансмиссии, состоящей из редуктора и муфты сцепления; при этом самолет буксируют при помощи троса, наматываемого на барабан. В катапультах других схем необходимо для буксировки самолета усилие создается при перемещении в цилиндре (под действием сжатого воздуха или пара высокого давления) поршня, соединенного с буксирным устройством. Наконец, имеются катапульты, в которых для катапультирования используется сила реакции газов реактивного двигателя. Такие катапульты называются реактивными.

Передвижение самолета при катапультировании может производиться либо при помощи тележки,двигающейся по направляющим рельсам, либо посредством собственного шасси. В последнем случае конструкция катапульты получается более простой.

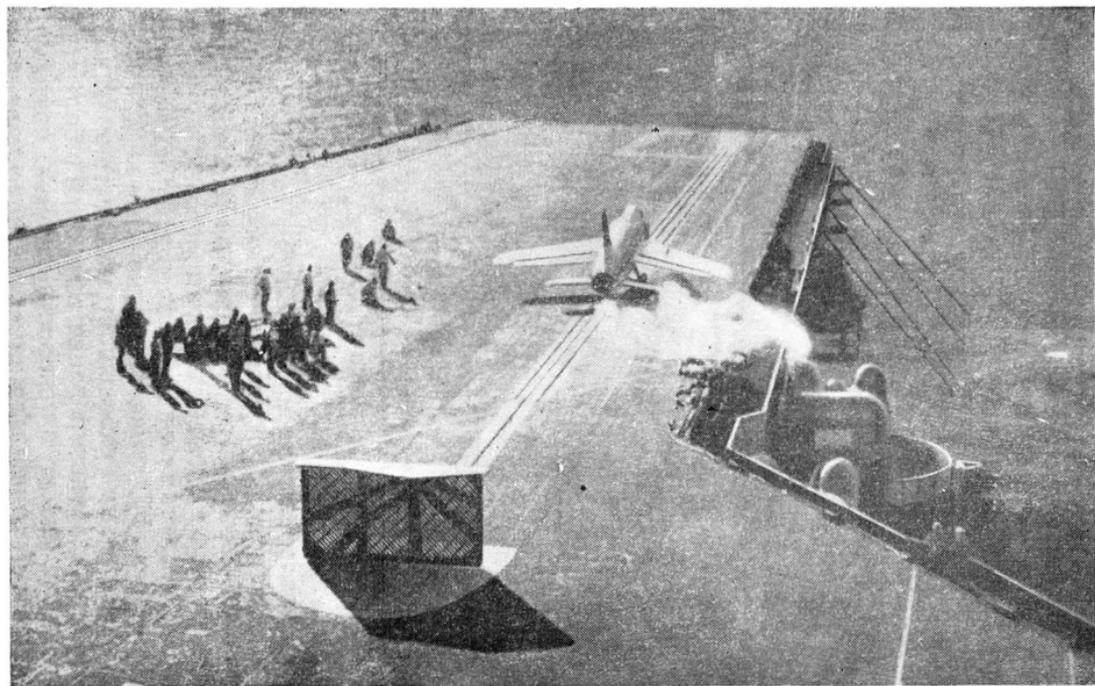
Простейшую конструкцию имеет инерционная катапульта, у которой перед взлетом самолета при помощи установленного двигателя раскручивается большой маховик до высокого числа оборотов. Тележка, на которой стоит самолет, соединена с тросом, наматываемым на барабан. Для катапультирования самолета барабан при помощи муфты сцепления соединяется с вращающимся маховиком, большая кинетическая энергия которого расходуется на разгон самолета по направляющим катапульты для достижения необходимой скорости отрыва. На фиг. 43 изображена инерционная



Фиг. 43. Взлет гидросамолета с инерционной катапульты, установленной на палубе корабля.

катапульта, установленная поперек палубы корабля, в момент взлета с нее гидросамолета с взлетным весом 3500 кг. Катапульта представляет собой металлическую ферму, по которой движется тележка с установленным на ней гидросамолетом. При длине катапульты около 20 м и максимальном ускорении 3g самолету сообщалась взлетная скорость 110 км/час. Инерционные катапульты обычно обладают сравнительно небольшой мощностью и не могут использоваться для катапультирования самолетов с большим взлетным весом, имеющим большую скорость отрыва, поэтому такие катапульты во флоте вскоре были заменены более мощными и совершенными по конструкции паровыми катапультами.

На всех современных авианосцах установлены паровые катапульты. На фиг. 44 показано размещение двух катапульт на авианосце. Благодаря огромной мощности судовых паровых двигателей можно использовать для катапульт большое количество пара высокого давления, что обеспечивает любую мощность катапультиро-

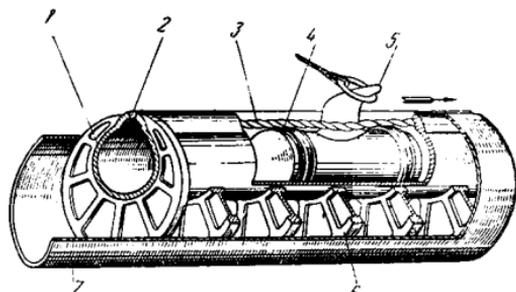


Фиг. 44. Размещение двух щелевых катапульт на палубе авианосца. С правой катапульты производится катапультирование самолета.

вания. Наконец, не требуется специальная ферма с тележкой; самолет устанавливается на своем шасси непосредственно на палубе и цепляется за буксирный крюк катапульты, которая как бы составляет одно целое с конструкцией корабля. На поверхности палубы имеется лишь длинная щель, по которой движется буксирный крюк. Поэтому такие катапульты иногда называют щелевыми.

Основной частью щелевой катапульты является силовой цилиндр, имеющий большую длину, в котором под действием пара перемещается поршень. Принципиальная схема щелевой катапульты приведена на фиг. 45. К поршню присоединен буксирный крюк; прорезанный в цилиндре узкий паз для перемещения буксирного крюка закрывается гибким шлангом, вдоль которого перемещается поршень. Под давлением пара в цилиндре шланг, позволяя крюку свободно перемещаться вдоль паза, прижимается по мере движения крюка к стенкам цилиндра и предотвращает утечку пара из паза во время перемещения крюка.

При такой конструкции катапульты не требуется никаких передаточных механизмов в виде блоков, барабанов и тросов: движение поршня под действием пара непосредственно передается через буксирный крюк катапультуемому самолету. Длина цилиндра паровой катапульты, определяющая длину разбега самолета, обычно составляет от 30 до 80 м в зависимости от взлетного веса и скорости отрыва самолетов, базирующихся на авианосце. Современные паровые катапульты позволяют производить катапультирование самолетов с взлетным весом до 50 т, обеспечивая скорость в момент отрыва самолета до 270 км/час.



Фиг. 45. Принципиальная схема паровой катапульты.

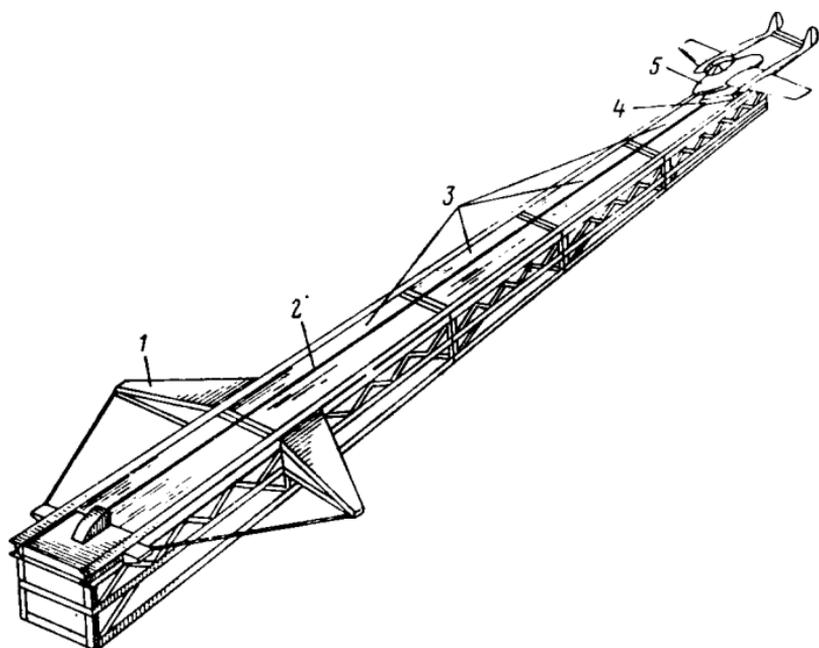
1—силовой цилиндр, 2—щель, 3—уплотнение из троса, 4—поршень, 5—буксирный крюк, 6—ребра для жесткости, 7—наружный цилиндр.

Успешное применение катапульти на кораблях создало предпосылки для создания наземных катапульти. Их можно разделить на стационарные и передвижные полевые катапульти.

Стационарные катапульти, отвечающие требованиям воздушных баз, применяются очень редко, в районах, где по климатическим условиям затрудняется взлет и посадка самолетов.

Более широкое применение нашли полевые катапульти. Основными требованиями к полевой катапульти являются возможность ее легкой транспортировки и быстрота сборки. Во время второй мировой войны фирмой Юнкерс была спроектирована полевая катапульти инерционного типа для реактивных истребителей, имевших взлетный вес около 3000 кг и скорость отрыва около 270 км/час (75 м/сек). Вес катапульты составлял 10—12 т; она могла транспортироваться двумя грузовиками на двух прицепах.

На фиг. 46 приведена схема современной полевой катапульты, применяемой французскими вооруженными силами. Катапульта в собранном виде представляет собой ферму, по которой движется тележка, буксируемая при помощи троса. Основным силовым элементом катапульты является цилиндр, в котором движется поршень под действием сжатого воздуха, поступающего из баллонов под давлением около 200 ат, установленных на ферме катапульты. Для того, чтобы избежать большого расхода сжатого воздуха, имеются



Фиг. 46. Полевая катапульта.

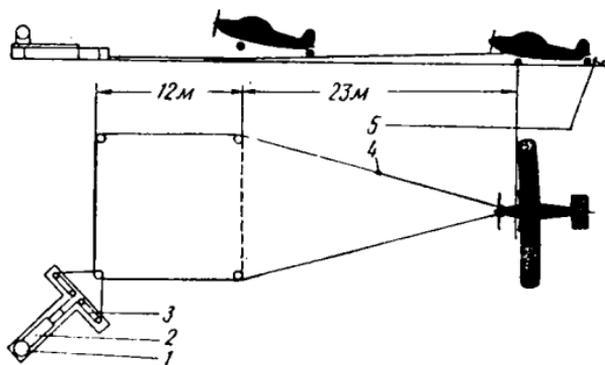
1—тормозная система, 2—трос для буксирования тележки, 3—разборные секции для транспортировки, 4—тележка, 5—катапультируемый самолет.

дополнительные баллоны с воздухом под давлением 30—50 ат, откуда воздух, в который впрыскивается керосин, поступает в основной цилиндр. Образовавшаяся горючая смесь, воспламеняясь, расширяется и заставляет двигаться поршень. При движении поршень тянет трос, перекинутый через блок на конце катапульты и прикрепленный к тележке, на которой устанавливается самолет. На конце катапульты движение тележки затормаживается при помощи специальной тормозной системы. Общая длина катапульты 67,5 м (50 м — длина рабочей части катапульты и 17,5 м — длина тормозной части). Катапульта состоит из пяти отдельных частей, которые могут транспортироваться при помощи тягачей. Передняя часть снабжена необходимым оборудованием для торможения, а задняя часть имеет устройство для установки самолета на катапульта; дли-

на каждой из пяти частей катапульты составляет от 10 до 14 м, ширина — 3,12 м.

Катапульта может быть собрана в течение трех часов и обеспечивает катапультирование пяти истребителей за пять минут при скорости катапультирования около 270 км/час (75 м/сек). Непосредственно на катапульте для нагнетания сжатого воздуха в баллоны установлены компрессоры, которые могут приводиться при помощи ременной передачи от двигателей тягачей, перевозящих катапульту.

При использовании полевых катапульт можно замаскировать место стоянки самолетов и сами катапульты, обеспечив внезапность



Фиг. 47. Система типа «арбалет» для катапультирования легких самолетов.

1—приводной механизм, 2—силовой цилиндр, 3—система блоков, 4—трос, 5—буксирный крюк.

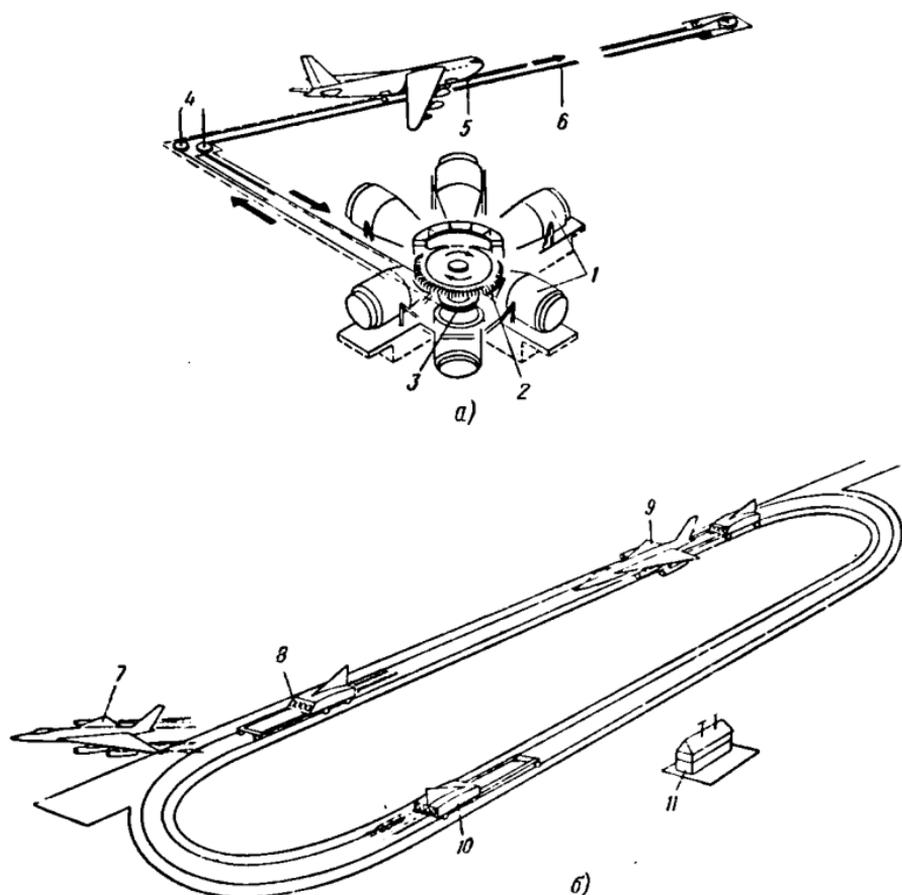
взлета. Для быстрого взлета крупного авиационного соединения необходимо применять несколько катапульт.

Другой системой, позволяющей самолету взлететь без аэродрома, является система типа «арбалет», принципиальная схема которой приведена на фиг. 47.

При взлете самолет соединяется с буксирным устройством. Поршень, перемещаясь под действием сжатого воздуха, тянет трос и заставляет двигаться самолет, который передвигается по земле на своем шасси. Когда трос занимает нейтральное положение, самолет взлетает. Такая система может использоваться не только для взлета, но и для посадки; в последнем случае самолет цепляется крюком за трос, который тормозит движение самолета при пробеге. Система «арбалет» успешно применялась во Франции для осуществления взлета легких самолетов.

Необходимо отметить, что различные системы катапульт, а также системы типа «арбалет» применяются главным образом для катапультирования легких и средних самолетов. Для катапультирования тяжелых самолетов, когда требуется получить в течение непродолжительного времени очень большое усилие, необходимы специальные конструкции катапульт.

На фиг. 48, а приведена схема катапульты для тяжелых самолетов с взлетным весом более 200 т, установленная на одном из аэродромов в США. Поток газов от шести турбореактивных двигателей, расположенных в виде шестиконечной звезды, приводит во вращение огромную турбину, соединенную с барабаном, на который на-



Фиг. 48. Катапульты для тяжелых самолетов.

а—катапульта с реактивным приводом, б—проект реактивной катапульты.  
 1—турбореактивные двигатели, 2—турбина, 3—барабан, 4—ролики, 5—катапультируемый самолет, 6—трос, 7—взлет самолета с тележки, 8—тележка с установленными на ней турбореактивными двигателями, 9—самолет, установленный на тележку, перед взлетом, 10—возвращение тележки по запасному пути, 11—пульт дистанционного управления.

матывается трос для буксировки самолета. Особенностью конструкции этой катапульты является отсутствие какой-либо механической трансмиссии: мощность газового потока ТРД передается непосредственно на турбину. Такая катапульта в момент катапультирования может развить мощность свыше 50 000 л. с.

Для взлета тяжелых самолетов могут применяться также катапульты, основанные на использовании силы реакции. Проект такой

катапульты приведен на фиг. 48, б. По рельсовому пути на бетонированной площадке может передвигаться тележка, на которой установлено несколько турбореактивных или ракетных двигателей. Перед взлетом самолет выруливает на полосу и устанавливается на тележке, которая благодаря большой тяге установленных на ней двигателей позволяет значительно увеличить тяговооруженность самолета при взлете. Достигнув за короткий промежуток требуемой скорости отрыва, самолет отрывается от тележки, которая по запасному пути подводится для следующего взлетающего самолета. Тележка должна быть снабжена дистанционным управлением, осуществляемым оператором.

Взлет практически без разбега может быть достигнут при применении взлетных рампы, установленных под углом к горизонту. При взлете с помощью катапульт или систем типа «арбалет» самолет должен достичь скорости отрыва до того, как оторвется от катапульты или от земли. Траектория взлета будет зависеть от тяговооруженности самолета и его взлетных характеристик.

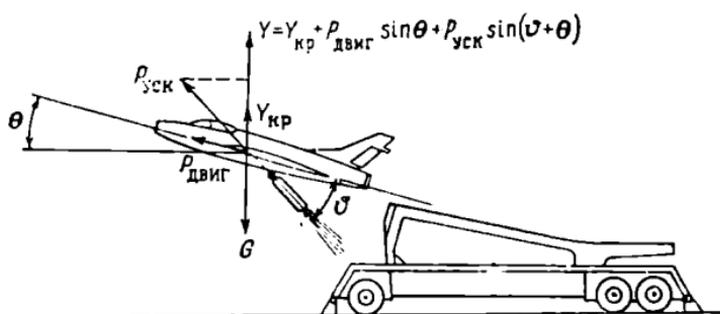
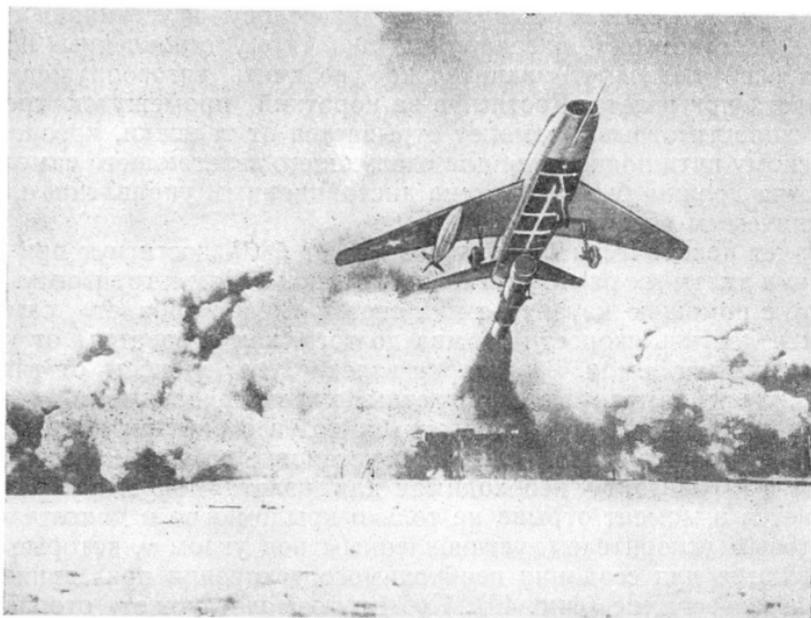
Применение рампы, установленных под углом к горизонту, значительно упрощает взлет. Благодаря установке самого самолета под углом  $\theta$  к горизонту необходимая для взлета подъемная сила  $Y$  создается в момент отрыва не только крылом, но и двигателем и стартовым ускорителем, установленным под углом  $\nu$ , которые используются для создания необходимого ускорения при движении самолета по рампе (фиг. 49). Поэтому самолет может оторваться от рампы при скорости, достаточной лишь для обеспечения эффективного действия рулей, т. е. около 100—120 км/час, что при расчетной перегрузке в 3g позволяет использовать рампу длиной лишь около 15 м.

На фиг. 49 сверху изображен взлет со стартовой рампы сверхзвукового истребителя. Взлетный вес истребителя составляет 13 000 кг, а максимальная тяга ТРД (с включенной форсажной камерой) — 7250 кг. К фюзеляжу истребителя подвешен стартовый ускоритель тягой 59 000 кг. Благодаря такой большой тяговооруженности истребитель при взлете со стартовой рампы достигает скорости 440 км/час уже через четыре секунды после начала работы стартового ускорителя. После этого стартовый ускоритель сбрасывается.

Рампа, представляющая собой платформу, по которой движется самолет под действием тяги двигателя и стартовых ускорителей, обладает целым рядом преимуществ по сравнению с катапультами. Рампа имеет очень небольшие размеры и может буксироваться одним тягачом; ее конструкция очень проста. Однако взлет с рампы наряду с преимуществами имеет и ряд недостатков: применение дорогостоящих стартовых ускорителей удорожает такой способ взлета; кроме того, вследствие сильного дымообразования при взлете с помощью стартовых ускорителей рампу с взлетающим самолетом трудно замаскировать.

Такая система взлета широко применяется для различных управляемых самолетов-снарядов. В последнее время за рубежом

взлетные ramпы используются и для взлета легких боевых самолетов, например, истребителей.



Фиг. 49. Взлет истребителя со стартовой ramпы (сверху) и схема действия на него сил после отрыва от ramпы (снизу).

$Y$ —полная подъемная сила,  $Y_{кр}$ —подъемная сила крыла,  $P_{уск}$ —тяга стартового ускорителя,  $P_{двиг}$ —тяга двигателя,  $G$ —вес самолета,  $\theta$ —угол наклона траектории взлета к горизонту,  $\phi$ —угол установки стартового ускорителя по отношению к фюзеляжу.

### Средства, используемые для торможения самолета при посадке

Применение взлетно-посадочной механизации крыла и систем управления пограничным слоем и циркуляцией крыла позволяет уменьшить величину посадочной скорости и тем самым уменьшить

длину пробега самолета при посадке. И все же посадочная скорость остается довольно большой, особенно у тяжелых скоростных самолетов. Следует отметить, что на практике обычно приходится несколько увеличивать посадочную скорость по сравнению с минимальной скоростью, определяемой критическим углом атаки. Такое увеличение посадочной скорости можно объяснить следующими причинами:

1. Эффективность управления скоростных самолетов при малых скоростях полета находится на пределе, поэтому необходимо при посадке иметь некоторый «запас» скорости.

2. У самолетов с крыльями малого удлинения, особенно с треугольным крылом, большие углы атаки при посадке создают, как отмечалось уже ранее, опасность удара хвостовой части фюзеляжа о ВПП.

Высокие посадочные скорости чрезвычайно усложняют технику планирования скоростного самолета, делая расчет и выполнение посадки сложной инженерной проблемой. Для каждого полетного веса рассчитываются заранее графики оптимального угла планирования, величины тяги двигателя и времени выравнивания самолета, которыми должен руководствоваться летчик при посадке самолета.

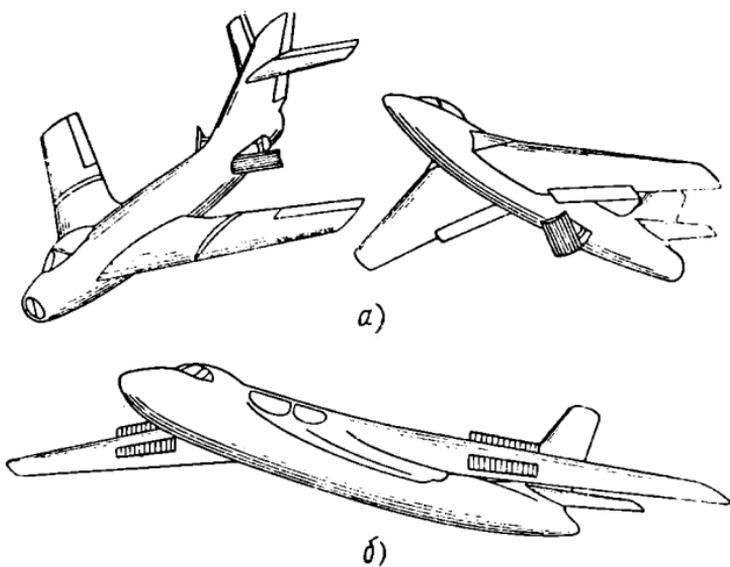
Для уменьшения посадочной скорости и сокращения длины пробега на всех современных скоростных самолетах широко используются различные средства торможения при посадке в виде аэродинамических тормозов и тормозных парашютов.

Аэродинамические тормоза представляют собой устанавливаемые против потока поверхности, резко увеличивающие лобовое сопротивление самолета. Они могут устанавливаться на фюзеляже, как показано на фиг. 50, или на верхней и нижней поверхностях крыла. Последние, отклоняясь при посадке, увеличивают лобовое сопротивление, и одновременно уменьшают подъемную силу крыла.

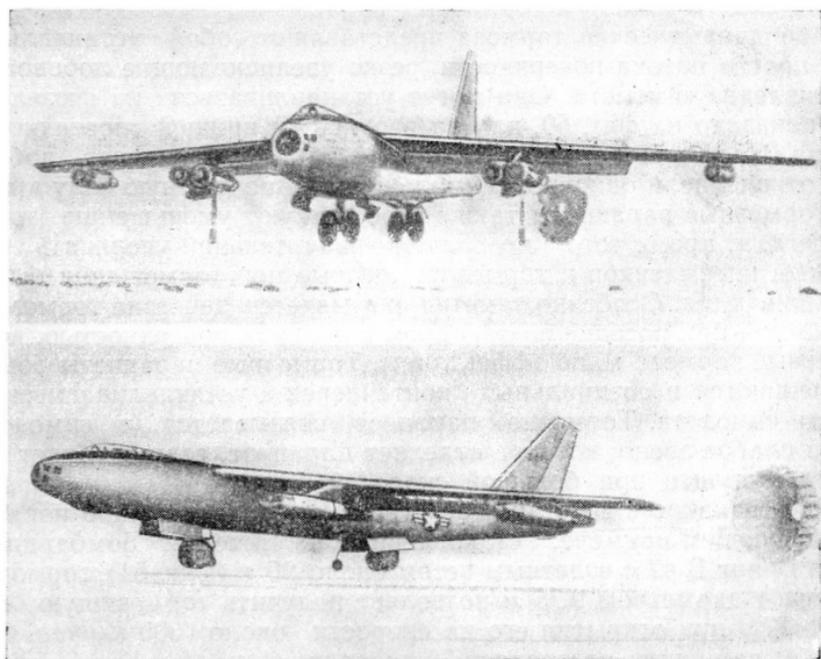
Тормозные парашюты также способствуют уменьшению длины пробега, и, кроме того, позволяют значительно увеличить срок службы пневматиков и тормозов, которые при торможении быстро изнашиваются. Особенно заметно сказывается действие тормозного парашюта при посадке на аэродром с ледяной поверхностью, когда колесные тормоза мало эффективны. Тормозные парашюты обычно размещаются в специальных контейнерах, устанавливаемых на хвосте самолета. Тормозной парашют связывается с самолетом через слабое звено, которое отделяет парашют, если он будет случайно выпущен при большой скорости.

Эффективность действия тормозного парашюта можно показать на следующем примере. Установленный на тяжелом бомбардировщике Боинг В-47 с взлетным весом около 90 т (фиг. 51) тормозной парашют диаметром 9,75 м позволяет получить тормозящую силу более 17 т при открытии его на скорости около 300 км/час. Срок службы парашюта составляет 35 посадок.

Вследствие быстрого износа стоимость эксплуатации тормозных парашютов довольно высока, поэтому они применяются главным образом на военных самолетах. Кроме того, весьма затруднительно



Фиг. 50. Установка тормозных щитков на самолетах.  
а—на фюзеляже, б—на крыле.



Фиг. 51. Посадка тяжелого бомбардировщика с тормозным парашютом.

использование его при боковом ветре, превышающем 15 м/сек, направленном под углом  $45^\circ$  к ВПП. Наконец, у тормозного парашюта очень уменьшается эффективность на малых скоростях пробега.

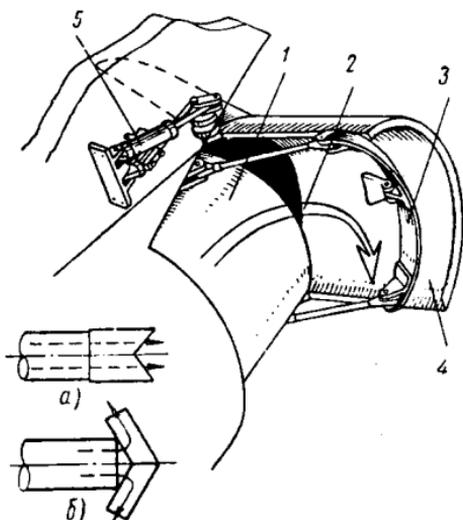
Наиболее совершенным устройством для торможения при пробеге реактивных самолетов, действующим одинаково эффективно на всех скоростях полета, является реверсирование тяги ТРД. Схема одного из устройств для реверса тяги показана на фиг. 52. При помощи специальных дефлекторов, установленных сзади выходного сопла ТРД и поворачивающихся посредством специального механизма, поток газов может отклоняться назад на  $125^\circ$ , создавая направленную назад тягу, равную 40—60% взлетной тяги ТРД и вызывающую торможение самолета. Посадка при включенном реверсе тяги производится с двигателем, работающим на полном числе оборотов, поэтому в случае ошибки при расчете посадки или ее отмене облегчается возможность продолжения полета и захода на повторную посадку, так как переход от реверсирования к полной тяге может быть произведен всего лишь за одну секунду.

Устройства для реверсирования тяги ТРД используются за рубежом на многих военных самолетах. Подобные устройства нашли применение также и на американских пассажирских реактивных самолетах Боинг 707 и других.

У винтовых самолетов сокращение длины пробега при посадке достигается при установке реверсивных воздушных винтов, у которых благодаря уменьшению углов установки лопастей может создаваться направленная назад тяга.

К наиболее старым средствам, используемым почти на всех самолетах для уменьшения длины пробега, относятся колесные тормоза. Принцип действия тормозов любой конструкции заключается в преобразовании кинетической энергии самолета при движении его по ВПП в тепловую энергию путем трения вращающихся дисков колес о неподвижные тормозные колодки.

Вследствие того, что кинетическая энергия самолета резко возрастает с увеличением посадочной скорости (при увеличении посадочной скорости от 180 до 270 км/час кинетическая энергия увеличивается более чем в два раза), для эффективного торможения тре-

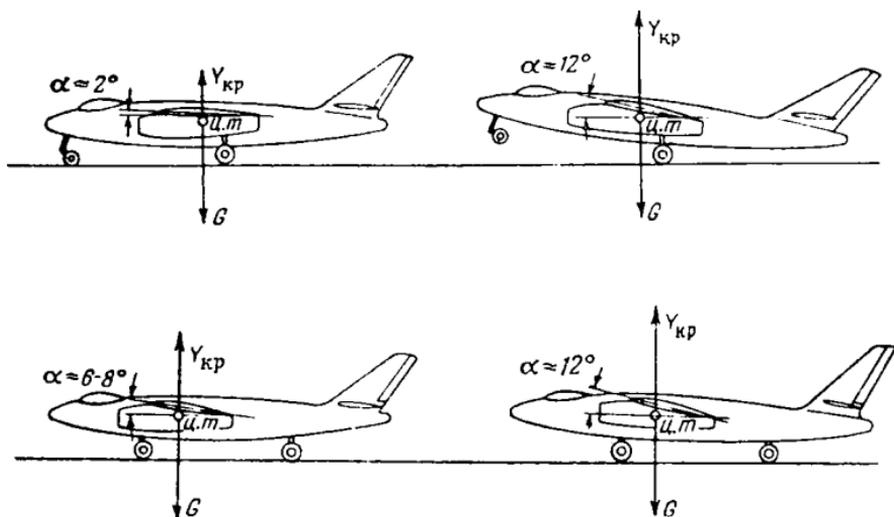


Фиг. 52. Устройство для реверса тяги турбореактивного двигателя.

а—установка дефлекторов при нормальной работе турбореактивного двигателя. б—установка дефлекторов при реверсировании тяги. 1—выходное сопло. 2—направление потока газов. 3—направляющие лопатки. 4—дефлектор. 5—механизм для поворота дефлекторов.

буются тормоза с большей энергоемкостью, т. е. способные поглотить больше кинетической энергии. Малые габариты колес у скоростных самолетов затрудняют размещение в них достаточно энергоемких тормозов.

Эффективность действия колесных тормозов возрастает при увеличении нагрузки на колеса, поэтому очень важно, чтобы после того, как самолет коснется земли колесами, подъемная сила крыла быстрее уменьшилась, тогда вес самолета будет быстрее воспринят колесами. Большое влияние на скорость нагружения колес при посадке оказывает схема шасси самолета. У современных скорост-



Фиг. 53. Схемы посадки самолета, имеющего трехколесное шасси с носовым колесом (сверху), и самолета, имеющего велосипедное шасси (снизу).

ных самолетов применяются две различные схемы шасси: трехколесное шасси с носовым колесом и велосипедное шасси.

У самолетов, имеющих трехколесное шасси с носовым колесом, установочный угол крыла по отношению к фюзеляжу обычно делается малым, около  $2^\circ$ , а центр тяжести самолета находится вблизи главных колес (фиг. 53). Посадка самолета с таким шасси может производиться при большом угле атаки крыла, позволяющем получить большую величину  $C_{y \max}$ ; самолет касается земли главными колесами, после чего нос самолета быстро опускается. При этом уменьшается угол атаки крыла и его подъемная сила, а вес самолета передается на колеса, которые быстро нагружаются, что позволяет производить эффективное торможение.

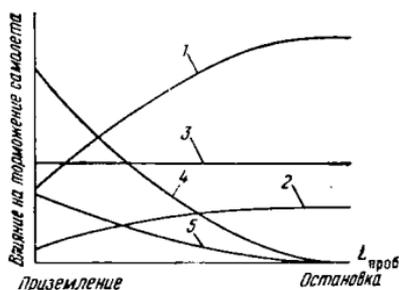
В случае шасси велосипедной схемы, которое, так же, как и трехколесное шасси с носовым колесом, используется на скоростных самолетах, центр тяжести самолета находится ближе к передним колесам, а угол установки крыла приходится делать большим, око-

ло 6—8°. Такой большой установочный угол крыла при посадке и пробеге не позволяет получить быстрое уменьшение подъемной силы крыла, поэтому колеса медленно нагружаются, а колесные тормоза используются менее эффективно. У самолетов с велосипедным шасси пробег при торможении колесными тормозами значительно больше, чем у самолетов, имеющих трехколесное шасси с псовым колесом.

Колесные тормоза не обеспечивают эффективного торможения в начале пробега, когда велика кинетическая энергия движущегося самолета. Около 60% всей длины пробега при торможении колесными тормозами используется для уменьшения скорости всего лишь на 30—35%; для уменьшения скорости еще на 30—35% требуется уже лишь 30% длины пробега, т. е. вдвое меньше. Поэтому колес-

Фиг. 54. Влияние различных тормозных средств на торможение самолета при пробеге.

1—колесные тормоза по сухой ВПП.  
2—колесные тормоза по обледеневшей ВПП.  
3—реверс тяги турбореактивного двигателя.  
4—тормозной парашют.  
5—аэродинамические тормоза.

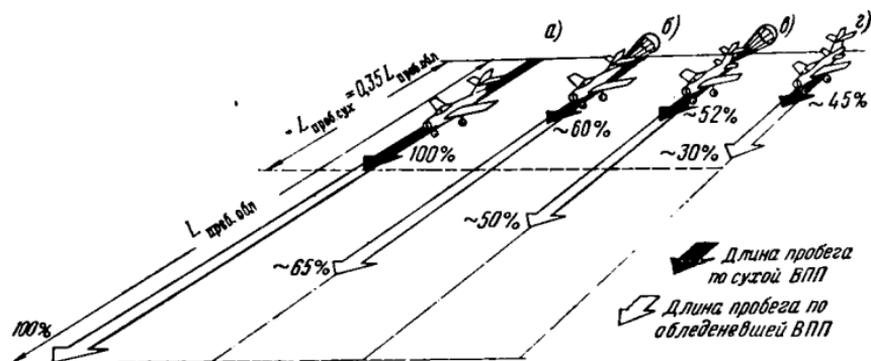


ные тормоза у скоростных самолетов применяются обычно в сочетании с аэродинамическими тормозами и тормозными парашютами, которые, наоборот, более эффективно действуют при большей скорости.

Интересно сравнить эффективность различных устройств для торможения пробега при посадке. На фиг. 54 показано влияние на торможение самолета при пробеге (начиная от момента приземления до его остановки) каждого из следующих средств: колесных тормозов (по сухой и обледеневшей ВПП), сопротивления самолета и аэродинамических тормозов, тормозного парашюта, а также реверсирования тяги ТРД (при отрицательной тяге, составляющей 40% от взлетной). Очевидно, что только колесные тормоза и реверсирование тяги обеспечивают эффективное торможение самолета до очень малых скоростей, вплоть до полной остановки. Поэтому эти средства торможения следует рассматривать как основные, а остальные — лишь как вспомогательные.

Влияние различных средств при их совместном действии на длину пробега для сухой и обледеневшей ВПП показано на фиг. 55. Наиболее оптимальным вариантом, позволяющим уменьшить более чем в 2 раза длину пробега при сравнении с торможением только колесными тормозами, является использование колесных тормозов в сочетании с аэродинамическими тормозами и реверсированием тяги (в данном примере величина реверсируемой тяги равна 40%

от взлетной тяги). Еще большее уменьшение длины пробега самолета может быть достигнуто при увеличении реверсируемой тяги.



Фиг. 55. Влияние различных тормозных средств при их совместном действии на длину пробега самолета при посадке на сухую и обледеневшую ВПП.

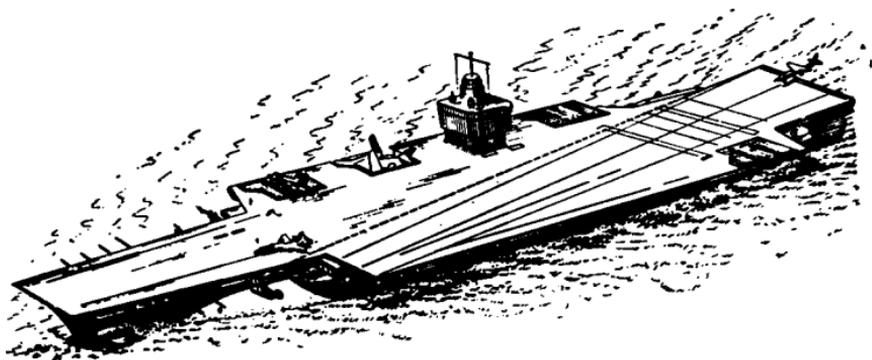
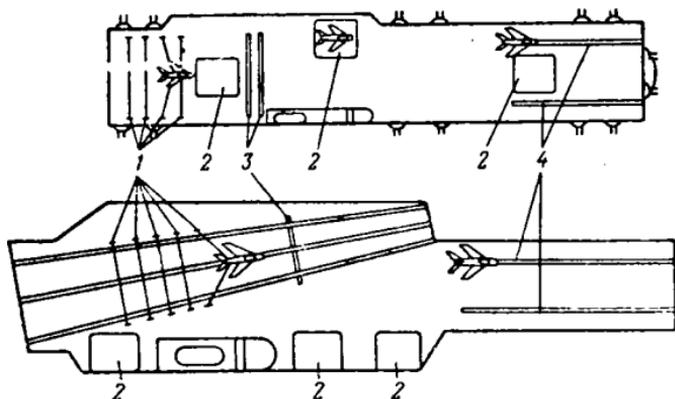
а—торможение колесными тормозами, б—торможение колесными тормозами с тормозным парашютом, в—торможение колесными тормозами, тормозным парашютом и аэродинамическими тормозами, г—торможение колесными тормозами, аэродинамическими тормозами и реверсом тяги турбореактивного двигателя.

## Стационарные средства торможения

Устанавливаемые на самолете средства торможения в виде колесных тормозов, аэродинамических тормозов, тормозных парашютов и реверсирования тяги позволяют значительно уменьшить длину пробега, однако по абсолютной величине она остается еще довольно большой и составляет в лучшем случае от 200—500 м для легких самолетов типа истребителей и до 1000—2000 м для тяжелых бомбардировщиков и пассажирских самолетов. Поэтому наряду с описанными уже средствами торможения, устанавливаемыми на самолетах, применяются и стационарные средства торможения, устанавливаемые на земле и не связанные с конструкцией самолета. Стационарные средства торможения имеют обычно большие размеры и вес, но позволяют получить более эффективное торможение, чем установленные на самолете средства торможения.

Стационарные тормозные устройства нашли широкое применение для палубной авиации, базирующейся на авианосцах. Длина посадочной палубы у современных авианосцев (фиг. 56) обычно не превышает 150—200 м. Если учесть, что приземление самолета не всегда удается произвести в начале посадочной палубы и длина пробега самолета поэтому должна быть уменьшена, то становится очевидным, что использование даже самых эффективных средств торможения, устанавливаемых на самолете, требует для самолета такой длины пробега, при которой исключается всякая возможность посадки на палубу. Поэтому поперек посадочной палубы протягивают на высоте 10—15 см несколько тросов, называемых аэрофишерами, концы которых через систему блоков соединены с гид-

равлическими силовыми цилиндрами. Все самолеты палубной авиации снабжаются специальным крюком, устанавливаемым на хвосте самолета. При посадке (фиг. 57) крюк опускается и цепляется после приземления самолета за один из тросов, протянутых поперек палубы. Кинетическая энергия самолета после зацепления крюка за трос расходуется на перемещение поршня в гидравлическом си-



Фиг. 56. Схема оборудования авианосцев с обычной и размещенной под углом посадочной палубой (сверху) и общий вид авианосца с угловой посадочной палубой (снизу).

1—аэрофинишеры, 2—подъемники, 3—тормозной барьер, 4—катапульты.

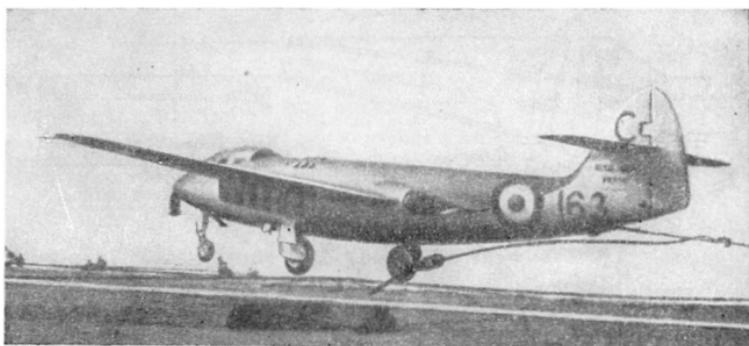
ловом цилиндре. Такие устройства обладают чрезвычайно большой энергоемкостью, поэтому торможение самолета производится на сравнительно небольшом участке, длиной несколько десятков метров. Перегрузка при таком торможении не превышает 3—4g.

В случае неудачной посадки, если самолет не зацепился своим крюком за трос, он задерживается одним из аварийных барьеров, расположенных поперек палубы. Аварийные барьеры обычно выполняются в виде сетки из стальных или нейлоновых тросов, протянутых поперек палубы и прикрепленных к шарнирным опорам. При

необходимости тросы могут подниматься над палубой или опускаться на нее.

У современных авианосцев посадочная палуба расположена несколько под углом к продольной оси авианосца, как показано на фиг. 56, чтобы можно было одновременно производить посадку самолетов на посадочную палубу и взлет самолетов с катапульт.

Для палубных самолетов исследовалась возможность посадки с дистанцией торможения всего лишь в несколько метров. Для этого также использовались тросы, связанные с гидравлическими силовыми цилиндрами, имеющими в несколько раз большую энергоемкость, чем при описанном выше способе посадки. На палубе укладывалась специальная посадочная платформа, состоящая из



Фиг. 57. Посадка палубного самолета на палубу авианосца. Виден хвостовой крюк, зацепившийся за трос.

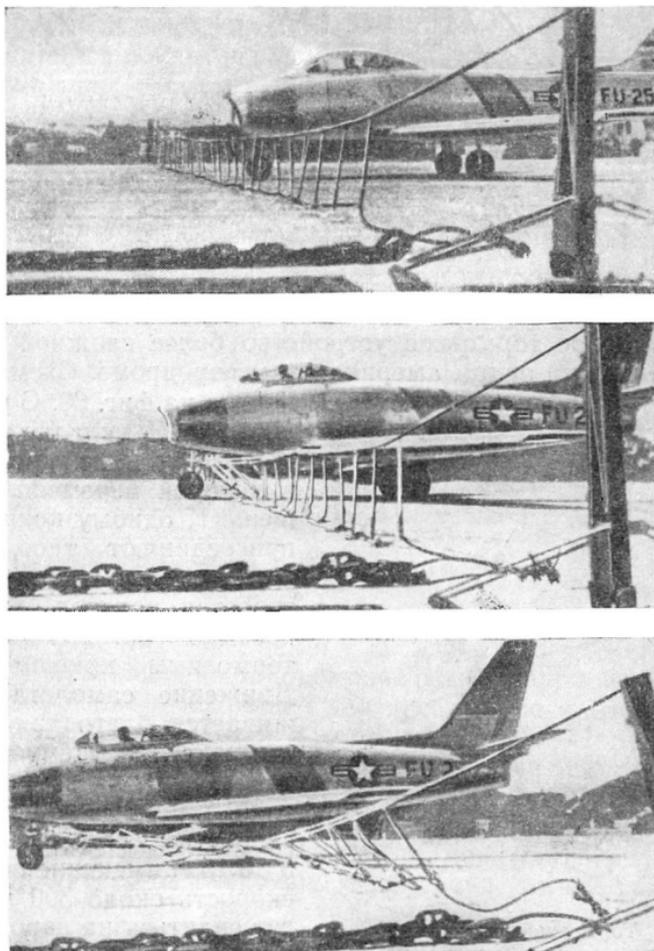
ряда прочных резиновых баллонов диаметром 1—1,2 м. Самолет подходит к платформе на малой скорости с убраннным шасси и опущенным крюком, который цепляется за протянутый над платформой трос. При этом самолет очень быстро теряет скорость и опускается на платформу; перегрузка при такой посадке получается, хотя и кратковременной, но довольно большой, около 8—12g, что создает опасность повреждения конструкции и может вызвать потерю сознания у летчика.

Успешное применение тормозных устройств на авианосцах дало возможность использовать их на стационарных аэродромах. На ряде военных аэродромов за рубежом уже используются тормозные устройства различной конструкции в виде тормозных барьеров.

Одно из таких устройств, показанное на фиг. 58, состоит из прочной нейлоновой сетки, протянутой поперек ВПП. Концы этой сетки через ролики, установленные на металлической стойке, связаны с двумя тяжелыми цепями, положенными по краям ВПП. При посадке самолет цепляется носовой стойкой шасси за нейлоновую сетку и увлекает ее за собой. Кинетическая энергия самолета расходуется на перемещение цепи вдоль ВПП. Недостатком

такого тормозного устройства является тот факт, что при торможении создаются большие нагрузки на носовую стойку шасси, что может привести к ее повреждению.

В другой схеме тормозной сетки (фиг. 59) кинетическая энергия самолета гасится гидравлическими силовыми цилиндрами, уста-

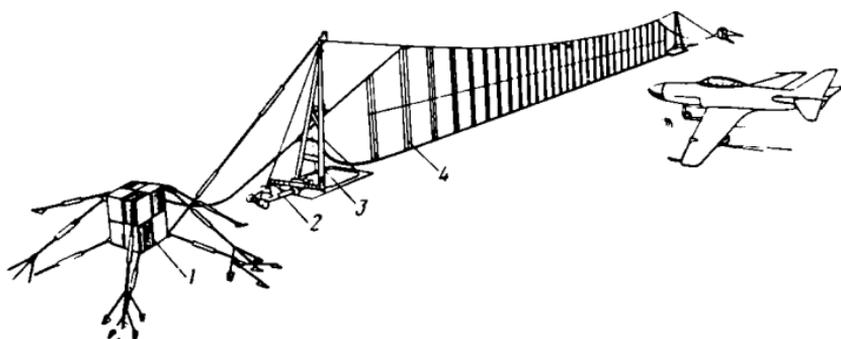


Фиг 58. Торможение самолета тормозной сеткой.

новленными на металлических стойках. Кроме того, концы троса, к которому крепится сетка, присоединены к тяжелым грузам, установленным рядом со стойками на земле. Тормозная сетка имеет сравнительно большую высоту, поэтому самолет цепляется за нее не только стойкой шасси, но и фюзеляжем.

Преимуществом тормозных сеток является простота их конструкции, поэтому они легко могут быть установлены на любом

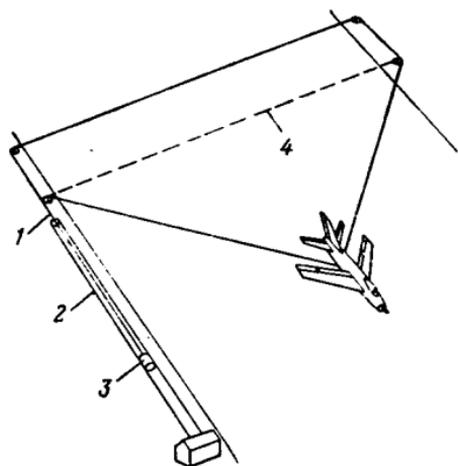
аэродроме. Следует отметить, что тормозные сетки могут применяться лишь для торможения легких самолетов.



Фиг. 59. Схема тормозной сетки.

1—груз, 2—силовые цилиндры, 3—стойка, 4—тормозная сетка.

Стационарное тормозное устройство более сложной конструкции применено на одном американском аэродроме. Схема его приведена на фиг. 60. С одной стороны ВПП укладывают длинную трубу, наполненную водой, в которой перемещается поршень.



Фиг. 60. Тормозное устройство.

1—труба с водой, 2—трос, 3—поршень, 4—положение троса до начала торможения.

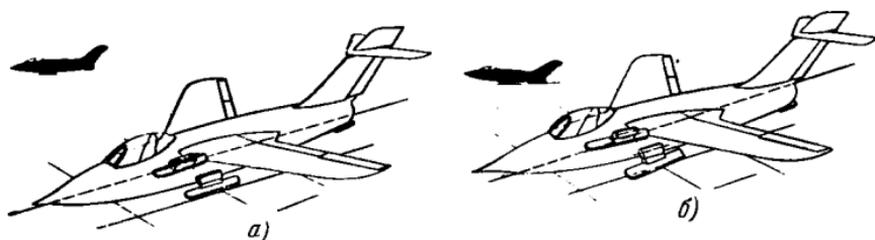
К одному концу поршня присоединяют трос, который через систему роликов протягивается поперек ВПП. При посадке самолет цепляется тормозным крюком за трос. Движение самолета затормаживается благодаря сопротивлению, создающемуся при движении поршня в трубе. Испытания показали, что легкие скоростные самолеты весом от 5 до 15 т, имеющие посадочную скорость около 300 км/час, могут садиться на аэродром, оборудованный подобным устройством, причем полная длина участка торможения не превышает 300 м. Вес устройства без воды составляет 18 т. Аналогичное устройство больших размеров может быть использовано и для посадки более тяжелых самолетов с взлетным весом до 135 т и посадочной скоростью 220 км/час.

Способы уменьшения давления на взлетно-посадочную полосу

Развитие авиации сопровождается увеличением взлетного веса самолетов, поэтому при применении на самолетах обычного колес-

В последнее время большое внимание начинает уделяться так называемому скользящему шасси, состоящему из полозьев или лыж. Следует отметить, что такое шасси является наиболее старым в авиации, так как применялось у многих первых самолетов. Позднее оно было вытеснено колесным шасси и использовалось лишь у самолетов, эксплуатировавшихся с заснеженных площадок.

Интерес к лыжному шасси начал вновь проявляться во время второй мировой войны, когда такое шасси в виде посадочной лыжи было установлено на истребителе «Мессершмидт» Me-163, а затем и на некоторых других самолетах. Экспериментально было установлено, что коэффициент трения металлической лыжи о каменистую или сухую глинистую почву равен 0,25—0,3, а для почвы, слегка влажной, покрытой дерном,— всего лишь 0,1—0,15. Следует отметить, что у пневматиков низкого давления коэффициент тре-



Фиг. 64. Установка лыжного шасси.

а—при взлете, б—при посадке.

ния их при движении о слегка влажную, покрытую дерном почву, равен 0,12, т. е. такой же, как и у лыжного шасси.

Поэтому совершенно закономерно встал вопрос об использовании лыжного шасси не только для посадки, но и для взлета. Увеличение тяговооруженности у современных скоростных самолетов создает реальные возможности для применения такого типа шасси, так как большая тяга двигателей позволяет свободно преодолеть сопротивление трения при взлете. При посадке же лыжное шасси позволяет производить эффективное торможение.

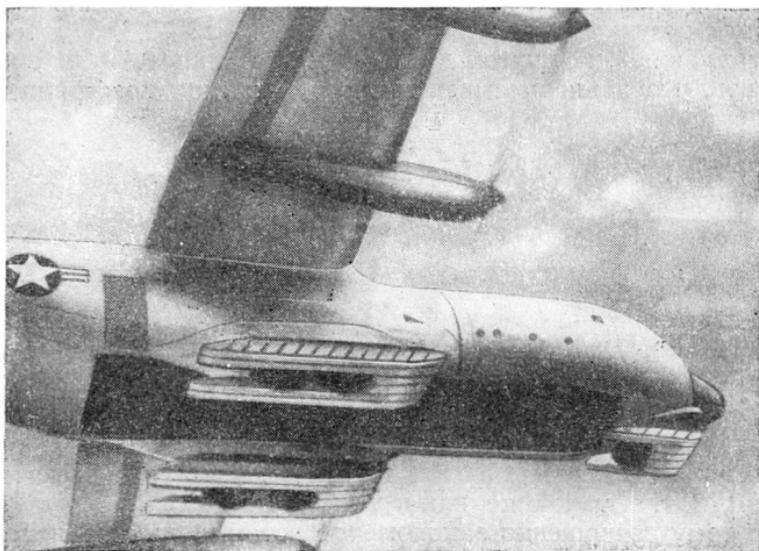
У французского реактивного истребителя-бомбардировщика «Барудер» (фиг. 64) такое шасси состоит из двух убирающихся главных лыж, прикрепленных на амортизационных стойках к фюзеляжу, и двух хвостовых лыж, выполненных в виде неубирающихся ребер снизу фюзеляжа. При взлете главные лыжи устанавливаются параллельно друг другу, а при посадке несколько разводятся спереди, благодаря чему достигается эффективное торможение. Лыжное шасси по сравнению с колесным имеет меньший вес и чрезвычайно простую конструкцию; при уборке шасси занимает мало места, и механизм уборки получается легким и простым. Благодаря обтекаемой форме лыж такое шасси может быть выполнено даже неубирающимся.

Важным преимуществом лыжного шасси является возможность взлета и посадки на мягкий и даже топкий грунт, а также на снег

и воду. В последнем случае самолет, совершив пробег по поверхности воды, должен вырваться на берег.

К недостаткам лыжного шасси следует отнести плохую маневренность при рулежке на земле и несколько большую длину разбега при взлете.

Чтобы обеспечить более высокую маневренность, лыжное шасси применяют вместе с колесным. У такого шасси, называемого комбинированным, в прорезях лыж устанавливаются колеса (фиг. 65). Благодаря этому облегчается рулежка самолета по земле.



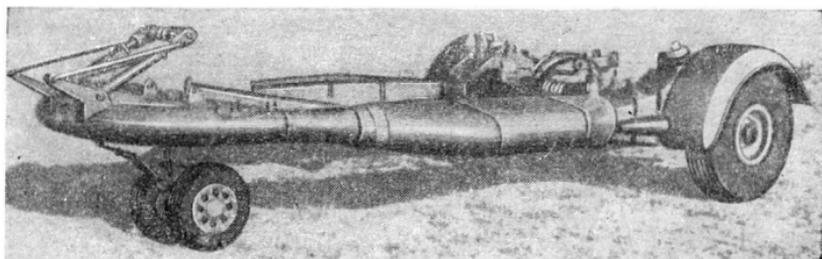
Фиг. 65. Установка комбинированного шасси, состоящего из лыж с прорезями для колес.

Возможно также использование для разбега самолета тележки (фиг. 66), оставляемой после взлета на земле. Взлетная тележка снабжается пневматиками низкого давления и по схеме подобна шасси с носовым колесом.

Самолет, снабженный скользящим шасси устанавливается на тележке, которая подводится под фюзеляж самолета, и закрепляется на ней при помощи разъединяющего механизма. Если длина разбега при взлете не ограничивается, самолет взлетает, используя тягу только собственного двигателя, но для сокращения длины разбега могут быть применены также и стартовые ракеты. При разбеге летчик может управлять движением самолета при помощи специальной системы, воздействующей на управление тормозами колес тележки. При достижении необходимой взлетной скорости летчик включает разъединяющий механизм, который отсоединяет тележку от самолета, и берет ручку на себя, чтобы самолет оторвался от тележки. Освобожденная тележка останавливается при помощи

тормозов на колесах и тормоза в виде лемеха плуга, который врежется в землю. Включение тормозов производится автоматически после отделения самолета.

Посадку самолет совершает при помощи описанного выше скользящего шасси. Пробег при посадке получается небольшим вследствие относительно большой силы трения. После посадки самолет с невыключенным двигателем при помощи троса и лебедки,

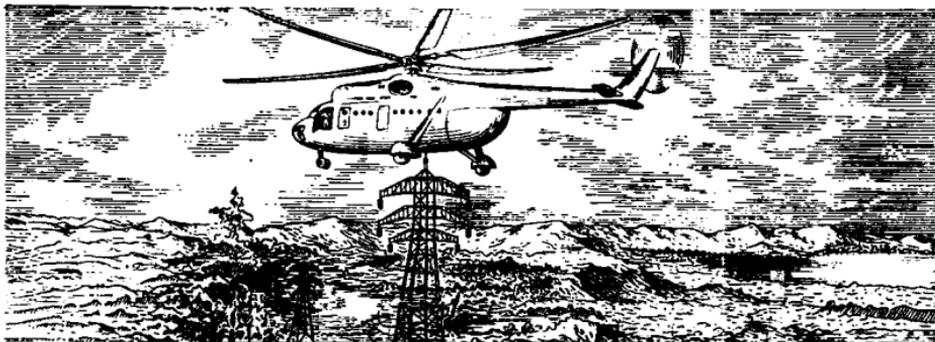


Фиг. 66. Тележка для взлета самолета (сверху) и самолет, установленный на тележку (снизу).

установленной на самолете, поднимается на подвешенную автомобилем тележку и затем вырывает до места стоянки.

\*  
\* \*

Применение различных средств, сокращающих длину разбега и пробега самолетов, еще не дает полной независимости самолета от аэродрома. В лучшем случае самолету требуется взлетно-посадочная полоса длиной от 200 до 400 м, имеющая бетонированное покрытие. Поэтому наиболее полное решение проблемы безаэродромной авиации связано с созданием летательных аппаратов, способных совершать вертикальный взлет и посадку, т. е. вертолетов и вертикально взлетающих самолетов.



## ПУТИ РАЗВИТИЯ БЕЗАЭРОДРОМНОЙ АВИАЦИИ

### Современные вертолеты

Развитие безаэродромной авиации идет в двух направлениях: к первому относится создание новых типов вертолетов, ко второму — скоростных вертикально взлетающих самолетов.

В связи с тем, что вертолеты сейчас являются единственными представителями безаэродромной авиации, выпускаемыми большими сериями и успевшими войти в нашу жизнь, рассмотрим используемые у нас и за рубежом современные типы вертолетов, особенности их конструкции и управления.

Основная особенность вертолета, как это подчеркивается его названием, — в возможности вертикального полета: вертолет может вертикально подняться, висеть неподвижно в воздухе и вертикально приземляться. Тяга, создаваемая вращающимся винтом больших размеров, устанавливаемым на вертолет, поддерживает вес вертолета в воздухе. Этот винт, называемый несущим винтом, имеет несколько лопастей, которые представляют собой вращающиеся крылья. Поэтому, если у самолета создание подъемной силы на крыле возможно лишь при движении самолета в воздухе, то на вращающихся лопастях несущего винта вертолета подъемная сила создается независимо от того, перемещается ли сам вертолет в воздухе или нет. В отличие от самолета вертолет уже не привязан к аэродрому: для его взлета и посадки достаточно иметь естественную площадку без специального покрытия, по размерам лишь несколько превосходящую размеры вертолета с вращающимися винтами.

Чтобы вертолет мог совершать вертикальный взлет и посадку, требуется не только создание несущим винтом достаточной тяги, но необходимо также обеспечить на этих режимах и управление вертолетом. Вертолет при взлете и посадке должен обладать необходимой маневренностью, т. е. возможностью перемещаться верти-

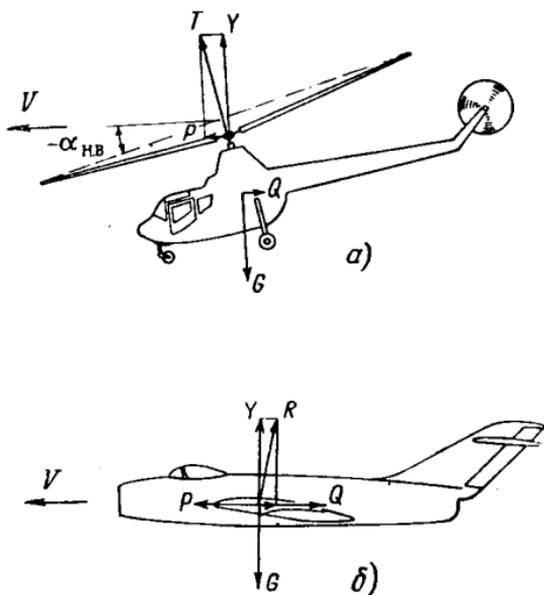
кально или горизонтально и разворачиваться в требуемую сторону. Используемые на самолетах рули нельзя применять для управления вертолетом, так как они могут действовать лишь при скорости полета не менее 50—60 км/час.

Рассмотрим, как управляется вертолет. Изменение угла установки всех лопастей с одновременным изменением мощности двигателя позволяет изменять величину подъемной силы на лопастях, а следовательно, и величину тяги, создаваемой несущим винтом. В зависимости от величины этой тяги вертолет может вертикально подниматься, висеть неподвижно в воздухе или снижаться.

Перемещение вертолета по горизонтали, а также продольное и поперечное управление осуществляются наклоном в требуемую сторону вектора тяги несущего винта (фиг. 67, а). При этом появляется горизонтальная составляющая тяги, вызывающая поступательное перемещение вертолета в воздухе. Благодаря этому вертолет может лететь не только вперед, но и вбок и даже назад. Таким образом, у вертолета несущий винт одновременно используется как несущая поверхность, создающая подъемную силу  $Y$ , затем как движитель, создающий горизонтальную тягу  $P$ , и, наконец, как средство управления. У самолета каждая из этих функций выполняется отдельно крылом, двигателем и рулями (фиг. 67, б).

Наклон несущего винта вертолета производится при помощи специального устройства, называемого автоматом перекоса (фиг. 68). Это устройство, изобретенное и разработанное акад. Б. Н. Юрьевым в 1911 г., применяется на всех современных вертолетах.

Отклонение ручки управления вызывает соответствующее отклонение невращающегося кольца автомата перекоса, а вместе с ним и вращающегося кольца. К последнему присоединены тяги, которые другим своим концом присоединяются к рычагам, управляющим изменением угла установки лопастей. Если отклонить



Фиг. 67. Схема действия сил во время горизонтального полета на вертолет (а) и на самолет (б).

$T$ —тяга несущего винта,  $Y$ —подъемная сила,  $P$ —горизонтальная тяга,  $Q$ —сопротивление,  $G$ —взлетный вес,  $R$ —равнодействующая аэродинамических сил крыла,  $\alpha_{н.в.}$ —угол атаки несущего винта.

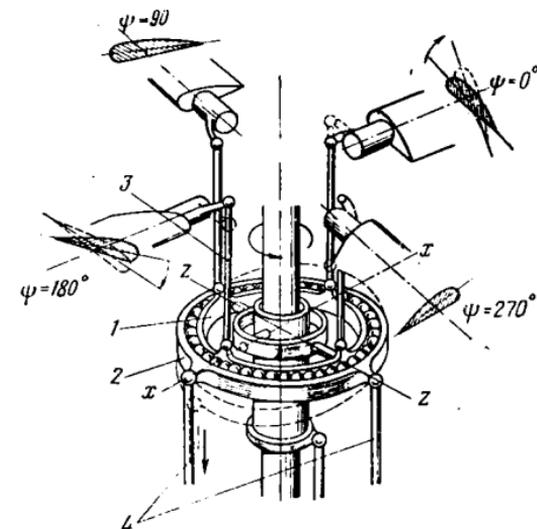
кольцо автомата перекоса, то при вращении несущего винта произойдет циклическое изменение угла установки лопастей, как показано на фиг. 68.

Благодаря шарнирному креплению лопастей ко втулке несущего винта при циклическом изменении угла их установки лопасти будут совершать маховое движение таким образом, что плоскость вращения несущего винта, а следовательно, и создаваемая им тяга (почти перпендикулярная плоскости вращения несущего винта) наклонятся в требуемую сторону. Угол между плоскостью вращения

несущего винта и направлением скорости полета  $V$  называется углом атаки несущего винта  $\alpha_{нв}$  (см. фиг. 67, а). При горизонтальном полете, когда несущий винт наклонен вперед, его угол атаки будет отрицательным.

У большинства современных вертолетов несущий винт или винты приводятся во вращение трансмиссией от поршневого или турбовинтового двигателей, установленных в фюзеляже<sup>1</sup>.

При передаче крутящего момента  $M_{кр}$  от двигателя несущему винту на фюзеляж действует реактивный крутящий момент  $M_{реакт}$ , который стремится развернуть фюзеляж



Фиг. 68. Устройство автомата перекоса.

1—вращающееся кольцо, 2—невращающееся кольцо, 3—тяги управления шагом лопастей, 4—тяги продольного и поперечного управления.

фюзеляж вертолета в сторону, противоположную направлению вращения несущего винта.

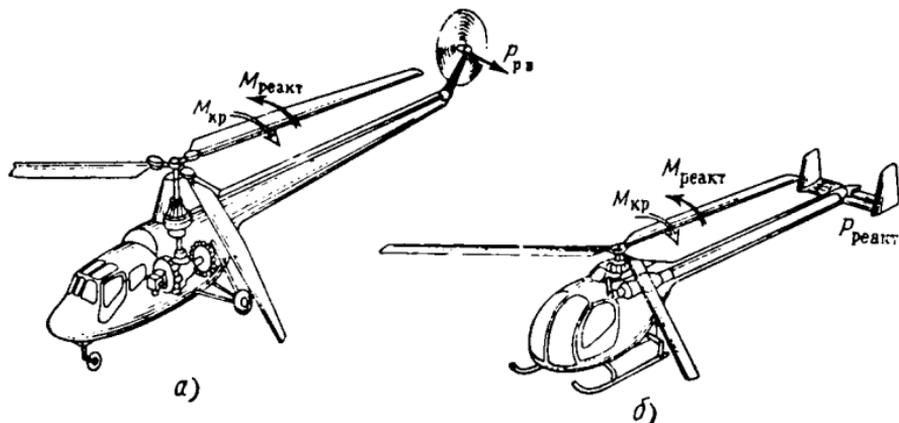
В зависимости от способа уравнивания реактивного крутящего момента все конструкции современных вертолетов с механическим приводом можно разделить на несколько схем (фиг. 69—71).

Одновинтовые вертолеты обычно снабжаются рулевым винтом, который выносится на длинной хвостовой балке за плоскость вращения несущего винта (фиг. 69, а). Создаваемая рулевым винтом тяга  $P_{рв}$  позволяет уравнивать реактивный крутящий момент. Изменяя величину тяги рулевого винта, можно осуществлять путевое управление, т. е. поворот вертолета относительно вертикальной

<sup>1</sup> Подробнее о конструкции вертолета и его основных агрегатов можно прочесть в следующих книгах: В. Б. Баршевский «Вертолет в полете», ДОСААФ, 1954; И. П. Братухин «Проектирование и конструкции вертолетов», Оборонгиз, 1955; В. А. Захарин «Вертолет», Оборонгиз, 1955; М. Л. Миль «Вертолеты», изд. «Знание», 1957.

оси. Несмотря на то, что на привод рулевого винта тратится от 7 до 10% мощности двигателя, одновинтовая схема вертолета с рулевым винтом из-за своей простоты получила наибольшее распространение у нас и за рубежом. Широкое применение в нашей стране нашли одновинтовые вертолеты Ми-1 и Ми-4 конструкции М. Л. Милля.

У одновинтовых вертолетов небольшого взлетного веса, снабженных ТВД, уравнивание реактивного крутящего момента может производиться отклонением в сторону потока газов ТВД, как показано на фиг. 69, б. При этом на уравнивание реактивного крутящего момента расходуется мощности в 2—3 раза больше, чем у вертолета с рулевым винтом, но в то же время из-за отсут-



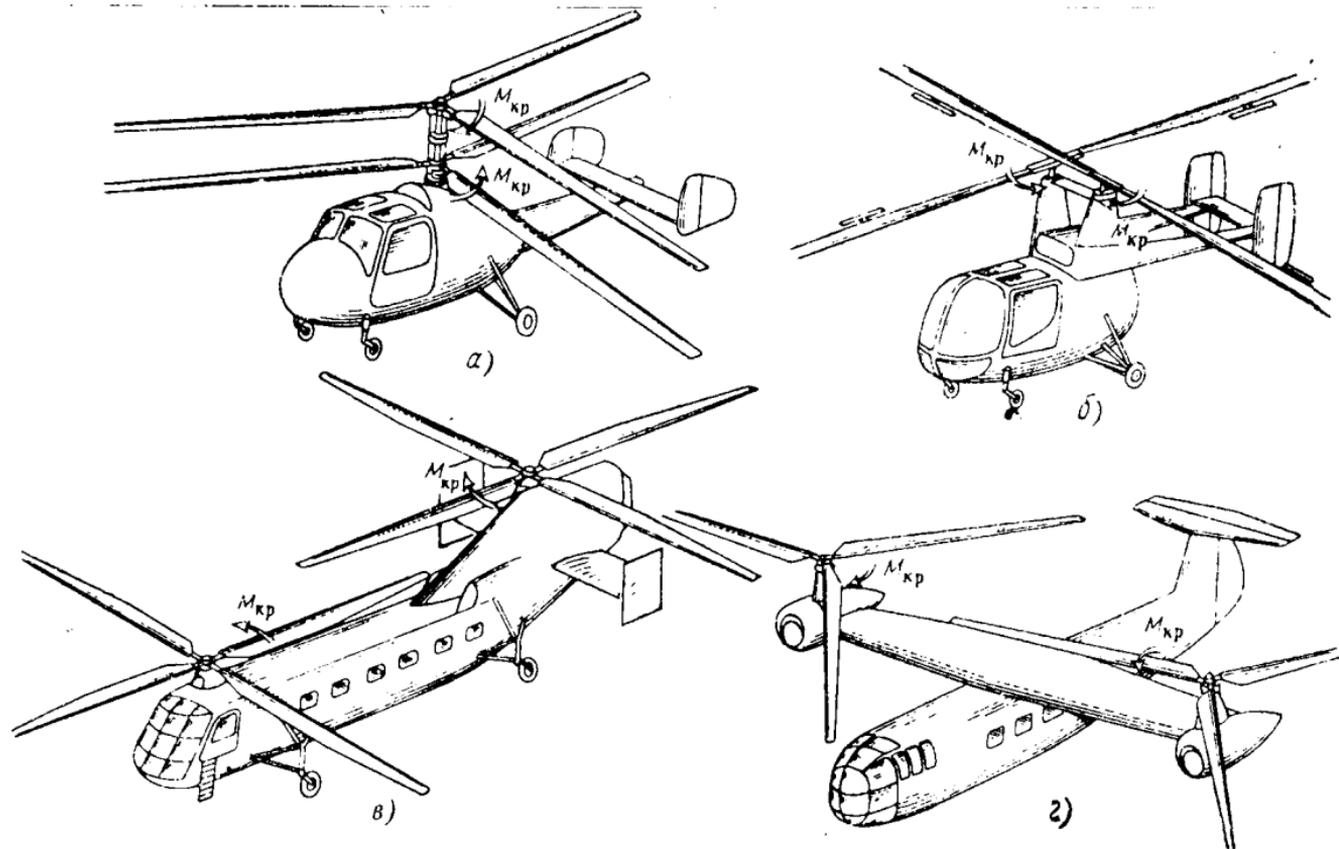
Фиг. 69. Одновинтовые вертолеты.

*а*—с рулевым винтом, *б*—с отклонением в сторону потока газов ТВД.  
 $M_{кр}$ —крутящий момент,  $M_{реакт}$ —реактивный крутящий момент.  $P_{р.в}$ —тяга рулевого винта.  $P_{реакт}$ —тяга, создаваемая отклоненным в сторону потоком газов ТВД.

вия рулевого винта с приводом конструкция одновинтового вертолета становится значительно проще.

При установке на вертолете двух несущих винтов (фиг. 70) уравнивание реактивного крутящего момента производится во всех случаях сообщением винтам противоположного вращения. Двухвинтовые вертолеты могут иметь различное расположение несущих винтов. Наименьшие размеры вертолета получаются при соосном расположении винтов (фиг. 70, а). Вертолеты такой схемы обладают более сложной по сравнению с одновинтовыми системой трансмиссии и в большей степени подвержены вибрациям, но имеют лучшую управляемость и более высокую весовую отдачу.

Путевое управление вертолета соосной схемы обеспечивается дифференциальным изменением угла установки лопастей верхнего и нижнего несущих винтов. Возникающая при этом разность крутящих моментов на несущих винтах вызывает поворот вертолета в требуемую сторону. Продольное и поперечное управление осуществляется одновременным наклоном обоих несущих винтов. По



Фиг. 70. Двухвинтовые вертолеты.

а—соосной схемы, б—с перекрещивающимися винтами, в—продольной схемы, г—поперечной схемы.

соосной схеме у нас были построены легкие вертолеты конструкции Н. И. Камова: Ка-10, Ка-15 и Ка-18.

К вертолетам соосной схемы по своим характеристикам приближаются вертолеты с перекрещивающимися винтами (фиг. 70, б), расположенными под углом друг к другу. Вращение винтов синхронизировано таким образом, что в любом положении лопасти одного из винтов проходят над лопастями другого.

Несущие винты могут быть разнесены по отношению друг к другу, как показано на фиг. 70, в, и установлены на концах фюзеляжа. Вертолет с таким расположением винтов называется вертолетом продольной схемы. Чтобы избежать влияния переднего винта на задний при горизонтальном полете, последний выносят вверх над передним. Винты обычно располагают с перекрытием, так что площадь, ометаемая задним винтом, несколько перекрывает площадь, ометаемую передним винтом. Вращающиеся в противоположном направлении винты синхронизированы таким образом, что лопасти одного винта при вращении проходят всегда между лопастями другого.

Вертолеты продольной схемы имеют длинный фюзеляж, который удобно использовать для размещения грузов и пассажиров. Благодаря мощному продольному управлению вертолет имеет большой диапазон центровок, что допускает различные варианты загрузки. Недостатком вертолетов продольной схемы является сложность их конструкции и системы управления.

По такой схеме в нашей стране строятся тяжелые транспортные вертолеты Як-24 конструкции А. С. Яковлева, в их фюзеляже можно одновременно разместить два легких автомобиля-вездехода или 3—4 т груза.

Винты могут быть разнесены не только в продольном, но и в поперечном направлении, как показано на фиг. 70, г. Такие вертолеты называются вертолетами поперечной схемы. Они обладают высокими аэродинамическими характеристиками, а также хорошей устойчивостью в полете и управляемостью. При размещении двигателей в гондолах под несущими винтами в кабине уменьшается уровень шума и вибраций, что создает лучшие условия для экипажа и пассажиров.

Недостатком вертолета поперечной схемы является сложность конструкции и меньшая весовая отдача.

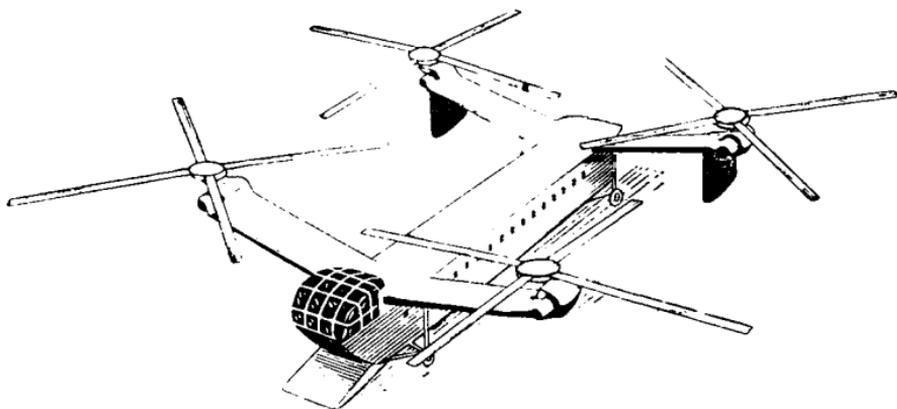
У вертолетов поперечной схемы рационально применять крыло, которое, являясь органической частью конструкции, позволяет улучшить летные характеристики вертолета. По такой схеме в нашей стране был построен вертолет Б-11 конструкции И. П. Братухина, демонстрировавшийся на воздушном параде в Тушино в 1949 г. Как будет показано дальше, такая схема получила сейчас развитие для вертолетов-самолетов.

Возможны также и многовинтовые схемы вертолетов, например, четырехвинтовые (фиг. 71). Их преимуществом является возможность создания на базе уже готовых и доведенных элементов конструкции одновинтовых вертолетов, например несущих винтов

и трансмиссии, тяжелых вертолетов с большим взлетным весом и большой полезной нагрузкой. Однако такие вертолеты сложны по конструкции и в управлении, поэтому они до сих пор еще не вышли из стадии проектирования и создания опытных образцов.

Несмотря на многообразие схем, все вертолеты с механическим приводом имеют много общих конструктивных элементов. Чтобы ознакомиться с устройством вертолета и расположением его основных агрегатов, рассмотрим компоновочную схему советского одновинтового вертолета с рулевым винтом Ми-4 конструкции М. Л. Мила, приведенную на фиг. 72.

Вертолет Ми-4, построенный в 1952 г., обладал в то время наибольшей грузоподъемностью по сравнению с зарубежными верто-

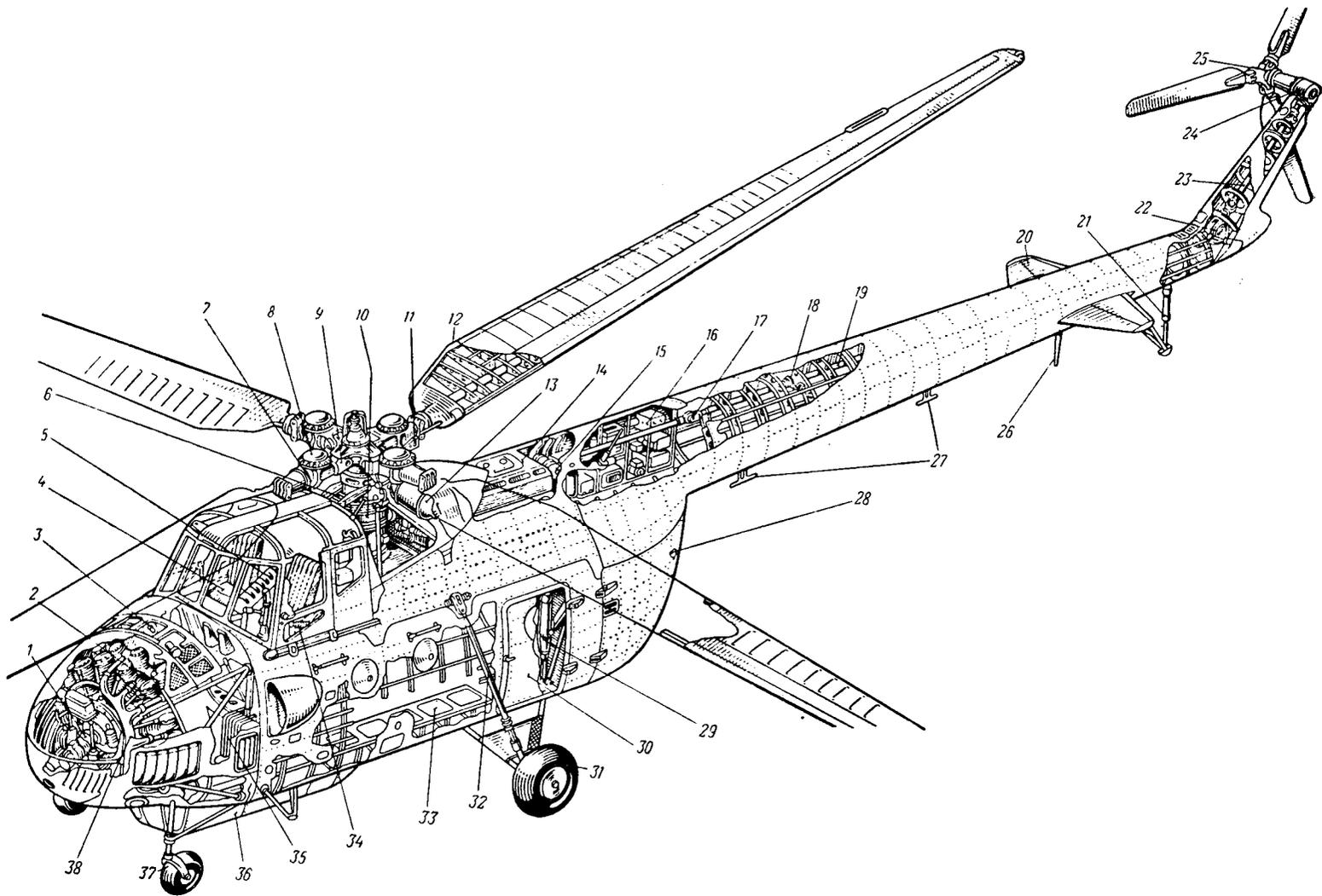


Фиг. 71. Проект четырехвинтового вертолета.

летами. При взлетном весе 7200 кг и мощности установленного поршневого двигателя АИШ-82В 1700 л. с. вертолет может перевозить полезную нагрузку 1200 кг на расстояние 400 км с крейсерской скоростью 140 км/час. Максимальная скорость вертолета составляет 185 км/час.

Особенность конструкции вертолета Ми-4 заключается в том, что двигатель помещается в носовой части фюзеляжа, благодаря чему освобожденная центральная часть фюзеляжа может быть использована как просторная кабина для 12 пассажиров или легкого автомобиля-воздехода. В задней части кабины имеется большой грузовой люк с опускающимся на землю трапом, что облегчает погрузку и выгрузку в кабину вертолета крупногабаритных грузов.

Вертолет имеет четырехлопастной несущий винт диаметром 21 м с шарнирным креплением лопастей. Втулка несущего винта снабжена горизонтальными шарнирами, позволяющими лопастям совершать маховое движение, и вертикальными шарнирами, позволяющими лопастям колебаться в плоскости вращения. Эти колебания ограничиваются фрикционными демпферами, установленными на вертикальных шарнирах.



Фиг. 72. Компоновочная схема вертолета Ми-4.

1—стартер, 2—двигатель, 3—маслобак, 4—кабина летчиков, 5—вал привода, 6—автомат перекося, 7—вертикальный шарнир, 8—фрикционные демпферы, 9—горизонтальный шарнир, 10—редуктор несущего винта, 11—рычаг управления шагом лопасти, 12—лопасть, 13—гидробак, 14—топливный бак, 15—бачок с противобледенительной жидкостью для лопастей несущего и рулевого винтов, 16—радиоборудование, 17—универсальный шарнир, 18—опора, 19—вал привода рулевого винта, 20—стабилизатор, 21—костыль, 22—угловой редуктор, 23—концевой вал, 24—редуктор рулевого винта, 25—рулевой винт, 26—антенна, 27—антенна радиовысотмера, 28—створки грузового люка, 29—стрела с лебедкой для подъема грузов на борт вертолета, 30—бортовая дверь, 31—колесо, 32—основное шасси, 33—откидные сиденья пассажиров, 34—рычаг управления общим шагом, 35—маслорадиатор, 36—гондולה штурмана, 37—носовые колеса, 38—выхлопной патрубков.

На схеме можно видеть систему механической трансмиссии. Поршневой двигатель воздушного охлаждения через фрикционную муфту сцепления и промежуточный вал соединен с главным редуктором, от которого осуществляется привод несущего и рулевого винтов. В привод последнего входят длинный промежуточный вал, промежуточный редуктор, концевой вал и редуктор рулевого винта. В систему трансмиссии вертолета входят еще муфта свободного хода и тормоз несущего винта.

В последнее время на вертолетах с механическим приводом несущего винта устанавливают турбовинтовые двигатели, которые по сравнению с поршневыми обладают значительно меньшими размерами и весом при одной и той же мощности, но несколько большим расходом топлива.

Если удельный вес вертолетного поршневого двигателя составляет 0,45—0,5 кг/л. с., то у современного вертолетного турбовинтового двигателя он не превышает 0,25—0,28 кг/л. с., а у некоторых моделей доходит до 0,18 кг/л. с., т. е. вес двигателя получается вдвое меньше. Благодаря этому весовая отдача вертолета, представляющая собой процентное отношение полной нагрузки вертолета к его взлетному весу, увеличивается на 4—6%. Кроме того, турбовинтовые двигатели при сравнении с поршневыми не требуют специальных устройств для охлаждения на режиме висения и обладают меньшим уровнем вибраций и шума. Благодаря этим преимуществам турбовинтовые двигатели получают все более широкое применение на вертолетах.

Однако и при использовании ТВД сложная и дорогостоящая трансмиссия, являющаяся источником вибраций и обладающая небольшим ресурсом (300—600 час. работы до капитального ремонта), остается почти неизменной. Поэтому внимание конструкторов обращается к другому виду привода несущего винта, так называемому реактивному приводу, принципиально отличающемуся от механического.

У вертолетов с реактивным приводом, называемых обычно реактивными вертолетами, несущий винт приводится во вращение силой реакции воздуха или газов, вытекающих из установленных на концах лопастей реактивных сопел или небольших реактивных двигателей (фиг. 73). Благодаря этому крутящий момент создается непосредственно на несущем винте, а на фюзеляж не передается реактивный крутящий момент.

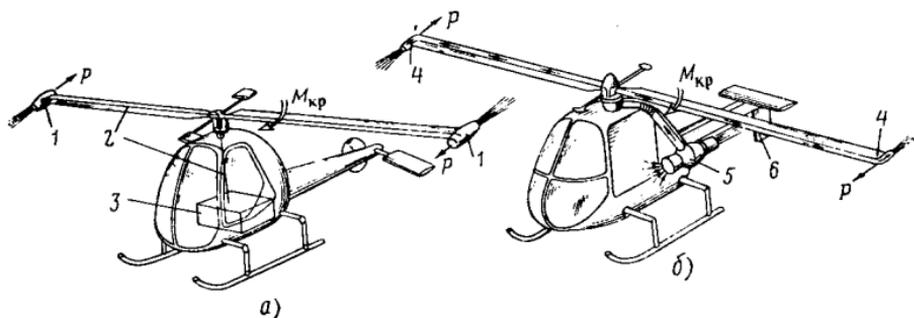
Вертолеты с реактивным приводом несущего винта можно разделить на два типа: вертолеты с реактивными двигателями на концах лопастей и вертолеты с реактивным компрессорным приводом.

Если тягу, создаваемую реактивными двигателями или соплами, установленными на концах лопастей, вращающихся с окружной скоростью  $\omega R$ , выразить через  $P$ , то мощность, создаваемая ими на несущем винте, определится по формуле

$$N_{н.в.} = \frac{P \omega R}{75} \text{ л. с.}$$

Увеличение окружной скорости (при одной и той же тяге) позволяет увеличить мощность на несущем винте. У вертолетов с реактивным приводом окружная скорость обычно бывает несколько больше, чем у вертолетов с механическим приводом.

Конструкция вертолета с реактивным приводом несущего винта значительно проще, чем у вертолета с механическим приводом. Реактивным вертолетам не требуется никаких устройств для уравнивания реактивного крутящего момента, поэтому обычно они строятся по наиболее простой одновинтовой схеме. Путь управления вертолета может обеспечиваться установкой в потоке от несущего винта руля направления, оси которых наклонены, чтобы руль действовал эффективно не только при горизонтальном



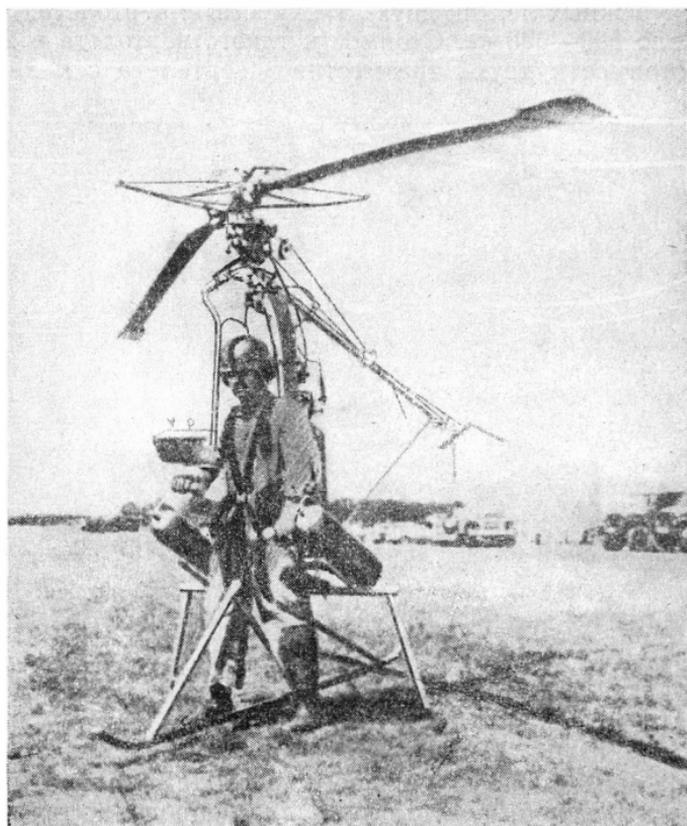
Фиг. 73. Вертолеты с реактивным приводом несущего винта от установленных на концах лопастей реактивных двигателей (а) и реактивных сопел, к которым подается сжатый воздух от компрессора турбореактивного двигателя, установленного в фюзеляже (б).

1—реактивные двигатели, 2—топливопровод, 3—топливный бак, 4—реактивные сопла, 5—турбореактивный двигатель с переразмеренным компрессором, 6—газовый руль.  
*P*—тяга, создаваемая горелками или реактивными соплами, *M<sub>кр</sub>*—крутящий момент.

полете, но и на режиме висения. Чтобы обеспечить более четкое и эффективное управление на всех режимах, у реактивных вертолетов часто устанавливают небольшие рулевые винты, назначение которых заключается теперь не в уравнивании реактивного крутящего момента, а в управлении вертолетом, для чего требуется незначительная мощность. Наиболее простая конструкция вертолета получается при установке реактивных двигателей на концах лопастей. Для этой цели могут быть использованы ракетные двигатели, прямоточные или пульсирующие воздушно-реактивные и, наконец, турбореактивные двигатели. Благодаря тому, что силовая установка размещается непосредственно на несущем винте, упрощается конструкция вертолета и весь объем фюзеляжа может быть использован как кабина для пассажиров или для грузов. Весовая отдача у реактивных вертолетов с двигателями на концах лопастей составляет 60—65%, т. е. почти вдвое больше, чем у вертолетов с механическим приводом.

Наименьший вес силовой установки вертолета получается при установке на концах ракетных двигателей. Чаще всего применяют жидкостно-ракетные двигатели (ЖРД), работающие на перекиси

водорода. На фиг. 74 показан легкий одноместный вертолет с ЖРД на концах лопастей. ЖРД имеют небольшие размеры и вписываются в контур лопасти, не увеличивая ее сопротивления. Перекись водорода, поступающая из бака в ЖРД, взаимодействуя с катализатором, превращается в перегретый пар, вытекающий из сопла ЖРД со сверхзвуковой скоростью. ЖРД имеют большой расход



Фиг. 74. Легкий одноместный вертолет с жидкостно-ракетными двигателями на концах лопастей.

топлива — около 15—18 кг/кг тяги час (что соответствует 6—7 кг/л. с. час при окружной скорости  $\sim 200$  м/сек), поэтому продолжительность полета такого вертолета очень ограничена и не превышает нескольких минут (взлетный вес вертолета составляет 180 кг, а вес полной нагрузки—112 кг).

Меньший расход топлива, около 6 кг/кг тяги час (что соответствует—2 кг/л. с. час при окружной скорости 220 м/сек), получается при установке прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) на концах лопастей несущего винта. Однако такой вид

привода обладает целым рядом недостатков; так, ПВРД не имеют статической тяги, т. е. не могут работать на месте, поэтому перед их запуском необходимо предварительно раскрутить несущий винт. Сравнительно большие размеры ПВРД ухудшают аэродинамические характеристики несущего винта, увеличивая его сопротивление. Это приводит к ухудшению летных характеристик вертолета на режиме авторотации. Такой вид привода используется на некоторых зарубежных легких двух-, трехместных вертолетах взлетным весом около 500—600 кг. Стоимость такого вертолета в 2—3 раза меньше стоимости двух-, трехместного вертолета с механическим



Фиг. 75. Легкий вертолет с прямоточными двигателями на концах лопастей.

приводом, однако из-за большого расхода топлива вертолеты с ПВРД могут использоваться лишь для непродолжительных полетов (не более получаса).

Общий вид легкого американского вертолета Хиллер Н-32 с ПВРД на концах лопастей показан на фиг. 75. Конструкция вертолета отличается небольшими размерами и простотой. В кабине размещается летчик с пассажиром, под сиденьями расположены топливные баки. Небольшой рулевой винт приводится во вращение ременной передачей от несущего винта, от которого также осуществляется привод электрогенератора и топливного насоса. Взлетный вес вертолета составляет 490 кг, вес полной нагрузки (включая вес летчика, пассажира и топлива)—260 кг.

Делались попытки использовать для реактивного привода пульсирующие воздушно-реактивные двигатели (ПуВРД), устанавливаемые на концах лопастей несущего винта (фиг. 76). ПуВРД имеют еще меньший расход топлива, около 3,5 кг/кг тяги час (что

соответствует  $\sim 1,8$  кг/л. с. час при окружной скорости 140 м/сек), но их применение затруднено главным образом из-за небольшого ресурса и очень высокого уровня шума при работе.

Наибольший интерес для реактивного привода представляет установка турбореактивных двигателей (ТРД) на концах лопастей (фиг. 77). Основное преимущество такого привода заключается в том, что при среднем расходе топлива ТРД (при специальном его проектировании для установки на конце вращающейся лопасти) около 1,5 кг/кг тяги час и средней окружной скорости  $\omega R = 220$  м/сек можно получить для вертолета расход топлива, соответствующий—



Фиг. 76. Легкий вертолет с пульсирующими двигателями на концах лопастей.

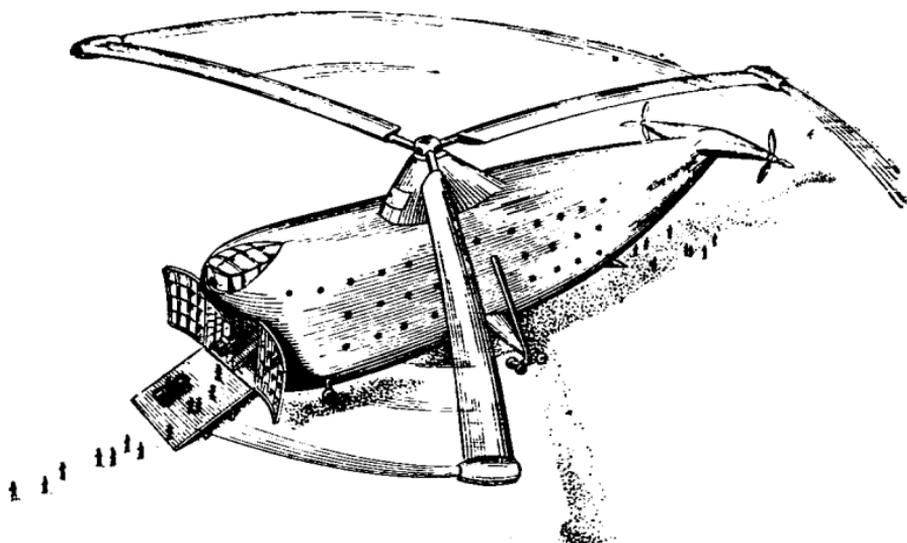
0,5 кг/л. с. час, т. е. лишь немного больше, чем у вертолетов с механическим приводом. Предполагается, что реактивные вертолеты с ТРД на концах лопастей будут особенно целесообразны в варианте «летающих кранов»,—тяжелых вертолетов, способных перевозить громоздкие тяжелые грузы. При установке на концах лопастей четырех ТРД тягой по 2500 кг можно создать вертолет взлетным весом 100 т, который сможет перевозить полезную нагрузку более чем 50 т.

Однако наряду с указанными преимуществами установка ТРД на концах лопастей связана со значительными конструктивными трудностями. Прежде всего она ухудшает аэродинамические характеристики несущего винта, увеличивая его сопротивление, и, кроме того, дополнительно нагружает лопасти несущего винта. Значительные центробежные силы, возникающие при вращении несущего винта и воздействующие на ТРД, делают чрезвычайно сложной задачу создания надежно работающего ТРД. Наконец,

необходимо устранить влияние гироскопического эффекта вращающихся масс ТРД, вызывающего закручивание лопасти.

Все рассмотренные виды реактивного привода несущего винта с двигателями на концах лопастей позволяют упростить конструкцию вертолета и повысить его весовую отдачу, но в то же время обладают многими недостатками, важнейшими из которых являются большой расход топлива и сложность создания и доводки реактивного двигателя, удовлетворительно работающего в поле больших центробежных сил.

Более экономичным по расходу топлива, но более сложным по конструкции видом реактивного привода несущего винта является



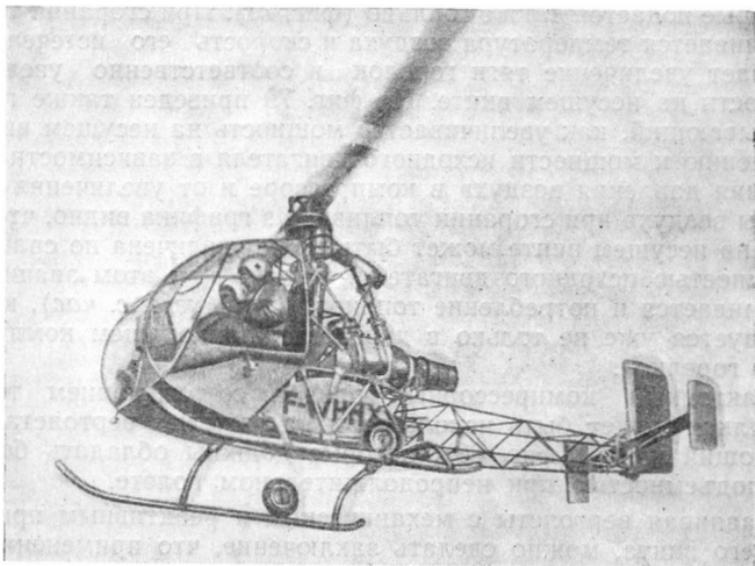
Фиг. 77. Проект тяжелого вертолета с турбореактивными двигателями на концах лопастей.

так называемый реактивный компрессорный привод, использующийся на некоторых построенных вертолетах. Принципиальная схема вертолета с простейшим реактивным компрессорным приводом несущего винта приведена на фиг. 73, б. Установленный в фюзеляже двигатель приводит во вращение воздушный компрессор, от которого сжатый воздух по каналу поступает в распределительное устройство втулки несущего винта, а оттуда по каналам внутри лопасти попадает в реактивные сопла, расположенные на концах лопастей. Вытекая из реактивных сопел, воздух создает тягу, приводящую во вращение несущий винт.

При таком виде привода, объединяющем в единую систему силовую установку и несущий винт, также не требуется сложной механической трансмиссии и устройств для уравнивания реактивного крутящего момента, что упрощает конструкцию вертолета. Однако мощность на несущем винте будет значительно меньше мощности двигателя, приводящего компрессор. Это проис-

ходит вследствие того, что при истечении воздуха из сопел лишь часть мощности, сообщенной воздушному потоку компрессором, будет использоваться для привода несущего винта во вращение, а оставшаяся часть рассеется в окружающем воздухе. Кроме того, часть мощности воздушного потока рассеется в виде гидравлических потерь в каналах воздухопровода, в распределительном устройстве втулки несущего винта и в реактивных соплах на концах лопастей.

С учетом всех этих потерь у современных вертолетов с простейшим реактивным компрессорным приводом на несущем винте



Фиг. 78. Легкий двухместный вертолет с реактивным компрессорным приводом несущего винта.

остается менее 50% от мощности исходного двигателя, приводящего компрессор, а это значит, что для такого вертолета требуется двигатель вдвое большей мощности, чем у вертолета такого же взлетного веса с механическим приводом. При этом вдвое возрастает и расход топлива, отнесенный к мощности на несущем винте.

Несмотря на эти недостатки, вертолеты с таким приводом, обладая более высокой весовой отдачей и меньшей стоимостью по сравнению с вертолетами с механическим приводом, могут представить интерес для полетов ограниченной продолжительности. На фиг. 78 показан французский двухместный вертолет Сюд SO1221 «Джин» с реактивным компрессорным приводом несущего винта. Он снабжен турбореактивным двигателем, имеющим переразмеренный компрессор, производительность которого значительно превышает потребный расход воздуха ТРД. Непосредственно от компрессора отбирается часть сжатого воздуха под давлением около

4 ат для подачи в реактивные сопла на концах лопастей, из которых он вытекает со скоростью около 400 м/сек. При взлетном весе 630 кг полная нагрузка, включая вес летчиков, топлива и пассажиров, составляет 320 кг, т. е. его весовая отдача больше 50%. Эквивалентная мощность турбореактивного двигателя (расходуемая на привод компрессора) равна 240 л. с., а часовой расход топлива—100 кг.

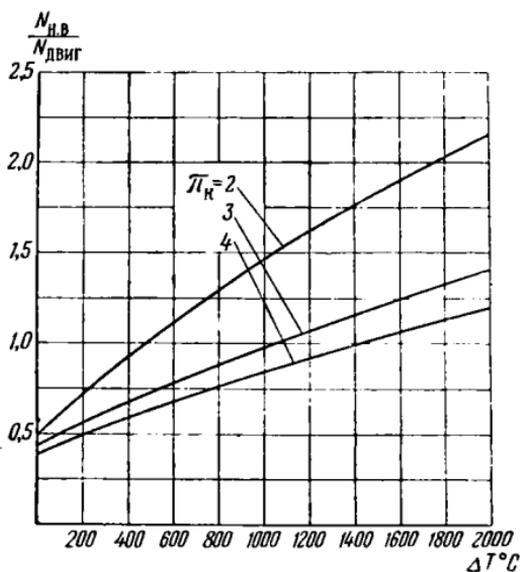
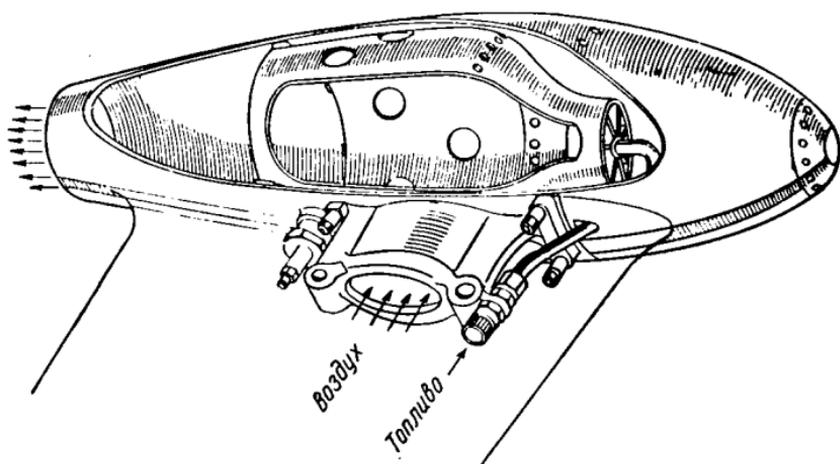
Увеличение мощности на несущем винте при реактивном компрессорном приводе может быть достигнуто благодаря сжиганию топлива в реактивных горелках. Для этого отбираемый от компрессора воздух подается в реактивные горелки на концах лопастей, в которые подается также топливо (фиг. 79). При сгорании топлива увеличивается температура воздуха и скорость его истечения, что вызывает увеличение тяги горелок и соответственно увеличение мощности на несущем винте. На фиг. 79 приведен также график, показывающий, как увеличивается мощность на несущем винте по отношению к мощности исходного двигателя в зависимости от повышения давления воздуха в компрессоре и от увеличения температуры воздуха при сгорании топлива. Из графика видно, что мощность на несущем винте может быть даже увеличена по сравнению с мощностью исходного двигателя. Однако при этом значительно увеличивается и потребление топлива (до 1 кг/л. с. час), которое расходуется уже не только в двигателе, приводящем компрессор, но и в горелках.

Реактивный компрессорный привод со сжиганием топлива в горелках может быть использован на тяжелых вертолетах типа «летающий кран» (фиг. 80), которые должны обладать большой грузоподъемностью при непродолжительном полете.

Сравнивая вертолеты с механическим и реактивным приводом несущего винта, можно сделать заключение, что применение того или иного вида привода определяется назначением вертолета. На фиг. 81 приведен график, показывающий изменение весовой отдачи в зависимости от дальности полета для основных видов привода, получивших практическое применение на современных вертолетах. Для полетов на небольшие расстояния, до 80 км, наибольшая весовая отдача до 65% у вертолета с прямоточными двигателями на концах лопастей.

Для дальностей до 300 км наибольшей весовой отдачей обладает реактивный компрессорный привод со сжиганием топлива в горелках, а для больших дальностей полета — механический привод несущего винта.

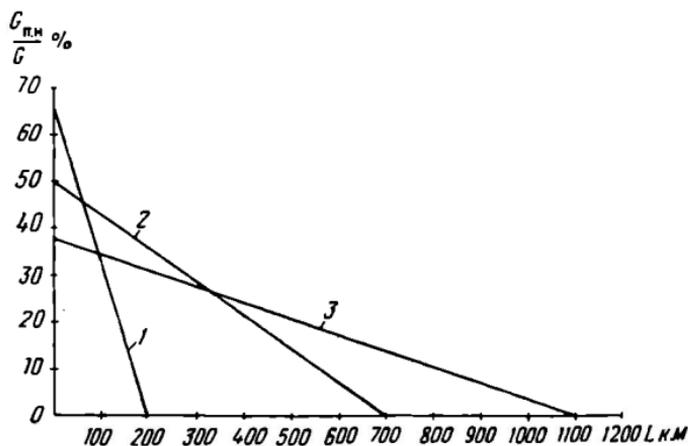
Развитие современных вертолетов идет по линии увеличения их взлетного веса и мощности силовой установки. Если первые вертолеты, получившие практическое применение, имели взлетный вес около 1000 кг, мощность силовой установки 200 л. с. и могли перевозить лишь двух-трех человек, включая летчика, то у находящихся в эксплуатации современных вертолетов взлетный вес доходит до 13—14 т, а мощность силовой установки — до 3500—4000 л. с.; они могут перевозить 3—4 т груза или 25—30 пассажиров. Сейчас стро-



Фиг. 79. Схема горелки вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта со сжиганием топлива в горелках (сверху) и зависимость мощности на несущем винте по отношению к мощности исходного двигателя  $N_{н.в}/N_{двиг}$  от степени повышения давления воздуха  $\pi_k$  в компрессоре и увеличения температуры  $\Delta T$  воздуха при сгорании топлива (снизу).



Фиг. 80. Тяжелый вертолет типа «Летающий кран» с реактивным компрессорным приводом несущего винта со сжиганием топлива в горелках.

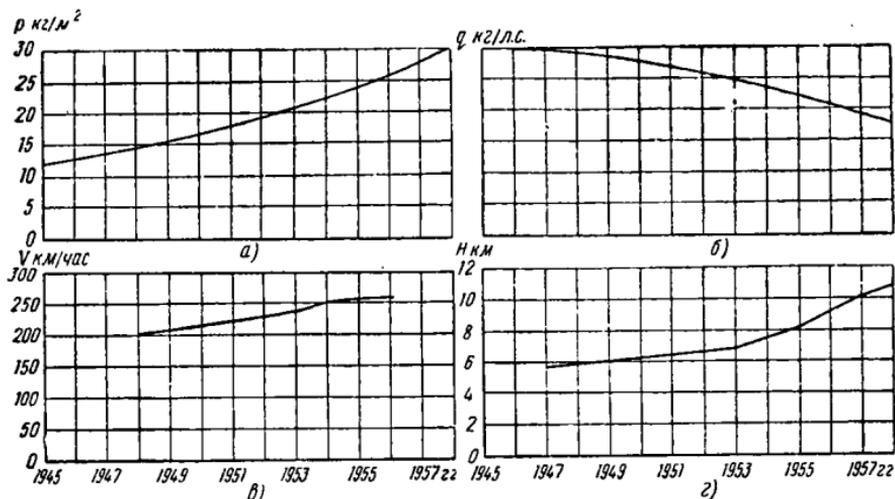


Фиг. 81. Зависимость весовой отдачи вертолетов  $G_{п.н} / G$  от дальности полета  $L$ .

1—для вертолета с прямоточными двигателями на концах лопастей, 2—для вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта со сжиганием топлива в горелках, 3—для вертолета с механическим приводом.

ятся вертолеты, которые смогут перевозить 40—50 и даже 70—80 пассажиров.

Следует отметить, что развитие вертолетов имеет много общего с развитием самолетов. Если у самолетов возросла нагрузка на крыло, то у вертолетов увеличилась нагрузка  $p$  на площадь, ометаемую несущим винтом (фиг. 82), а следовательно, и нагрузка на лопасть. С одной стороны, это свидетельствует о большем совершенстве конструкции вертолета, а с другой стороны, ухудшает характеристики вертолета на режиме авторотации, т. е. при планировании с отключенным двигателем, когда вращение несущего винта поддерживается набегающим потоком воздуха. При посадке

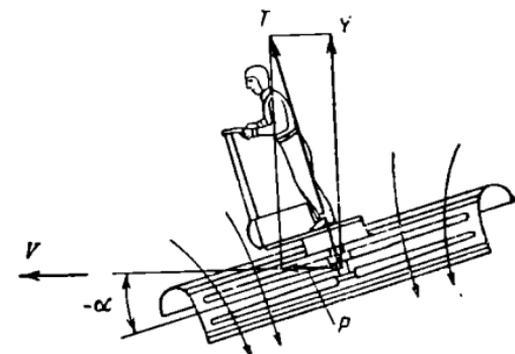


Фиг. 82. Изменение основных характеристик вертолетов за последние 13 лет: нагрузки на ометаемую площадь  $p$  (а) и нагрузки на мощность  $q$  (б); международные рекорды скорости (в) и высоты (г) для вертолетов.

на режиме авторотации увеличение нагрузки на ометаемую винтом площадь, подобно увеличению нагрузки на крыло самолета, приводит к более крутому планированию, т. е. к увеличению скорости снижения.

Относительная мощность силовой установки на вертолете увеличилась в 1,5 раза: это можно видеть из приведенного на фиг. 82, б графика изменения нагрузки на мощность  $q$  (т. е. веса, приходящегося на каждую лошадиную силу мощности силовой установки), которая уменьшается с каждым годом. Увеличение мощности силовой установки способствует улучшению летных характеристик. На фиг. 82, в и г приведены графики международных рекордов скорости и высоты полета для вертолетов. Максимальная скорость полета вертолетов сейчас доходит до 260 км/час, а высота полета превышает 10 км. Дальнейшее увеличение и скорости и высоты полета ограничивается особенностями аэродинамики вертолета и связано с созданием новых типов вертолета.

Представляют интерес работы над оригинальными летательными аппаратами, получившими название «летающие платформы», которые являются развитыми вертолетами, но в отличие от них имеют жесткие самолетные винты, заключенные в кольцевые каналы. Известно, что у винта в кольцевом канале при работе его на месте или при малых скоростях тяга на 10—15% больше, чем у изолированного винта. Поэтому применение кольцевого канала позволяет несколько уменьшить диаметр винтов. Кроме того, для уменьшения размеров таких аппаратов у них применяют винты с очень большой нагрузкой на ометаемую площадь, около 80—100 кг/м<sup>2</sup>. Такое увеличение нагрузки по сравнению с вертолетными винтами должно сопровождаться уменьшением нагрузки на мощность. Если у вертолета нагрузка на мощность составляет обычно 4—5 кг/л. с, то у летательных аппа-



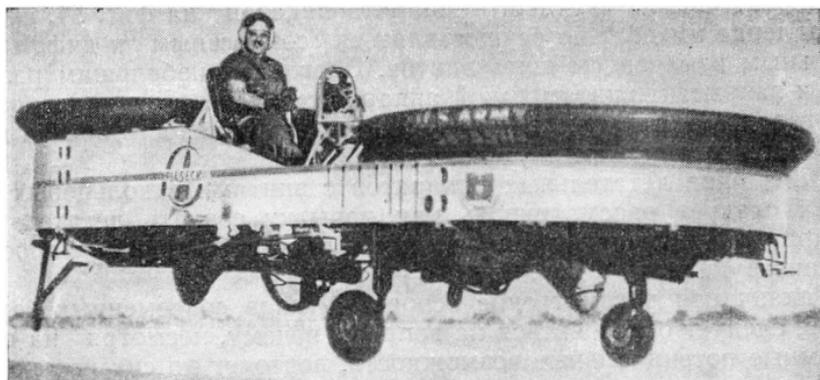
Фиг. 83. «Летающая платформа» (слева) и схема действия на нее сил при горизонтальном полете (справа).

$T$ —тяга винтов,  $Y$ —подъемная сила,  $P$ —горизонтальная тяга,  $\alpha$ —угол атаки винтов.

ратов с винтами в концевых каналах нагрузка на мощность должна быть не более 2—2,5 кг/л, т. е. для такого аппарата по сравнению с вертолетом (при одинаковом взлетном весе) будет требоваться силовая установка вдвое большей мощности.

Один из таких аппаратов показан на фиг. 83. Он имеет соосные винты диаметром 2,4 м, приводимые во вращение механической трансмиссией от трех двигателей общей мощностью 120 л. с. Летчик стоит на платформе и держится за руль мотоциклетного типа. Чтобы аппарат мог двигаться вперед, летчик несколько наклоняет его, при этом создается горизонтальная составляющая  $P$  тяги винтов. Управление вертикальными перемещениями аппарата осуществляется изменением шага обоих винтов и их оборотов с одновременным изменением мощности двигателей. Путевое управление обеспечивается дифференциальным изменением шага винтов. Из-за большой нагрузки на ометаемую площадь аппарат не может со-

вершить посадку на режиме авторотации. поэтому у него безопасность полета достигается применением нескольких двигателей, чтобы при аварии одного двигателя аппарат мог совершить безопасную посадку с двумя работающими двигателями.



Фиг. 84. Экспериментальный двухвинтовой «Летающий автомобиль» (сверху) и проект четырехвинтового «Летающего автомобиля» (снизу).

Возможно и создание летательных аппаратов, имеющих несколько винтов в кольцевых каналах. На фиг. 84 сверху приведена фотография двухвинтового аппарата продольной схемы, проходящего летные испытания. Этот аппарат построен в США, где он получил название «летающего автомобиля». Аппарат имеет два винта диаметром 2,4 м, приводимых во вращение механической трансмиссией от двух поршневых двигателей общей мощностью 340 л. с. Управ-

ляется аппарат при помощи рулей, установленных в кольцевых каналах за винтами. Взлетный вес аппарата (расчетный) составляет 900 кг, а вес полной нагрузки—450 кг. Установленное на аппарате трехколесное шасси не имеет привода и служит для амортизации при посадке и передвижения по земле.

Проект четырехвинтового аппарата показан на фиг. 84, снизу. Управление им должно осуществляться совместным и дифференциальным изменением шага винтов. Благодаря небольшим размерам и закрытым винтам такой аппарат сможет летать в застроенных городских районах, над лесом и т. д. Безопасность полета достигается применением двух двигателей.

Появление летательных аппаратов с винтами в кольцевых каналах следует рассматривать как попытку создать летательный аппарат, обладающий преимуществами вертолета, но более простой по конструкции.

Заканчивая рассмотрение основных типов современных вертолетов, следует остановиться на вопросе, почему, несмотря на свои огромные потенциальные возможности, вертолет до сих пор не получил такого широкого применения, как самолет. Это объясняется в первую очередь, тем, что, хотя работы по созданию вертолетов начались много раньше, чем над самолетами, вертолеты как более сложные летательные аппараты поступили в эксплуатацию в гражданском хозяйстве и в вооруженных силах лишь после 1945 г. Таким образом, вертолеты являются сравнительно молодым видом транспорта, время практической эксплуатации которого в гражданском хозяйстве и в вооруженных силах не превышает 10—12 лет; поэтому вертолетам свойственны еще некоторые «детские болезни», которые будут устранены по мере усовершенствования их конструкции.

Сейчас конструкторы работают над улучшением конструкции вертолета, над увеличением ресурса его основных агрегатов, что позволит уменьшить стоимость вертолета и повысить его надежность.

### **Особенности аэродинамики несущего винта вертолета при горизонтальном полете**

Максимальная скорость полета вертолета, несмотря на значительное усовершенствование его конструкции, увеличилась за последние годы, как можно видеть из приведенного на фиг. 82, в графика, всего лишь на 50—60 км/час и не превышает 250—260 км/час.

Увеличение скорости полета сопровождается, как известно, увеличением вредного сопротивления, что требует применения на вертолете более мощной силовой установки. Поэтому наряду с увеличением энерговооруженности проводятся работы по улучшению аэродинамических форм вертолета. Это становится особенно заметным при сравнении одного из первых серийных вертолетов выпуска 1945 г. с современным вертолетом (фиг. 85).

Первый вертолет имеет фюзеляж почти прямоугольной формы с большой площадью поперечного сечения, заканчивающийся фер-

менной хвостовой балкой. Плохие аэродинамические формы такого фюзеляжа усугубляются установленным на вертолете убирающимся шасси. При взлетном весе 1150 кг вертолет был снабжен двигателем мощностью 185 л. с., т. е. энерговооруженность у этого вертолета составляла всего лишь 0,16 л. с./кг. Максимальная скорость полета вертолета не превышала 120 км/час.

Современный вертолет имеет хорошо обтекаемый фюзеляж овального сечения, плавно переходящий в хвостовую балку, оканчивающуюся килем. Шасси в полете убирается в фюзеляж. Втулка несущего винта закрыта обтекателем. Благодаря хорошим аэроди-



Фиг. 85. Один из первых серийных вертолетов (сверху) и современный вертолет (снизу).

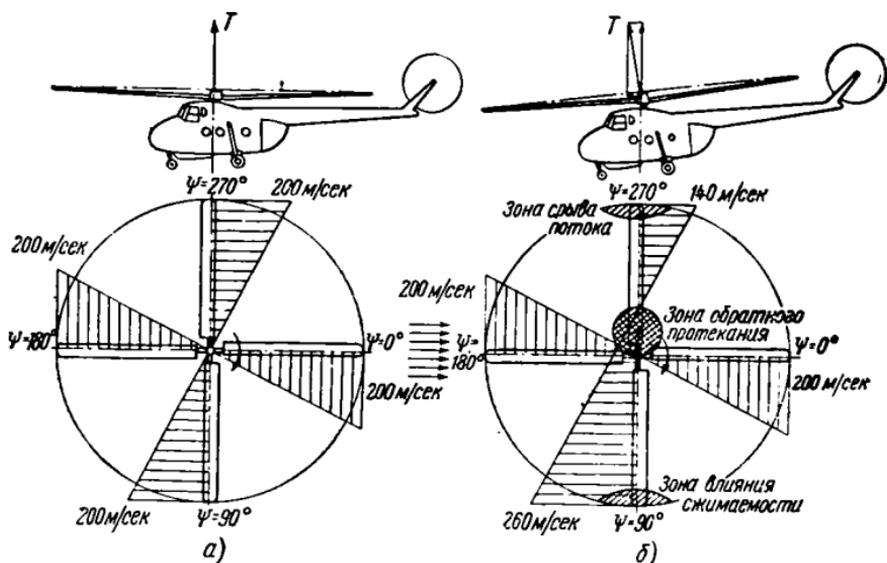
намическим формам вредное сопротивление такого вертолета будет значительно меньше, чем у первого. Мощность двигателя вертолета составляет 1000 л. с., а взлетный вес—3200 кг. У этого вертолета энерговооруженность равна 0,32 л. с./кг, т. е. в два раза больше, чем у первого вертолета. Максимальная скорость полета вертолета составляет 220 км/час, т. е. больше максимальной скорости полета первого вертолета также почти вдвое.

Однако только увеличение энерговооруженности вертолета и улучшение его аэродинамических форм еще не позволяет достигать скоростей, превышающих 200—220 км/час; это объясняется тем, что дальнейшее увеличение скорости полета ограничивается явлениями срыва обтекания лопасти и сжимаемости воздуха. Для того чтобы понять, чем вызывается это ограничение скорости полета вертолета, необходимо рассмотреть работу его несущего винта.

В отличие от режима висения и вертикального подъема или спуска, когда скорость обтекания всех лопастей несущего винта

одинакова, на режиме полета с горизонтальной скоростью несущий винт работает в условиях несимметричной обдувки (фиг. 86). У движущейся по направлению полета лопасти скорость обтекания будет больше, чем у лопасти, движущейся в обратном направлении. При вращении несущего винта положение лопасти определяется углом  $\psi$  между осью лопасти и направлением полета, называемым азимутом.

У современных вертолетов окружная скорость концов лопастей составляет 200 м/сек, а максимальная скорость полета 210—220 км/час или 60 м/сек. Тогда на азимуте  $0^\circ$  на лопасть будет на-



Фиг. 86. Схемы обтекания лопастей несущего винта на режимах висения (а) и горизонтального полета (б).

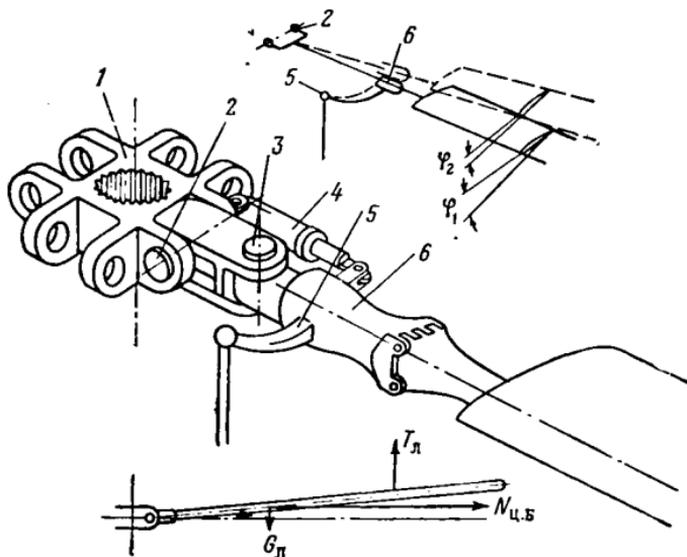
бегать поток воздуха со скоростью 200 м/сек, на азимуте  $90^\circ$  — 260 м/сек, на азимуте  $180^\circ$  — 200 м/сек и на азимуте  $270^\circ$  — 140 м/сек. Таким образом, на азимуте  $90^\circ$  у лопасти скорость обтекания будет почти вдвое больше, чем на азимуте  $270^\circ$ . С увеличением скорости полета разница между скоростями обтекания лопастей еще больше увеличивается.

У большинства современных вертолетов лопасти несущих винтов крепятся ко втулкам при помощи горизонтальных и вертикальных шарниров, как показано на фиг. 87. Благодаря наличию этих шарниров лопасти получают возможность совершать маховое движение (относительно горизонтального шарнира) и колебание в плоскости вращения (относительно вертикального шарнира), ограничиваемые демпферами, устанавливаемыми на втулке.

Маховое движение лопасти относительно горизонтального шарнира позволяет получить на режиме полета с горизонтальной ско-

ростью почти одинаковую величину тяги на каждой лопасти на всех азимутах. Рассмотрим, как это происходит.

Равновесие лопасти относительно горизонтального шарнира определяется взаимодействием силы тяги  $T_L$ , центробежной силы  $N_{ц.б}$  и силы веса лопасти  $G_L$  (см. фиг. 87, снизу). При вращении винта на месте, без поступательной скорости, т. е. на режиме висения или во время раскрутки несущего винта на земле, лопасти под действием всех этих сил будут отклоняться вверх на некоторый угол



Фиг. 87. Схема шарнирного крепления лопастей несущего винта к втулке.

1—ступица втулки, 2—горизонтальный шарнир, 3—вертикальный шарнир, 4—демпфер, 5—поводок управления шагом лопасти, играющий также роль регулятора взмаха, 6—осевой шарнир.

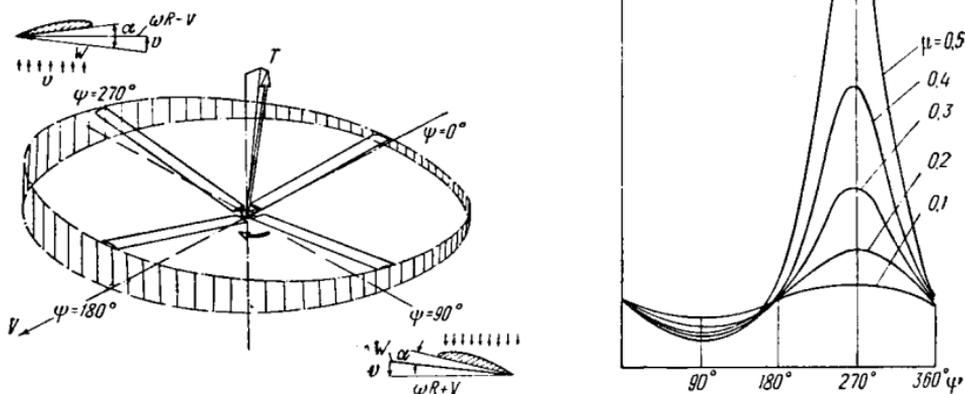
сверху — схема изменения угла установки лопасти при ее взмахе под действием регулятора взмаха; снизу — схема действия сил на лопасть.

от горизонтальной плоскости и описывать коническую поверхность, угол конусности которой определяется величиной действующих на лопасть сил.

При вращении несущего винта на режиме полета с горизонтальной скоростью коническая поверхность, описываемая лопастями, отклонится и изменит свое положение. Когда лопасть проходит азимут  $0^\circ$ , скорость ее обтекания увеличивается. Благодаря этому тяга лопасти увеличивается, вследствие чего лопасть начинает подниматься вверх. При этом сверху на нее набегающий поток воздуха. Суммарная скорость набегающего на лопасть потока воздуха будет направлена под некоторым углом к окружной скорости, что вызывает уменьшение угла атаки лопасти при ее взмахе вверх. Это приводит к уменьшению тяги лопасти, вследствие чего замедляется

взмах. На азимуте от  $90^\circ$  до  $180^\circ$  уменьшается и скорость набегающего потока, которая становится на азимуте  $180^\circ$  равной окружной скорости. Однако под действием сил инерции лопасть еще продолжает подниматься. Максимальное отклонение лопасти вверх получается на азимуте  $200\text{--}210^\circ$ .

Начиная с азимута  $180^\circ$  скорость набегающего потока и соответственно тяга лопасти уменьшаются. Лопасть опускается вниз, при этом поток на нее будет набегать уже снизу, что вызовет увеличение угла атаки лопасти и увеличение тяги. Как видно из схемы на фиг. 88, слева, вследствие махового движения лопастей описываемая ими коническая поверхность завалится относительно оси вращения несколько назад и вбок, в сторону лопасти, идущей по направлению полета.



Фиг. 88. Маховое движение лопастей несущего винта при горизонтальном полете и влияние его на изменение угла атаки, идущей против потока и по потоку лопастей (слева), а также график изменения угла атаки лопасти за один оборот несущего винта при различных величинах  $\mu$  (справа).

Увеличение скорости полета вызывает увеличение махового движения. Чтобы его уменьшить, применяют регулятор взмаха. Поводок управления шагом лопасти устанавливается таким образом (см. фиг. 87, сверху), что тяга управления к нему подходит на некотором расстоянии от оси горизонтального шарнира. Благодаря этому при взмахе лопасти вверх поводок, соединенный с тягой, повернется, вызывая уменьшение угла установки лопасти  $\varphi_2$ . Наоборот, при опускании лопасти вниз угол ее установки  $\varphi_1$  увеличится.

Таким образом, с той стороны диска несущего винта, где больше скорости обтекания, лопасти имеют меньший угол атаки и, наоборот, с другой стороны, где меньшие скорости обтекания, — большие углы атаки. Благодаря этому величина тяги у лопастей на разных азимутах меняется незначительно.

По мере увеличения скорости полета увеличивается разница между скоростями обтекания лопастей, а следовательно, и между их углами атаки. На фиг. 88, справа, показаны графики изменения

по азимуту углов атаки лопастей несущего винта при различных характеристиках режима  $\mu$ , представляющих отношение скорости полета  $V$  к окружной скорости  $\omega R$  ( $\mu = V/\omega R$ ). Заметно, что в области больших скоростей обтекания, т. е. на азимуте от 0 до 180°, угол атаки меняется незначительно при увеличении  $\mu$ , а следовательно, и скорости полета. В области меньших скоростей обтекания, т. е. на азимуте от 180 до 360°, увеличение  $\mu$  сопровождается резким увеличением угла атаки.

Это увеличение угла атаки на идущей против направления полета лопасти ограничено появлением срыва потока на конце лопасти, возникающего при достижении критического угла атаки, равного 12—15° для применяемых на лопастях вертолета профилей. Срыв потока вызывает резкое уменьшение тяги лопасти. Периодически воздействуя на каждую лопасть при прохождении ею азимута 270°, срыв потока приводит к появлению сильной тряски на несущем винте вертолета.

На фиг. 86 приведен график, показывающий зону, при прохождении которой на лопастях появляется срыв. С увеличением скорости полета зона срыва увеличивается, захватывая все большую часть лопасти, пока не наступит полный срыв потока с лопасти. Тяга лопасти резко уменьшается, маховое движение увеличивается, несущий винт заваливается назад и вертолет кабрирует. Одновременно с этим резко возрастают усилия на ручке управления и наступает потеря управляемости.

Каждый вертолет имеет свою предельную скорость полета, на которой возникает срыв потока на лопастях несущего винта. Эта скорость уменьшается с увеличением высоты полета, что объясняется уменьшением плотности воздуха. Чтобы сохранить ту же величину тяги на лопастях несущего винта, приходится увеличивать углы установки всех лопастей, при этом уменьшается допустимый по условиям срыва диапазон изменения углов атаки.

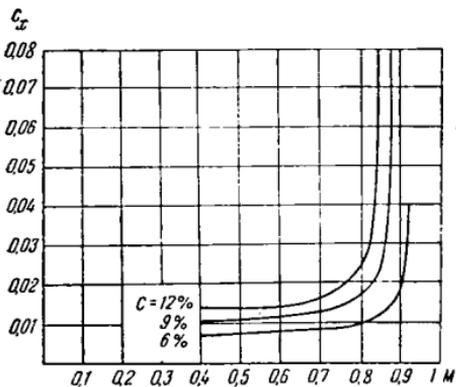
Другой причиной, ограничивающей максимальную скорость полета вертолета, является влияние сжимаемости воздуха на конце идущей по направлению полета лопасти. Известно, что влияние сжимаемости, вызванное достижением местных скоростей звука и появлением скачков уплотнения, у обычных нескоростных профилей становится заметным при приближении скорости обтекания к скорости, равной 240 м/сек, т. е. при скорости, соответствующей числу  $M=0,7$  (число  $M$  в данном случае представляет отношение скорости обтекания к скорости звука). Появление местных сверхзвуковых скоростей происходит в области наибольших скоростей обтекания, т. е. вблизи азимута 90°. Оно приводит к резкому увеличению силы лобового сопротивления лопасти и изменению положения центра давления по хорде лопасти.

Таким образом, увеличение максимальной скорости полета ограничено главным образом явлениями срыва на идущей против направления полета лопасти и, кроме того, явлением сжимаемости по идущей по направлению полета лопасти. Оба эти явления характерны не только для вертолетов, но и для самолетов. У последних макси-

мальная скорость полета длительное время ограничивалась явлениями сжимаемости, но теперь аэродинамика околозвукового и сверхзвукового полета хорошо изучена, а современные самолеты летают со скоростью, превышающей более чем вдвое скорость звука. Явление срыва потока при больших углах атаки также изучено.

### Способы увеличения максимальной скорости полета вертолета

Увеличение максимальной скорости полета вертолета ограничивается явлениями срыва и сжимаемости на лопастях несущего винта, ухудшающих его аэродинамические характеристики. Поэтому для увеличения максимальной скорости полета необходимо



Фиг. 89. Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  симметричного профиля от относительной толщины  $c$  профиля и от числа  $M$ .

наряду с увеличением его энерговооруженности и улучшением аэродинамических форм уменьшить вредное влияние этих явлений на максимальную скорость. Каким образом это достигается и насколько это позволяет увеличить максимальную скорость полета вертолета?

Вредное влияние сжимаемости на идущую по направлению полета лопасть может быть уменьшено, если придать лопасти форму, уменьшающую ее вредное сопротивление. Для этого на концах лопастей, работающих в зоне наибольших скоростей обтекания, применяются скоростные профили с небольшой относительной толщиной, около 8—9%. У комлевой части, где скорости обтекания значительно меньше, могут применяться профили с большей относительной толщиной, около 12—15%. Относительная толщина профилей лопасти плавно изменяется, уменьшаясь от ее комля к концу. Сопротивление профиля, как можно видеть из графика, приведенного на фиг. 89, зависит от его относительной толщины, увеличиваясь при увеличении относительной толщины  $c$ . У тонкого профиля с относительной толщиной 6% коэффициент сопротивления  $c_x$  значительно меньше, чем у более толстого профиля с относительной толщиной 12%. Увеличение скоростей обтекания до 260 м/сек и выше сопровождается резким увеличением  $c_x$  в области околозвуковых и сверхзвуковых скоростей. Поэтому появление на несущем винте области сверхзвукового обтекания (фиг. 86) вызывает увеличение потребной мощности, расходуемой на привод во вращение несущего винта. С увеличением скорости полета область сверхзвукового обтекания увеличивается, вызывая соответствующее увеличение потребной мощности. Таким образом, явление сжимае-

мости при увеличении энерговооруженности и применении на лопастях скоростных профилей не может быть препятствием для увеличения скорости полета.

Более сложной проблемой, от решения которой зависит увеличение не только максимальной скорости, но и высоты полета вертолета, является борьба со срывом потока на лопасти, идущей против направления полета. Эта задача может быть решена двумя способами, первый из которых заключается в увеличении критического угла атаки профиля, т. е. в затягивании срыва на большие углы атаки, а второй—в создании при помощи тех или иных средств таких условий работы несущего винта, при которых не достигаются критические углы атаки и не допускается срыв потока.

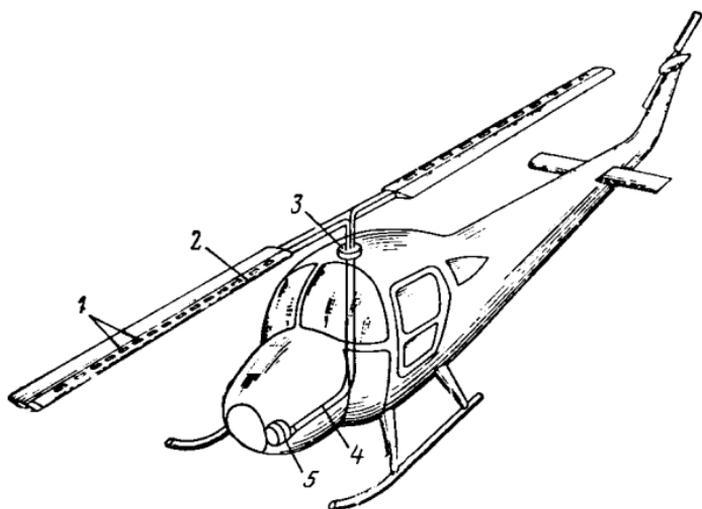
Некоторое увеличение критического угла атаки может быть достигнуто применением для лопастей несущего винта специальных профилей, имеющих большой  $\alpha_{\text{крит}}$ . Более совершенным и многообещающим средством увеличения  $\alpha_{\text{крит}}$  профиля является применение систем управления пограничным слоем (УПС) на лопастях несущего винта, позволяющих затягивать срыв до больших углов атаки. Для этого могут использоваться системы с отсосом или сдуванием пограничного слоя, которые на лопасти будут действовать так же, как на крыле самолета (см. раздел «Системы управления пограничным слоем и циркуляцией у крыла»). Принципиальное отличие УПС на лопасти по сравнению с крылом самолета заключается в том, что система УПС должна действовать на каждой лопасти циклически, лишь в тот момент, когда она проходит область наименьших скоростей обтекания, где возможно появление срыва, т. е. на азимутах, близких к  $270^\circ$ . Для этого в цепь управления системой УПС должно включаться специальное устройство, включающее периодически систему УПС на заданном азимуте для каждой лопасти.

Система отсоса пограничного слоя на лопастях несущего винта используется на американском вертолете Цесна СН-1 (фиг. 90). Для отсоса пограничного слоя на верхней поверхности каждой лопасти имеются щели длиной 76 мм и шириной 2,2 мм, расположенные на 27,5% хорды профиля, считая от носка. Щели начинаются с половины радиуса лопасти и доходят до 0,94 радиуса, промежуток между каждой парой щелей составляет 4 мм. Пограничный слой с поверхности лопасти через щели поступает в *D*-образный лонжерон лопасти, а затем по шлангам через специальные уплотнения на втулке несущего винта поступает в насос, приводимый через муфту сцепления от двигателя вертолета. В конструкцию уплотнения на втулке несущего винта входит циклический клапан в виде вращающегося диска с прорезью, позволяющий производить отсос лишь в тех азимутальных положениях (от  $234$  до  $326^\circ$ ), где возможен срыв. У наружных концов лонжерона имеются резиновые заглушки, препятствующие течению воздуха под действием центробежной силы, когда выключается циклический клапан.

Насос обладает производительностью  $30 \text{ м}^3$  воздуха в минуту при расходуемой мощности около 20 л. с. Взлетный вес вертолета

составляет 1180 кг, а диаметр несущего винта — 10,7 м, мощность двигателя 260 л. с.

Об эффективности действия системы УПС на вертолете Цесна СН-1 можно судить по графикам на фиг. 91, где выделены заштрихованные области, в которых наступает срыв потока на лопастях несущего винта, без системы УПС (слева) и в случае действия системы УПС (справа). При отсутствии системы УПС срыв потока, происходящий на 35% хорды лопасти, считая от задней кромки, охватывает область, составляющую 18% от обметаемой винтом площади и расположенную между 220 и 340°. Срыв потока, проис-



Фиг. 96. Система управления пограничным слоем на вертолете.

1—щели на верхней поверхности профиля лопасти, 2—лонжерон лопасти, 3—циклический клапан, 4—канал, 5—насос.

ходящий на 50% хорды, охватывает уже вдвое меньшую область (9% ометаемой винтом площади), расположенную между 240 и 310°. На некоторых азимутах срыв потока распространяется на половину длины лопасти ближе к ее концу. При действии системы УПС область срыва охватывает лишь 3% ометаемой площади, расположенной между 280 и 340°, причем срыв охватывает одновременно не более 0,1 лопасти по длине.

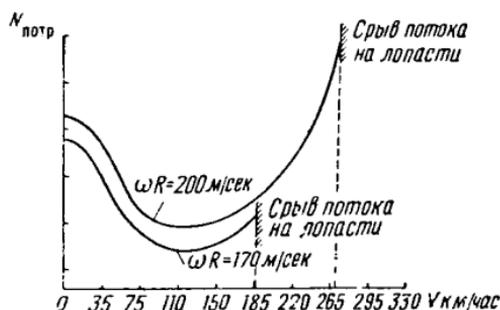
Применение системы УПС позволило увеличить максимальную скорость полета вертолета на высоте 3050 м от 140 до 160 км/час при отсутствии явления срыва. Дальнейшее увеличение скорости было ограничено малой мощностью двигателя. Предполагается, что система УПС на лопастях несущего винта позволит увеличить максимальную скорость полета до 280 км/час.

При устанавливаемых сейчас на вертолетах мощных двигателях на больших скоростях полета имеется некоторый избыток мощности, который может быть использован в случае применения на вер-



Чтобы получить требуемую тягу на режиме висения при уменьшении угла установки лопастей, необходимо увеличивать обороты несущего винта. Уменьшение угла установки лопастей на режиме висения позволяет при горизонтальном полете достигать больших скоростей благодаря тому, что при этом достижение критического угла атаки лопасти при маховом движении будет происходить на большей скорости полета.

Более целесообразным является увеличение оборотов несущего винта при приближении скорости полета к максимальной. При этом можно уменьшить осредненный коэффициент подъемной силы, а следовательно, и средний угол установки лопастей, что позволяет несколько увеличить скорость полета, однако при этом начинает сильно сказываться влияние сжимаемости.



Фиг. 92. Влияние изменения оборотов на максимальную скорость.  $N_{\text{потр}}$  — потребляемая мощность;  $\omega R$  — окружная скорость;  $V$  — скорость полета.

Для изменения оборотов несущего винта пытались применять на вертолете двухскоростную трансмиссию, рассчитанную на два режима работы: при вертикальном подъеме и висении вертолета и при полете с максимальной скоростью. Такая трансмиссия усложняет и утяжеляет конструкцию вертолета. Проще управлять изменением оборотов несущего винта, изменяя обороты двигателя, однако у поршневых и одновальных турбовинтовых двигателей изменение оборотов связано со значительным изменением их мощности, а полет на режиме висения или максимальной скорости требует максимальной мощности. Весьма перспективным для использования на вертолетах является двухвальный турбовинтовой двигатель со свободной турбиной, у которого, как показано на фиг. 93, мощность при изменении оборотов изменяется незначительно по сравнению с изменением мощности у одновального турбовинтового двигателя.

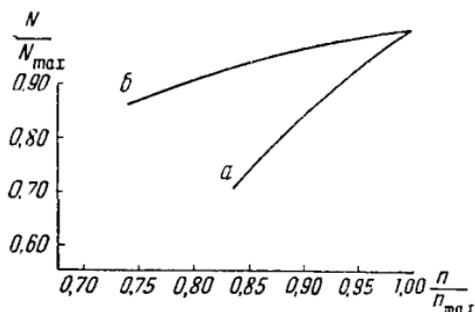
Предотвращение срыва потока на максимальной скорости полета у движущейся попятно лопасти может быть достигнуто применением на вертолете крыла. Последнее при полете с горизонтальной скоростью будет создавать подъемную силу, которая возрастет по

мере увеличения скорости полета. Подъемная сила, создаваемая крылом, позволяет «разгрузить» несущий винт, тяга которого может быть уменьшена на величину подъемной силы крыла. Благодаря этому лопасти несущего винта будут иметь меньшую величину  $c_D$  и будут работать на меньших углах атаки.

При установке крыла отпадает необходимость в изменении оборотов несущего винта на режиме висения и максимальной скорости полета. Поэтому у вертолета с крылом обороты несущего винта могут быть выбраны из условий обеспечения его хороших характеристик на режиме висения без ухудшения их на режиме полета с максимальной скоростью.

Установка крыла на вертолете позволяет увеличить его максимальную скорость полета на 6—10%. У нас и за рубежом был построен ряд крылатых вертолетов различных схем.

На фиг. 94 показан советский двухвинтовой вертолет поперечной схемы Б-11 конструкции И. П. Братухина. У этого вертолета крыло является неотъемлемой частью конструкции, не вызывая дополнительного увеличения веса. Крыло применялось и на вертолетах двухвинтовой продольной схемы и одновинтовой с рулевым винтом. Небольшое крыло установлено на тяжелом одновинтовом вертолете Ми-6 конструкции М. Л. Миля, де-

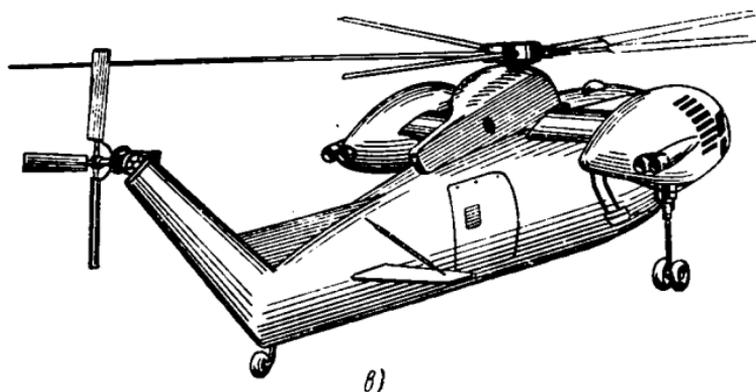
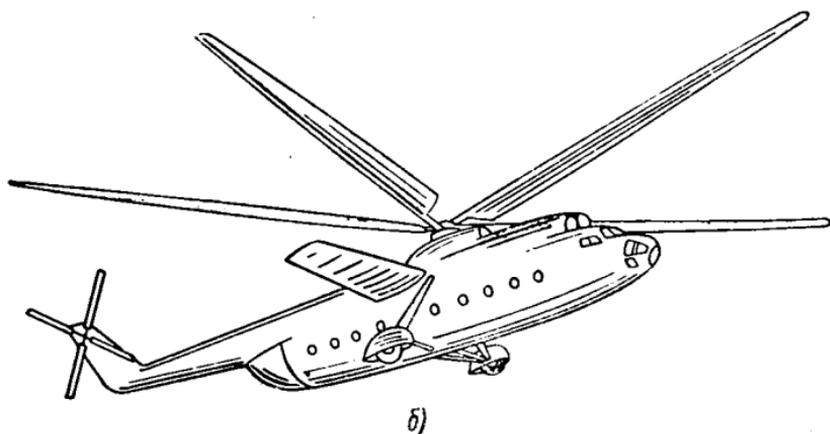
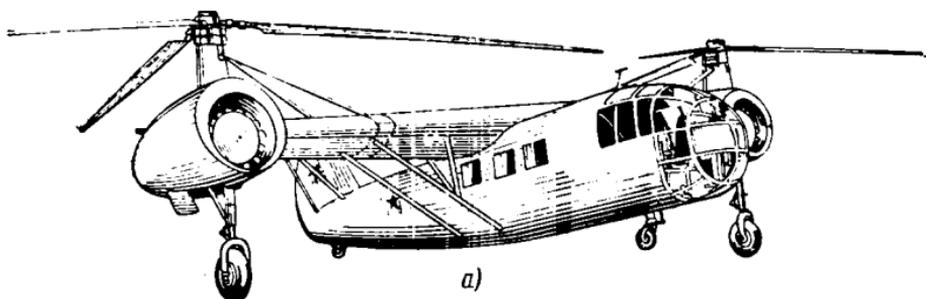


Фиг. 93. Зависимость относительной мощности  $N/N_{\max}$  от относительного числа оборотов  $n/n_{\max}$  у одновальной (а) и двухвальной (б) турбовинтовых двигателей.

монстрировавшемся на воздушном празднике в Тушино в 1958 г. На фиг. 94 показан также одновинтовой вертолет Сикорский S-56, имеющий небольшое крыло, на концах которого установлены гондолы двигателей. На этом вертолете установлен международный рекорд скорости для вертолетов 257 км/час.

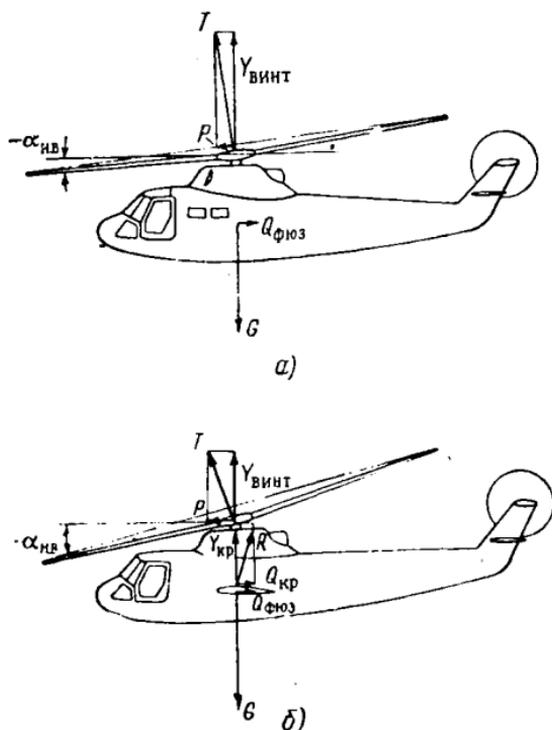
Следует отметить, что установка крыла приводит и к ухудшению некоторых характеристик вертолета: усложняется и утяжеляется его конструкция; на режиме висения крыло, расположенное в потоке от винта, несколько уменьшает его тягу. Поэтому крыло располагается в области наименьших скоростей отбрасываемого винтом воздуха и площадь его не превосходит 6—10% от ометаемой несущим винтом площади.

Другим недостатком вертолета с крылом является тот факт, что у него для достижения больших скоростей полета несущий винт должен быть сильно наклонен вперед относительно траектории полета, как показано на фиг. 95, по сравнению с вертолетом без крыла. Величина тяги несущего винта у вертолета с крылом будет значительно меньше, чем у вертолета без крыла благодаря раз-



Фиг. 94. Двухвинтовой вертолет поперечной схемы с крылом Б-11 конструкции И. П. Братухина (а) и тяжелые одновинтовые вертолеты с крылом Ми-6 конструкции М. И. Миля (б) и Сикорский S-56 (в).

грузке несущего винта крылом, поэтому, чтобы получить необходимое тяговое усилие  $P$ , т. е. горизонтальную составляющую тяги, требуется сильнее наклонять вперед несущий винт. Кроме того, вертолет с крылом имеет большее вредное сопротивление, на преодоление которого требуется и большее тяговое усилие. Увеличение наклона вперед несущего винта обычно ограничивается по конст-



Фиг. 95. Схема действия сил на вертолет без крыла (а) и с крылом (б) при больших скоростях полета.

$T$ —тяга несущего винта,  $Y_{\text{винт}}$ —подъемная сила несущего винта,  $P$ —горизонтальная тяга,  $R$ —равнодействующая аэродинамических сил крыла,  $Y_{\text{кр}}$ —подъемная сила крыла,  $Q_{\text{кр}}$ —сопротивление крыла,  $Q_{\text{фюз}}$ —сопротивление фюзеляжа,  $G$ —вес,  $\alpha_{\text{н.в.}}$ —угол атаки несущего винта.

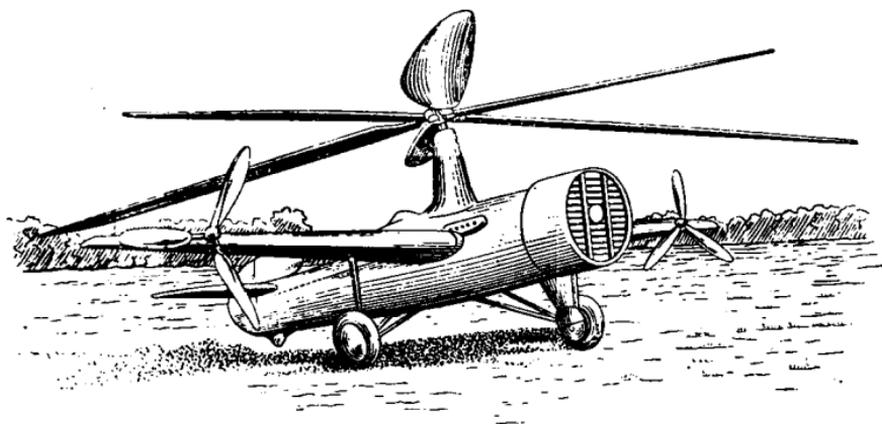
руктивным соображениям, так как для этого винт необходимо располагать высоко над фюзеляжем, чтобы не возникло опасности удара лопастей о носовую часть фюзеляжа.

Таким образом, применение всех описанных в этой главе средств позволяет увеличить скорость полета вертолета не более чем на 10—15%, но связано со значительным усложнением его конструкции. Дальнейшее увеличение скорости связано с созданием новых типов вертолетов, о которых будет рассказано в следующих главах.

## Комбинированные вертолеты

У вертолета с крылом необходимая для горизонтального полета тяга создается наклоном вперед несущего винта. При увеличении скорости полета для получения большой горизонтальной тяги необходимо значительно увеличивать наклон несущего винта, характеристики которого при этом ухудшаются. Поэтому для достижения больших скоростей полета на вертолете более рациональным является применение наряду с несущим винтом и крылом воздушных винтов, создающих горизонтальную тягу.

Вертолет с крылом, несущим винтом и тянущим или толкающим винтом называется комбинированным вертолетом, потому что представляет собой комбинацию вертолета и самолета: крыло и тяну-



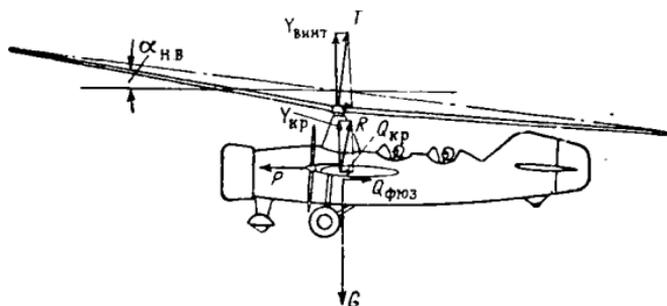
Фиг. 96. Комбинированный вертолет 11ЭА конструкции И. П. Братухина.

щий винт, как у самолета, и несущий винт, как у вертолета. Комбинированный вертолет иногда называют винтокрылом.

Впервые схема комбинированного вертолета была предложена в нашей стране конструктором И. П. Братухиным, под руководством которого был построен в 1936 г. комбинированный вертолет 11ЭА (фиг. 96). У этого вертолета несущий винт и два тянущих винта, установленных на концах крыла, приводятся при помощи механической трансмиссии от поршневого двигателя, установленного в носовой части фюзеляжа. Несколько отличный по конструкции комбинированный вертолет «Джиродайн» был построен в 1949 г. в Англии фирмой Фейри.

Чем отличается полет комбинированного вертолета от полета обычного вертолета? Взлетает комбинированный вертолет так же, как и обычный; при этом почти вся мощность двигателя передается на несущий винт, который создает вертикальную тягу, а тянущие винты используются лишь для уравнивания реактивного крутящего момента от несущего винта: для этого один из них создает тягу, направленную вперед, а другой — назад. Для перехода к гори-

горизонтальному полету несущий винт при помощи управления циклическим шагом наклоняется вперед, создавая горизонтальную тягу. При этом горизонтальная тяга получается также и при помощи тянущих винтов, так как направленная назад тяга на одном винте с увеличением скорости постепенно уменьшается, а при полете с максимальной скоростью этот винт создает уже направленную вперед тягу. Это достигается благодаря тому, что при увеличении скорости крыло, создавая подъемную силу, разгружает несущий винт, последний создает меньшую тягу и потребляет меньше мощности; при этом уменьшается и крутящий момент на несущем винте.



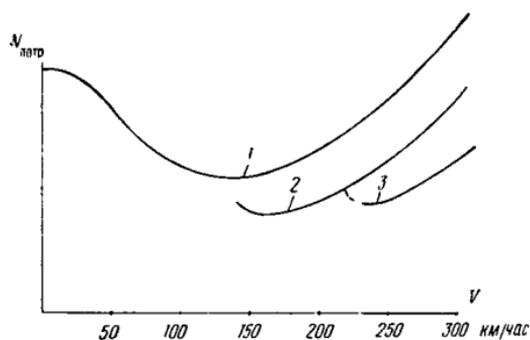
Фиг. 97. Комбинированный вертолет при автожирном режиме полета.

$T$ —тяга несущего винта,  $Y_{\text{винт}}$ —подъемная сила несущего винта,  $Y_{\text{кр}}$ —подъемная сила крыла,  $R$ —равнодействующая сил крыла,  $Q_{\text{кр}}$ —сопротивление крыла,  $Q_{\text{фюз}}$ —сопротивление фюзеляжа,  $G$ —вес,  $P$ —горизонтальная тяга тянущих винтов,  $\alpha_{\text{н.в}}$ —угол атаки несущего винта (положительный).

Комбинированный вертолет, кроме обычного вертолетного режима полета, может переходить и к автожирному режиму полета (фиг. 97), когда несущий винт отсоединяется от трансмиссии и свободно вращается (авторотирует) под действием набегающего потока воздуха, создавая вертикальную тягу. Основная часть подъемной силы на этом режиме создается крылом, а вся мощность двигателя расходуется на привод тянущих винтов, создающих горизонтальную тягу. При автожирном режиме полета несущий винт вертолета, работающий на режиме авторотации, имеет уже не отрицательный угол атаки по отношению к набегающему потоку воздуха, как на вертолетном режиме, а положительный, т. е. коническая поверхность, описываемая лопастями несущего винта, наклонена не вперед, а несколько назад (см. фиг. 67).

Если сравнивать автожирный и вертолетный режимы полета комбинированного вертолета по потребной для полета на этих режимах мощности, то окажется, что с увеличением скорости более выгоден автожирный режим, так как он требует меньше мощности. Это хорошо иллюстрируется приведенным на фиг. 98 графиком изменения потребной мощности в зависимости от скорости полета для комбинированного вертолета на различных режимах полета.

При переходе от вертолетного режима, начиная со скорости полета около 100—150 км, к автожирному потребная мощность по мере увеличения скорости полета уменьшается по сравнению с вертолетным режимом и уже при скорости полета около 250 км/час становится на 25—30% меньше потребной мощности на вертолетном режиме. Это объясняется тем, что при больших скоростях полета несущий винт как средство, создающее подъемную силу и горизонтальную тягу, менее выгоден по сравнению с обычным крылом и тянущими винтами. Меньшая потребная мощность при полете комбинированного вертолета на автожирном режиме позволяет получить и меньший расход топлива, поэтому комбинированный



Фиг. 98. Зависимость потребной мощности  $N_{\text{потр}}$  от скорости полета  $V$  на вертолетном (1), автожирном (2) и самолетном (3) режимах полета.

вертолет при сравнении с обычным вертолетом наряду с большей скоростью обладает также большей дальностью и продолжительностью полета.

Благодаря разгрузке несущего винта крылом и использованию тянущих винтов для создания горизонтальной тяги комбинированный вертолет на автожирном режиме полета может развить скорость 400—500 км/час.

Рассмотрим, как будет работать на таких больших скоростях полета не-

сущий винт комбинированного вертолета. Разгрузка несущего винта крылом позволяет уменьшить величину тяги несущего винта и, следовательно, уменьшить величину коэффициента подъемной силы на лопастях несущего винта, благодаря чему граница срыва отодвигается в область больших  $\mu$ : у комбинированных вертолетов скорость полета может соответствовать характеристике режима  $\mu=1$  и даже больше. Достижение больших  $\mu$  считалось долгое время опасным из-за возможности появления при этом неустойчивого махового движения лопастей. Однако сейчас опыт постройки и испытаний первых комбинированных вертолетов показал, что маховое движение лопастей несущего винта продолжает оставаться устойчивым вплоть до скоростей полета, соответствующих характеристике режима  $\mu=1,2$ .

При работе несущего винта на режиме авторотации при больших значениях  $\mu$  увеличивается область обратного протекания (см. фиг. 86), в которой воздушный поток набегае на профиль лопасти уже не с носка, а с хвостика. Увеличивается также область, в которой проявляется влияние сжимаемости, что может вызывать торможение несущего винта; поэтому у комбинированных вертолетов необходимо следить за оборотами несущего винта, чтобы они не

уменьшались и не увеличивались. Но у комбинированного вертолета на автожирном режиме несущий винт авторотирует под действием набегающего потока воздуха и уже не связан механической трансмиссией с двигателем, поэтому применяющееся для обычных вертолетов управление оборотами несущего винта изменением оборотов двигателя не пригодно для комбинированного вертолета. Управление оборотами несущего винта комбинированного вертолета может производиться лишь при подводе к несущему винту большей или меньшей мощности от набегающего потока воздуха, что достигается изменением угла атаки несущего винта по отношению к набегающему потоку воздуха.

Управление комбинированного вертолета несколько отличается от управления обычного вертолета. На вертолетном режиме полета комбинированный вертолет управляется подобно обычному вертолету при помощи циклического управления шагом лопастей несущего винта (продольное и поперечное управление) и рулевых винтов (путевое управление); на автожирном режиме полета комбинированный вертолет, имеющий крыло и хвостовое оперение, управляется подобно самолету при помощи аэродинамических рулей.

Следует отметить некоторые особенности комбинированных вертолетов: несущий винт создает полную тягу только при взлете и посадке, а в полете он в значительной степени разгружается крылом. Поэтому у комбинированных вертолетов допускаются значительно большие нагрузки на ометаемую площадь (до 35—40 кг/м<sup>2</sup>), чем у обычных вертолетов.

Комбинированные вертолеты с механическим приводом несущего винта могут быть созданы не только по одновинтовой схеме с рулевыми винтами, но и по двухвинтовой соосной, продольной или поперечной схемам (фиг. 99). Последняя является наиболее рациональной для комбинированных вертолетов с механическим приводом; она дает возможность получить удобную компоновку, когда несущие и тянущие винты вместе с двигателями располагаются на концах крыла, освобождая весь фюзеляж для размещения полезной нагрузки.

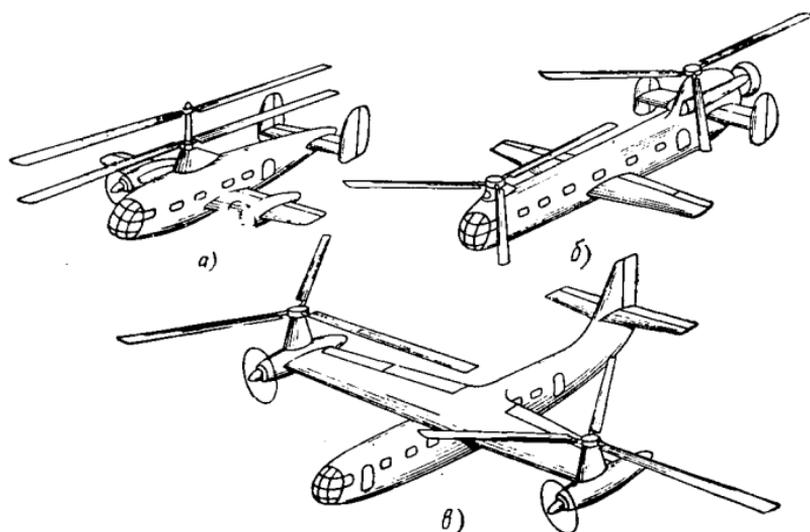
Однако наряду с такими преимуществами, как увеличение максимальной скорости и дальности полета, по сравнению с обычными вертолетами комбинированные вертолеты с механическим приводом обладают и весьма существенным недостатком — более сложной и тяжелой конструкцией. Упрощение и облегчение конструкции комбинированного вертолета может быть достигнуто так же, как это было сделано у обычных вертолетов,— заменой механического привода несущего винта реактивным.

Применение у комбинированных вертолетов реактивного компрессорного привода несущего винта, который, как будет показано дальше, позволяет получить ряд преимуществ по сравнению с механическим приводом. Следует отметить, что наиболее простой реактивный привод с двигателями на концах лопастей не годится для комбинированных вертолетов, так как из-за больших размеров

двигателей значительно ухудшаются характеристики несущего винта при работе его на режиме авторотации.

На фиг. 100 показана компоновочная схема небольшого американского комбинированного вертолета Мак-Доннелл XV-1 с реактивным компрессорным приводом несущего винта. Установленный в фюзеляже поршневой двигатель может приводить через муфту сцепления толкающий воздушный винт или два центробежных компрессора.

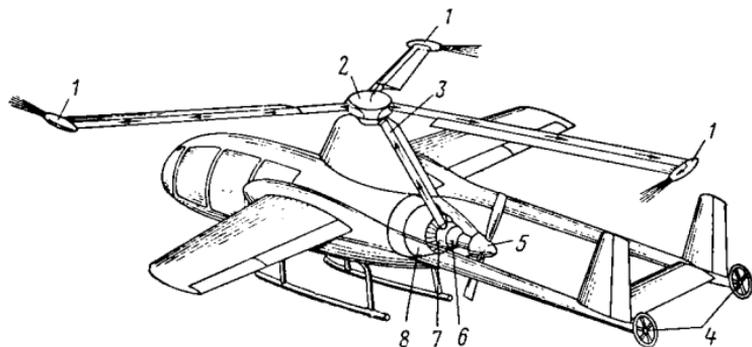
При взлете двигатель приводит компрессоры, от которых сжатый воздух по каналам, пройдя распределительное устройство втул-



Фиг. 99. Комбинированные вертолеты двухвинтовой соосной (а), продольной (б) и поперечной (в) схем.

ки несущего винта, попадает в горелки на концах лопастей, куда подается и топливо. Силой реакции вытекающих из горелок газов приводится во вращение несущий винт, создающий необходимую для взлета подъемную силу. После того, как вертолет совершит вертикальный взлет, его несущий винт под действием управления циклическим шагом наклоняется вперед, благодаря чему возникает горизонтальная составляющая тяги, и вертолет двигается вперед. По мере увеличения скорости полета увеличивается подъемная сила крыла, что позволяет уменьшить подъемную силу несущего винта. Последний требует все меньшей мощности, поэтому остающаяся часть мощности двигателя передается толкающему воздушному винту, шаг лопастей которого постепенно увеличивается. При полете с крейсерской скоростью привод компрессоров отключается и вся мощность двигателя расходуется на привод толкающего винта, а несущий винт авторотирует под действием набегающего потока воздуха.

Преимуществом реактивного компрессорного привода является возможность значительного увеличения мощности на несущем винте по сравнению с мощностью установленного на вертолете двигателя. Если при механическом приводе вследствие различных потерь к несущему винту подводится лишь около 90% мощности двигателя, то при реактивном компрессорном приводе благодаря сжиганию топлива в реактивных горелках мощность на несущем винте во время взлета можно увеличить на 20—30% по сравнению с мощностью двигателя, приводящего компрессор. Большой расход топлива во время взлета (при работе реактивного компрессорного привода) на комбинированном вертолете почти не ограничивает дальности и продолжительности полета, так как весь полет производится на



Фиг. 100. Компонентная схема легкого комбинированного вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта.

1—реактивные горелки, 2—штука несущего винта, 3—канал для подвода сжатого воздуха, 4—рулевые винты, 5—воздушный винт, 6—центробежные компрессоры, 7—муфта сцепления, 8—двигатель.

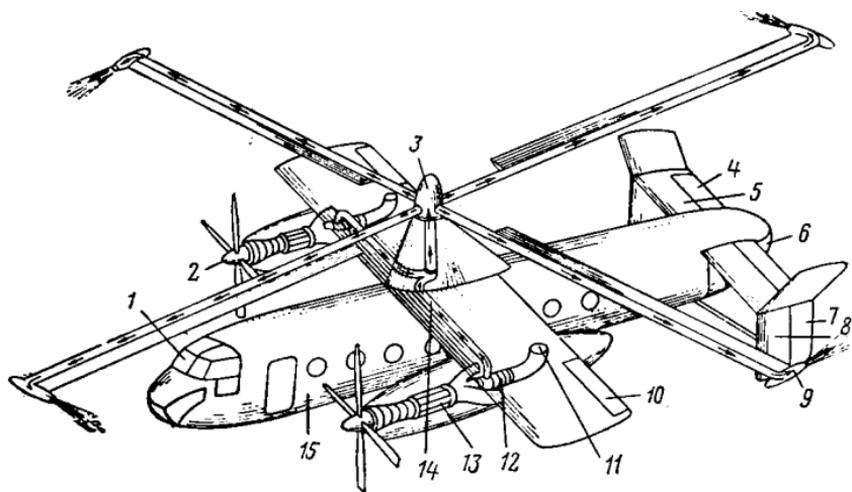
автожирном режиме, который, как уже указывалось, является более экономичным на большой скорости, чем вертолетный режим. Реактивный компрессорный привод включается лишь при взлете и посадке, продолжительность которых не превышает 3—5 мин., что составляет незначительную часть от полной продолжительности полета.

Продольное и поперечное управление показанного на фиг. 100 комбинированного вертолета на вертолетном режиме осуществляется, как у обычного вертолета, наклоном в требуемую сторону несущего винта, а для путевого управления используются два небольших рулевых винта, установленных на хвостовых балках и приводимых во вращение небольшими электродвигателями.

На автожирном режиме вертолет управляется обычными аэродинамическими рулями, элеронами, рулем высоты и рулями направления. Управление несущим и рулевыми винтами и аэродинамическими рулями синхронизировано между собой: при отклонении педалей одновременно отклоняются и рули направления и изменяется шаг рулевых винтов. Первые более эффективны лишь при полете с большой скоростью, в то время как вторые — при малых

скоростях полета, когда действие рулей направления неэффективно.

Показанный на фиг. 100 комбинированный вертолет имеет взлетный вес 2460 кг (вес пустого 1940 кг), его весовая отдача составляет лишь 25%, т. е. меньше, чем у обычного вертолета. Вертолет снабжен поршневым двигателем воздушного охлаждения мощностью 525 л. с. и может перевозить трех-четыре человека. Этот вертолет в 1955 г. достиг скорости полета 320 км/час. Вертолет имеет двухбалочный фюзеляж с хорошо остекленной кабиной, в которой могут разместиться летчик и два-три пассажира или двое раненых с сопровождающим санитаром.



Фиг. 101. Компоновочная схема тяжелого пассажирского комбинированного вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта.

1—кабина экипажа, 2—воздушные винты, 3—штулка несущего винта, 4—руль высоты, 5—стабилизатор, 6—грузовой люк, 7—руль направления, 8—кильевая шайба, 9—реактивная горелка, 10—элероны, 11—воздухозаборник вспомогательного компрессора, 12—вспомогательный компрессор, 13—турбовинтовой двигатель, 14—канал для подвода сжатого воздуха, 15—пассажирская кабина.

Схема комбинированного вертолета с реактивным компрессорным приводом несущего винта позволяет получить хорошие летные характеристики (крейсерскую скорость и дальность полета), приближающиеся к характеристикам самолета, поэтому она представляет интерес для пассажирских авиалиний. На фиг. 101 показана компоновочная схема английского пассажирского комбинированного вертолета Фейри «Ротодайн» с реактивным компрессорным приводом несущего винта.

Вертолет имеет высокорасположенное крыло с установленными на нем в гондолах турбовинтовыми двигателями. Последние специально изготовлены для этого вертолета и приводят через редукторы тянущие винты и через гидравлические муфты сцепления вспомогательные компрессоры. При вертикальном взлете у тянущих винтов устанавливается «нулевой шаг», чтобы они не создавали горизонтальной тяги и потребляли минимальную мощность; при

помощи гидравлической муфты сцепления включается привод вспомогательных компрессоров, которые потребляют почти всю мощность двигателей. Поступая во вспомогательные компрессоры через заборники, расположенные на верхней поверхности крыла, воздух в компрессорах сжимается до 4 ат и отводится по каналам в распределительное устройство втулки несущего винта. Последний имеет четыре лопасти, на концах которых установлены горелки. Распределительное устройство подает сжатый воздух от каждого компрессора в две лопасти, расположенные одна против другой; поэтому при выходе из строя одного двигателя выключаются горелки лишь на двух лопастях, в то время как две другие, к которым подается сжатый воздух от второго двигателя, продолжают работать, и вертолет может продолжать полет.

Переход к автожирному режиму осуществляется постепенно так же, как у вертолета Мак-Доннелл XV-1. Постепенно увеличивается шаг тянущих винтов, которые потребляют больше мощности, в то время как мощность, подводимая к вспомогательным компрессорам, уменьшается. На автожирном режиме вся мощность двигателей расходуется на привод тянущих винтов, а несущий винт авторотирует. При этом 60% полной подъемной силы создается крылом и лишь 40% — несущим винтом.

Переход от автожирного режима к вертолетному для посадки производится в обратном порядке.

На вертолетном режиме поперечное и продольное управление вертолета осуществляется при помощи управления циклическим шагом несущего винта, а путевое управление — дифференциальным изменением тяги тянущих винтов: один из них создает направленную вперед, а другой направленную назад тягу, благодаря чему вертолет поворачивается в требуемую сторону.

На автожирном режиме вертолет управляется аэродинамическими рулями.

Этот вертолет может перевозить 40—50 пассажиров на расстояние до 700 км, развивая скорость около 300 км/час. При взлетном весе 17 700 кг вес полной нагрузки составляет 6800 кг, т. е. весовая отдача вертолета равна 38,5%. Диаметр несущего винта вертолета равен 27,4 м, а нагрузка на ометаемую площадь 30 кг/м<sup>2</sup>. Вертолет отличается большой энерговооруженностью: он снабжен двумя турбовинтовыми двигателями общей мощностью 7000 л. с.

Для взлета и посадки вертолета требуется площадка размерами 60×120 м. На вертолете установлен международный рекорд скорости (для вертолетов с крылом) 307 км/час.

Основным недостатком комбинированного вертолета, как отмечалось уже ранее, является сложность его конструкции. Комбинированный вертолет имеет фактически две несущие системы, создающие подъемную силу (крыло и несущий винт), и два движителя, создающих горизонтальную тягу (несущий винт на вертолетном режиме и тянущие винты на автожирном режиме). На вертолетных режимах полета, когда несущий винт создает и подъемную силу и горизонтальную тягу, крыло и тянущие винты совершенно бес-

полезны. Обе несущие системы и оба типа движителя работают совместно лишь на режимах перехода от одного режима к другому. При увеличении скорости полета на автожирном режиме комбинированный вертолет может перейти к такому режиму полета, когда вся подъемная сила будет создаваться крылом, а вращающийся несущий винт будет лишь мешать полету, создавая дополнительное вредное сопротивление. Такой режим полета называется самолетным, так как комбинированный вертолет летит подобно самолету. Однако скорость полета и на этом режиме не может превосходить 400—500 км/час из-за того, что несущий винт мешает дальнейшему увеличению скорости. Чтобы еще увеличить скорость полета, необходимо каким-либо образом убрать мешающий несущий винт, т. е. преобразовать вертолет в самолет.

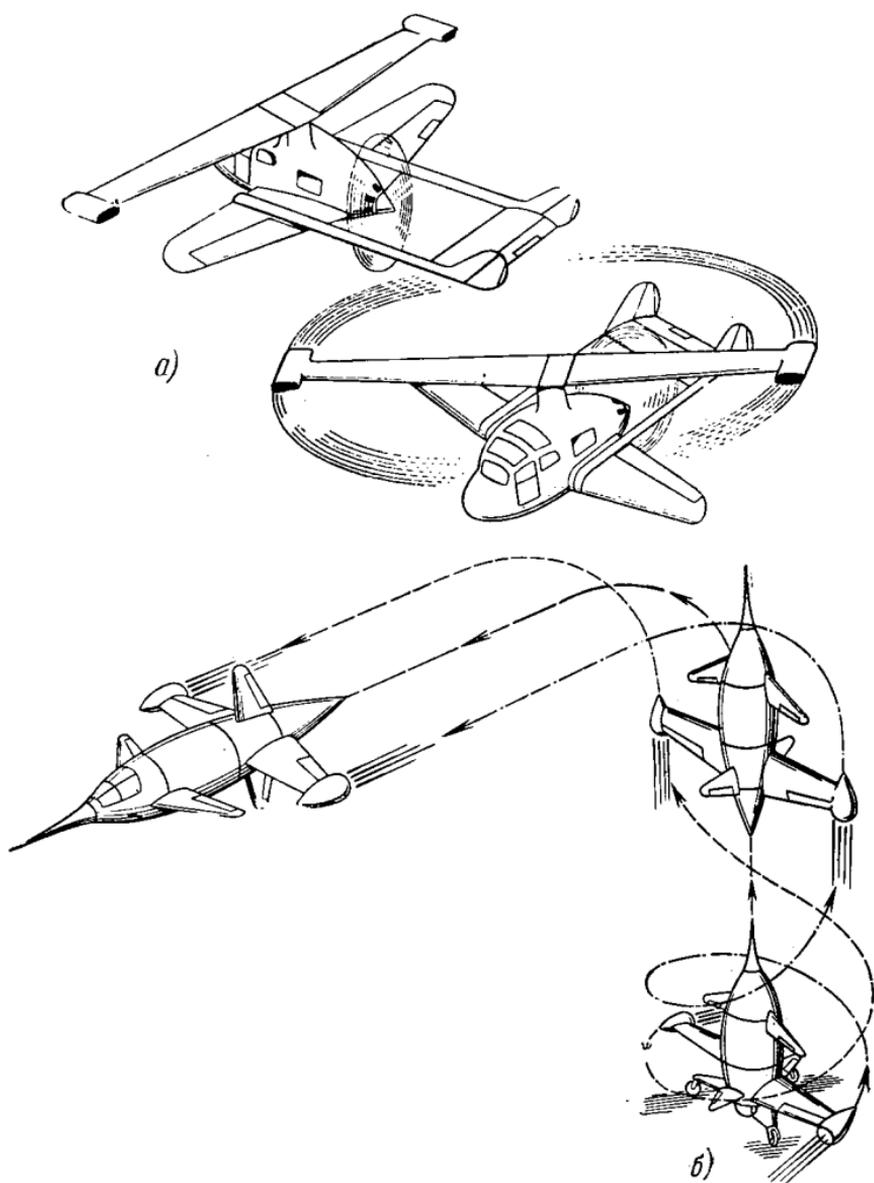
### Вертолеты-самолеты

Вертолетами-самолетами называются винтовые преобразуемые летательные аппараты, которые совершают взлет и посадку подобно вертолету, а при переходе к горизонтальному полету как бы преобразуются в самолет. За рубежом такие летательные аппараты называются конвертопланами (от английских слов convert — преобразовывать и plane — самолет), т. е. преобразуемыми самолетами. Следует отметить, что как у нас, так и за рубежом появлялось чрезвычайно много различных проектов преобразуемых летательных аппаратов или вертолетов-самолетов, большинство из которых так и не было построено, поэтому в настоящей главе рассматриваются наиболее интересные проекты, а также описываются вертолеты-самолеты, которые были построены и успешно испытаны в полете.

Чтобы вращающийся несущий винт не мешал в полете на большой скорости, в некоторых проектах предлагалось в полете несущий винт останавливать, устанавливая его в таком положении, чтобы лопасти либо размещались перпендикулярно направлению полета и могли работать как крыло, либо размещались вдоль направления полета, чтобы несущий винт создавал наименьшее сопротивление.

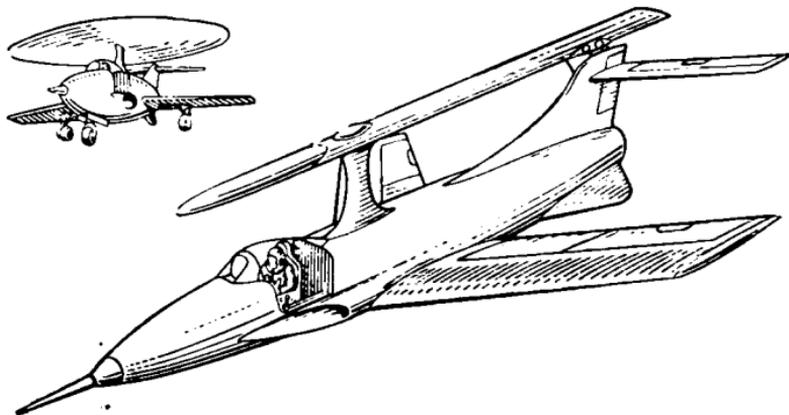
На фиг. 102, а показан проект вертолета-самолета, который имеет крыло и толкающий винт и, кроме того, снабжен двухлопастным несущим винтом с реактивным приводом. При взлете и посадке вращающийся несущий винт создает необходимую подъемную силу, а при переходе к горизонтальному полету затормаживается и устанавливается, как показано на фиг. 102, превращаясь в крыло. По такой схеме в США конструктором Герриком был построен экспериментальный вертолет-самолет, снабженный несущим винтом, на концах которого установлены прямоточные реактивные двигатели. Конструкция такого вертолета-самолета получается сложной, так как он имеет и крыло и несущий винт.

Чтобы упростить конструкцию вертолета-самолета, в других проектах предлагалось не устанавливать крыло, а использовать для создания подъемной силы в горизонтальном полете несущий винт, лопасти которого, устанавливаясь неподвижно, превращаются



Фиг. 102. Проекты вертолетов-самолетов с остацавливающимися в горизонтальном полете несущим винтом, превращающимся в крыло.  
*a*—с крылом; *б*—без крыла.

в крыло. Схема такого вертолета-самолета показана на фиг. 102, б. При взлете фюзеляж вертолета-самолета должен занимать вертикальное положение. Установленный в центральной части фюзеляжа несущий винт имеет реактивный привод, так как приводится во вращение небольшими турбореактивными двигателями, установленными на концах лопастей. После взлета, когда вертолет-самолет наберет большую скорость, угол атаки лопастей увеличивается и обороты несущего винта уменьшаются, затем одна из лопастей поворачивается на  $90^\circ$  и несущий винт останавливается, превращаясь в крыло с установленными на концах турбореактивными двигателями, создающими вертикальную тягу. После этого, продолжая двигаться по инерции и под действием тяги двигателей, вертолет-



Фиг. 103. Проект вертолета-самолета с останавливающимся в горизонтальном полете несущим винтом.

самолет переходит к горизонтальному полету, в котором подъемная сила создается крылом, а горизонтальная тяга — турбореактивными двигателями.

Возможна еще одна схема вертолета-самолета с останавливающимся несущим винтом, лопасти которого устанавливаются вдоль направления полета, создавая наименьшее сопротивление. На фиг. 103 показан проект вертолета-самолета, который представляет собой скоростной реактивный самолет с установленным сверху на пилоне однолопастным несущим винтом, имеющим реактивный компрессорный привод. В горелку на конце лопасти подается сжатый воздух, отбираемый у компрессора турбореактивного двигателя.

У всех описанных проектов скоростных вертолетов-самолетов, использующих для вертикального взлета и посадки несущий винт, останавливаемый затем в полете, основным недостатком является сложность их конструкции, поэтому они обычно не выходили из стадии проектирования или эксперимента. Усиленная работа над проектами таких вертолетов-самолетов объясняется тем, что несущий винт позволяет получить значительную тягу при сравнительно

небольшой подводимой к нему мощности, что было очень важно при малой мощности силовой установки. Однако сейчас, когда современные скоростные самолеты имеют огромную тяговооруженность, нет нужды в таких сложных аппаратах, так как становится возможным вертикальный взлет при создании вертикальной тяги установленными на самолете двигателями.

По сравнению с вертолетами-самолетами с останавливающими винтами больший интерес представляют вертолеты-самолеты, у которых для взлета и посадки и для горизонтального полета используются одни и те же винты. Такой вертолет-самолет взлетает и садится подобно обычному вертолету и его винты работают как несущие винты вертолета, создавая вертикальную тягу. При переходе к горизонтальному полету винты наклоняются вперед на  $90^\circ$ , как показано на фиг. 7, и работают уже как тянущие воздушные винты, создающие горизонтальную тягу, в то время как подъемная сила на этом режиме создается крылом.

В связи с тем, что винт вертолета-самолета должен работать во время полета на двух совершенно различных режимах — вертолетном и самолетном, — чрезвычайно затрудняется подбор винта, одинаково хорошо работающего на обоих режимах. Это обусловлено противоречивыми требованиями к винту при работе его на вертолетном и самолетном режимах.

На вертолетных режимах, т. е. при висении, вертикальном подъеме или снижении, или при полете с небольшой горизонтальной скоростью винт работает как несущий винт вертолета и создает вертикальную тягу, равную взлетному весу вертолета-самолета. Наиболее рациональным для полета на этом режиме будет винт большого диаметра с небольшой нагрузкой на ометаемую площадь и с лопастями, имеющими небольшую крутку, около  $8-10^\circ$ . У такого винта для избежания больших изгибающих нагрузок лопасти должны шарнирно крепиться к втулке, что позволит им совершать маховое движение при полете на вертолетных режимах.

На самолетном режиме винт создает горизонтальную тягу, величина которой уже в  $8-10$  раз меньше тяги при вертолетных режимах. Это вызвано тем, что тяга винта при одной и той же подводимой к нему мощности уменьшается при увеличении скорости полета. Для самолетного режима полета в отличие от вертолетного наиболее рациональным является винт небольшого диаметра с большой нагрузкой на ометаемую площадь. Лопасти такого винта должны иметь большую крутку, около  $35-40^\circ$ .

Чтобы получить хорошие характеристики на обоих режимах, для вертолетов-самолетов применяются винты несколько меньшего, чем для вертолетов, диаметра, с большей нагрузкой на ометаемую площадь, до  $40-50 \text{ кг/м}^2$ . Такие винты имеют шарнирно прикрепленные лопасти с круткой около  $20^\circ$ , что является компромиссным решением между требованиями к винту на обоих режимах. Кроме того, при переходе от вертолетного к самолетному режиму полета необходимо уменьшить скорость вращения винта примерно на  $50\%$  по сравнению со скоростью вращения на режиме висения, чтобы

получить хороший к. п. д. винта. Поэтому вертолеты-самолеты должны снабжаться трансмиссией с двухскоростной передачей, позволяющей получить различные обороты винтов на вертолетном и самолетном режимах.

Особую сложность представляет процесс перехода от одного режима к другому, так как при этом изменяется положение винта и величина действующих на него сил и моментов.

Управление вертолета-самолета получается довольно сложным. На самолетном режиме вертолет-самолет управляется обычными аэродинамическими рулями, а на вертолетном режиме — при помощи управления циклическим и общим шагом несущих винтов. Оба вида управления должны быть синхронизированы, чтобы можно было управлять вертолетом-самолетом при помощи одних и тех же органов управления, расположенных в кабине.

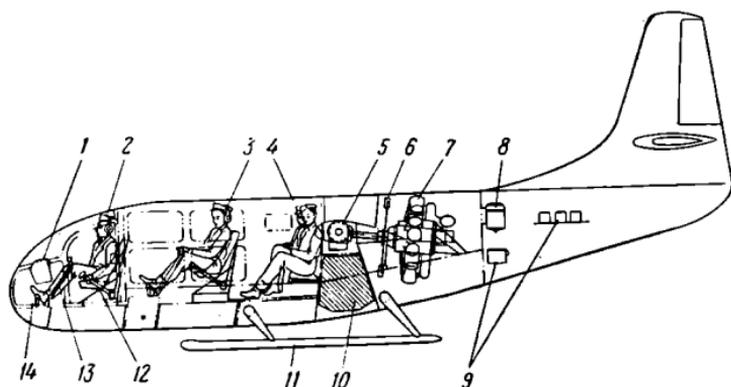
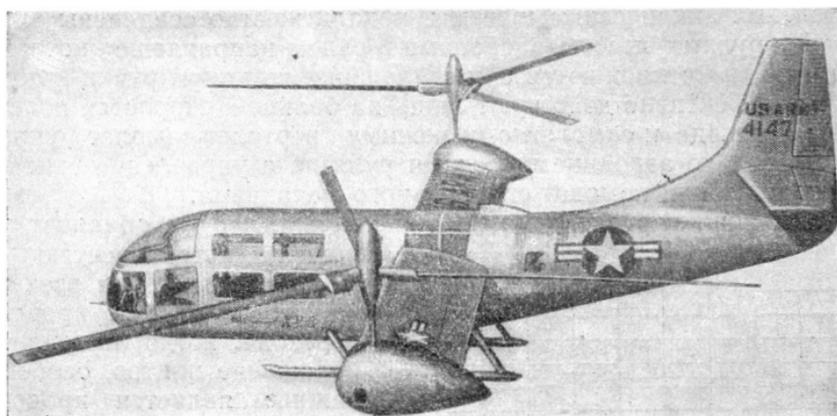
По такой схеме за рубежом в последние годы построен ряд опытных и экспериментальных вертолетов-самолетов, которые сейчас проходят летные испытания. Самым интересным из них по конструкции и летным данным является американский вертолет-самолет Белл XV-3, общий вид которого и компоновочная схема показаны на фиг. 104. Этот вертолет-самолет, предназначенный для разведки, связи и санитарно-спасательной службы, по компоновке представляет собой моноплан с высоко расположенным крылом, на концах которого имеются небольшие гондолы.

Установленный в фюзеляже поршневого двигателя мощностью 450 л. с. приводит через механическую трансмиссию, состоящую из главного двухскоростного редуктора и двух промежуточных редукторов и соединительных валов, два трехлопастных винта диаметром 7,3 м с шарнирным креплением лопастей. Последние имеют крутку в  $20^\circ$ . Ступицы несущих винтов снабжены регуляторами взмаха. Редукторы винтов, установленные в гондолах на упругих опорах, снабжены механизмами поворота и при переходе могут поворачиваться при помощи червячной передачи от небольших электродвигателей, благодаря чему винты наклоняются вперед на  $90^\circ$ , как показано на фиг. 7. Процесс перехода от одного режима к другому занимает 15—20 сек.

Крыло вертолета-самолета имеет сравнительно небольшую площадь, около  $11 \text{ м}^2$ . Следует отметить, что крыло вследствие своего расположения в потоке от винтов вызывает некоторое уменьшение их тяги на вертолетном режиме, примерно на 6%. На крыле имеются элероны и выдвижные закрылки. В случае аварии двигателя вертолет-самолет может совершить вынужденную посадку с планированием либо на вертолетном режиме с авторотирующими винтами, либо по-самолетному.

Вертолет-самолет имеет хорошие аэродинамические формы. В носовой части расположена большая кабина, в которой размещаются летчик и двое пассажиров или летчик и раненый (вместе с носилками) с сопровождающим санитаром. Вертолет-самолет имеет сравнительно большое вертикальное и горизонтальное оперение, улучшающее его устойчивость при малых скоростях полета.

Взлетный вес вертолета-самолета составляет 2180 кг, а вес пустого — 1630 кг, т. е. весовая отдача равна 25%. При установке турбовинтового двигателя весовая отдача такого вертолета-самолета может быть увеличена до 30%.



Фиг. 104. Вертолет-самолет с поворачивающимися винтами (сверху) и его компоновочная схема (снизу).

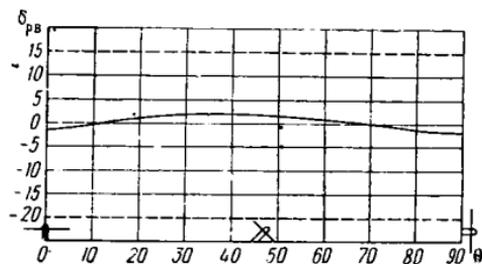
1—приборная доска, 2—летчик, 3—второй летчик, 4—пассажиры, 5—механизм поворота винтов, 6—вентилятор, 7—двигатель, 8—маслобак, 9—радиооборудование, 10—топливный бак, 11—лыжное шасси, 12—рычаг управления общим шагом, 13—ручка управления циклическим шагом, 14—педали.

На вертолетных режимах полета вертолет-самолет с установленными на концах крыла винтами подобен вертолету поперечной схемы и на нем используется такое же управление циклическим и общим шагом винтов: при продольном управлении оба винта наклоняются при помощи управления циклическим шагом в одну сторону, а при путевом — в разные стороны; поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением общего шага винтов. Следует отметить, что продольное управление вертолета-самолета

можно обеспечивать одновременным наклоном винтов без управления циклическим шагом.

Летчик управляет вертолетом-самолетом на вертолетном режиме при помощи обычных вертолетных органов управления: ручки управления циклическим шагом, педалей и рычага шаг-газа. Ручка управления циклическим шагом и педали жестко соединены проводкой с рулями высоты, элеронами и рулем направления, которые, хотя и всегда отклоняются при отклонении летчиком ручки и педалей, но эффективно действуют лишь на больших скоростях полета. После перехода к самолетному режиму вертолет-самолет управляется только аэродинамическими рулями, а управление винтами отключается при помощи специального механизма.

Испытания вертолета-самолета показали, что он обладает хорошей устойчивостью и управляемостью на всех режимах полета. В процессе перехода, когда изменяется положение винтов, особенно важным является продольное управление для балансировки вертолета. Приведенный на фиг. 105 график показывает, что для балансировки вертолета-самолета при повороте винтов на  $90^\circ$  требуется лишь незначительное отклонение руля высоты, не превышающее  $\pm 3^\circ$ .



Фиг. 105. Зависимость отклонения руля высоты  $\delta_{рв}$  при продольном управлении для балансировки вертолета-самолета в процессе перехода от угла поворота винтов  $\theta$ .

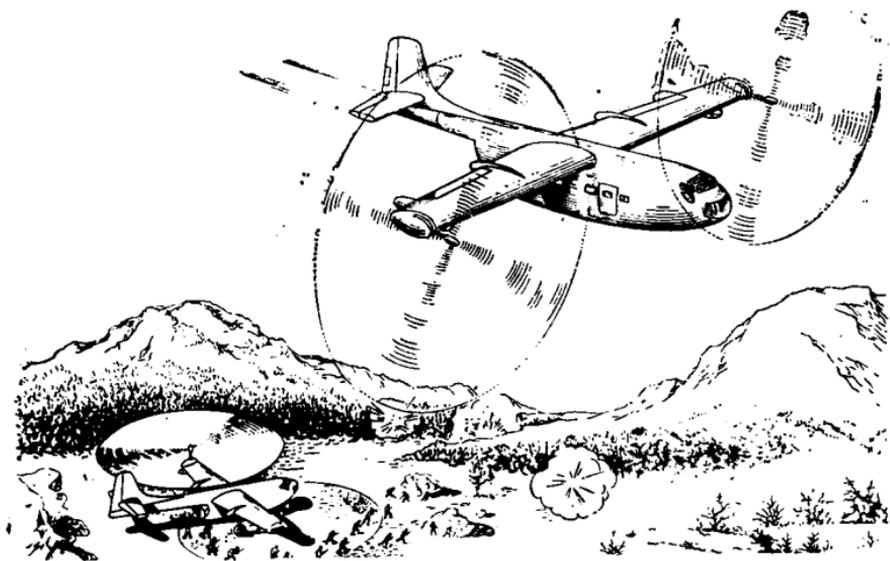
Максимальная скорость вертолета-самолета из-за малой мощности двигателя невелика и не превышает  $300 \text{ км/час}$ . При установке более мощного турбовинтового двигателя скорость полета может быть увеличена до  $500\text{--}600 \text{ км/час}$ .

По такой схеме возможно создание тяжелых вертолетов-самолетов с большой грузоподъемностью (фиг. 106). Компоновка их может быть более рациональна, чем у описанного вертолета-самолета, так как двигатели могут размещаться в гондолах на крыле, освобождая весь фюзеляж для полезной нагрузки. Установка двух и более двигателей повышает также безопасность полета в случае выхода из строя одного двигателя.

Недостатком вертолетов-самолетов является сложность их конструкции и низкая весовая отдача, которая, конечно, ниже, чем у самолета, и в лучшем случае приближается к весовой отдаче вертолета. Однако следует учесть, что вертолет-самолет — более экономичный летательный аппарат по сравнению с вертолетом благодаря тому, что у него километровый расход топлива при полете на самолетном режиме меньше, чем у вертолета такого же взлетного веса. Поэтому вертолет-самолет может быть использован как вид транспорта при полете на дальние расстояния.

У вертолетов-самолетов применяются винты с шарнирным креплением лопастей и со сравнительно небольшой нагрузкой на лопасти, позволяющие получить до 3—4 кг тяги на л. с., в связи с чем вертолеты-самолеты смогут достичь большой грузоподъемности при относительно небольшой мощности силовой установки.

Дальнейшее развитие вертолетов-самолетов — создание вертикально взлетающих самолетов, которые имеют обычные жесткие самолетные винты и нуждаются в специальных системах управления при вертикальном взлете и посадке. У таких самолетов винты



Фиг. 106. Проект тяжелого транспортного вертолета-самолета с поворачивающимися винтами.

создают значительно меньшую тягу, чем у вертолетов-самолетов, — не более 1,5—2 кг/л. с., поэтому эти самолеты должны иметь очень мощную силовую установку.

### О вертикальном взлете и посадке самолета

Одно из направлений развития безаэродромной авиации состоит в разработке конструкций вертикально взлетающих самолетов, скорость полета которых может быть такой же, как у обычных самолетов. Интерес к таким самолетам объясняется, с одной стороны, большими перспективами их применения в гражданском хозяйстве и вооруженных силах, а с другой стороны, тем, что только комбинированные вертолеты и вертолеты-самолеты могут достичь скорости полета до 400—600 км/час, в то время как современные вертолеты, обладающие целым рядом преимуществ, из которых основным

является возможность поднимать большой груз при относительно небольшой мощности силовой установки, имеют ограниченную скорость полета до 250 км/час.

Что же представляют собой вертикально взлетающие самолеты и чем они отличаются от обычных самолетов?

Вертикально взлетающими самолетами называются скоростные самолеты, обладающие большой тяговооруженностью, которые могут совершать вертикальный взлет и посадку и висеть неподвижно в воздухе. За рубежом такие самолеты получили обозначение VTOL (по начальным буквам английских слов Vertical Take-Off and Landing — вертикальный взлет и посадка).

Для того чтобы самолет мог вертикально взлететь или висеть неподвижно в воздухе, необходимо, прежде всего, чтобы его силовая установка развивала при взлете тягу, превышающую взлетный вес самолета или равную весу самолета на режиме висения. Таким образом, тяговооруженность вертикально взлетающего самолета должна быть больше единицы.

У любой из силовых установок самолета — поршневых или турбовинтовых двигателей, приводящих воздушные винты, или различных реактивных двигателей — необходимая для вертикального взлета тяга  $P$  создается за счет отбрасывания вниз массы воздуха или газов  $m$  со скоростью  $v$ .

Для силовой установки вертикально взлетающего самолета могут использоваться лишь такие двигатели, которые могут создавать статическую тягу (при работе двигателя на месте). К таким двигателям относятся: 1) турбовинтовые или поршневые двигатели, приводящие воздушные винты; 2) турбореактивные двигатели; 3) ракетные двигатели. Последние имеют очень большой расход топлива и поэтому могут использоваться при действии их в течение непродолжительного времени, как стартовые ускорители.

Определим, какая силовая установка будет наиболее экономичной для вертикально взлетающего самолета. Для этого запишем секундную работу  $T$ , затраченную на создание тяги  $P$ , в следующем виде  $T = mv^2/2$  или, выражая ее в лошадиных силах, получим

$$N = \frac{mv^2}{150\eta_0},$$

где  $\eta_0$  — коэффициент полезного действия силовой установки, учитывающей, какая часть мощности силовой установки расходуется на отбрасывание масс воздуха или газов.

Наиболее выгодной будет силовая установка, которая позволит получить наибольшее отношение тяги к мощности:

$$\frac{P}{N} = \frac{mv}{\frac{mv^2}{150\eta_0}} = \frac{150\eta_0}{v}.$$

Очевидно, что отношение тяги к мощности  $P/N$  тем больше, чем меньше скорость  $v$  отбрасывания воздуха или газов. Однако, с другой стороны, чем меньше скорость отбрасывания  $v$ , тем меньше и

развиваемая силовой установкой тяга  $P=mv$ ; поэтому для получения большой тяги при малых скоростях отбрасывания требуется увеличивать массу отбрасываемого в единицу времени воздуха или газов.

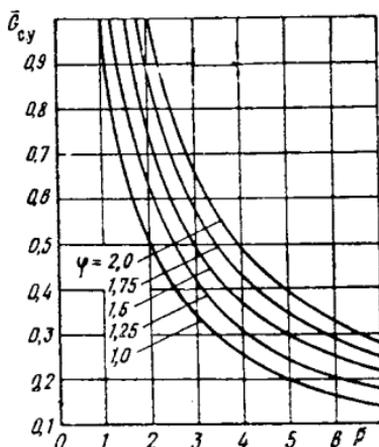
Силовая установка, состоящая из турбореактивных двигателей, у которых тяга создается отбрасыванием относительно небольших масс воздуха с очень большими скоростями, до 600—700 м/сек, будет менее выгодной и менее экономичной по сравнению с силовой установкой, в которой тяга создается воздушными винтами, отбрасывающими большую массу воздуха с относительно небольшой скоростью (не более 50—60 м/сек).

Поэтому у самолетных воздушных винтов можно получить при работе на месте 1,5—1,8 кг тяги/л. с., в то время как у реактивного двигателя это отношение (при пересчете на эквивалентному расходу топлива) составляет не более 0,25 кг тяги/э. л. с. Следует отметить, что вертолетные несущие винты с небольшой нагрузкой на ометаемую площадь, позволяющие получить отношение тяги к мощности около 5 кг тяги/л. с., — наиболее экономичное средство вертикального взлета.

Другими важными характеристиками силовой установки вертикально взлетающего самолета являются ее удельная тяга  $\bar{P}$ , представляющая отношение тяги  $P$  к весу силовой установки  $G_{с.у.}$  ( $\bar{P}=P/G_{с.у.}$ ), и ее

удельный вес  $\bar{G}_{с.у.}$ , представляющий отношение веса силовой установки к взлетному весу самолета. Известно, что  $P=\varphi G$ , поэтому можно записать  $\bar{P}=\varphi G/G_{с.у.}=\varphi/\bar{G}_{с.у.}$  или  $\bar{G}_{с.у.}=\varphi/\bar{P}$ . Полученное выражение может быть изображено графиком, который позволяет установить (фиг. 107), какой удельный вес будет иметь силовая установка вертикально взлетающего самолета на режиме висения у земли ( $P=G$  и  $\varphi=1$ ) или вертикального подъема ( $P>G$  и  $\varphi>1$ ) в зависимости от величины удельной тяги  $\bar{P}$ . Следует отметить, что создание вертикально взлетающих самолетов стало возможным лишь с появлением реактивных двигателей, позволяющих получить большую удельную тягу.

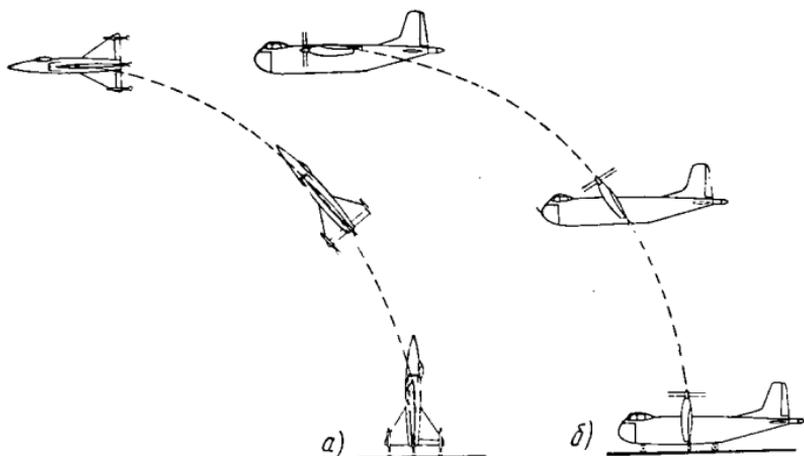
Вертикальный взлет и посадка самолета могут производиться двумя совершенно различными способами. При первом способе самолет совершает взлет и посадку при вертикальном положении фюзеляжа, а при переходе от вертикального взлета к горизонтальному полету и обратно к вертикальной посадке весь самолет пово-



Фиг. 107. Зависимость удельного веса силовой установки  $G_{с.у.}$  вертикально взлетающего самолета от удельной тяги  $\bar{P}$  при различной тяговооруженности  $\varphi$ .

рачивается относительно своей поперечной оси, как показано на фиг. 108. Очевидно, что такой способ взлета и посадки допустим лишь для скоростных одноместных самолетов типа истребителей, но не может быть применим для транспортных и пассажирских самолетов, так как изменение положения фюзеляжа в процессе перехода чрезвычайно затрудняет размещение пассажиров и грузов.

В связи с тем, что положение вертикально взлетающего самолета изменяется при переходе от вертикального взлета к горизонтальному полету и обратно к вертикальной посадке, возможно достижение больших углов атаки крыла и возникновение срыва потока. Поэтому у таких самолетов применяются треугольные крылья ма-



Фиг. 108. Различные способы вертикального взлета.

*а*—при вертикальном положении фюзеляжа, *б*—при горизонтальном положении фюзеляжа.

лого удлинения, которые в меньшей степени подвержены срыву потока на больших углах атаки, чем прямые крылья. Конструкция шасси такого самолета может быть очень простой, так как его можно выполнить неубирающимся. В связи с изменением положения фюзеляжа при переходе появляется новое требование — гидромаслосистемы, электрооборудование и т. п. должны работать при любом положении фюзеляжа.

При втором способе взлета и посадки (фиг. 108) самолет сохраняет на всех режимах горизонтальное положение фюзеляжа. Необходимая для вертикального взлета и посадки вертикальная тяга у таких самолетов может быть создана поворотом винтов или реактивных двигателей или отклонением вниз потока газов реактивных двигателей или потока воздуха от винтов. В последнем случае уже не требуется поворачивать винты или двигатели, что, конечно, более удобно для компоновки самолета. Возможна также установка двух отдельных групп двигателей: одних двигателей, используемых только для вертикального взлета и посадки, и других — только для горизонтального полета. Сохранение горизонтального положения

фюзеляжа самолета на всех режимах полета составляет преимущество этого способа взлета и посадки. По такой схеме становится возможным создание вертикально взлетающих тяжелых транспортных и пассажирских самолетов.

Разнообразие построенных опытных и экспериментальных вертикально взлетающих самолетов несколько затрудняет их классификацию. Наиболее целесообразно классифицировать их по способу взлета и посадки и принципу создания тяги при взлете и посадке (фиг. 109).

1. Самолеты, имеющие вертикальное положение фюзеляжа при взлете и посадке:

1) самолеты с турбовинтовыми двигателями;

2) самолеты с турбореактивными двигателями; к этому типу относятся также колеоптеры (2а) — самолеты с кольцевым крылом и комбинированной силовой установкой, состоящей из турбореактивного и прямоточного двигателей.

2. Самолеты, имеющие горизонтальное положение фюзеляжа на всех режимах полета:

3) самолеты с поворачивающимися винтами; к этому типу можно отнести также самолеты с поворачивающимися винтами, заключенными в кольцевые каналы (3а);

4) самолеты, у которых поток воздуха от винтов отклоняется вниз при помощи специальных устройств;

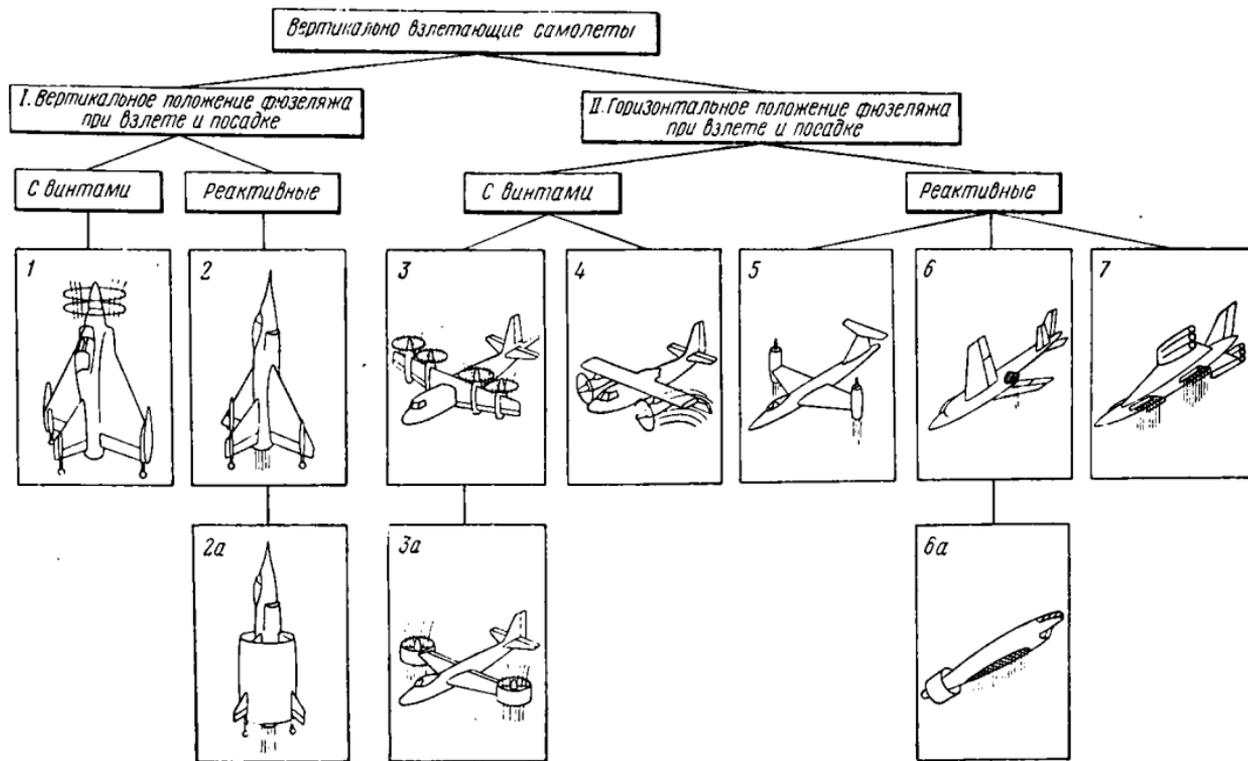
5) самолеты с поворачивающимися турбореактивными двигателями;

6) самолеты, у которых поток газов турбореактивных двигателей отклоняется вниз при помощи специальных устройств; такие самолеты могут вообще не иметь крыла (6а);

7) самолеты с отдельными реактивными двигателями для вертикального взлета и посадки и для горизонтального полета.

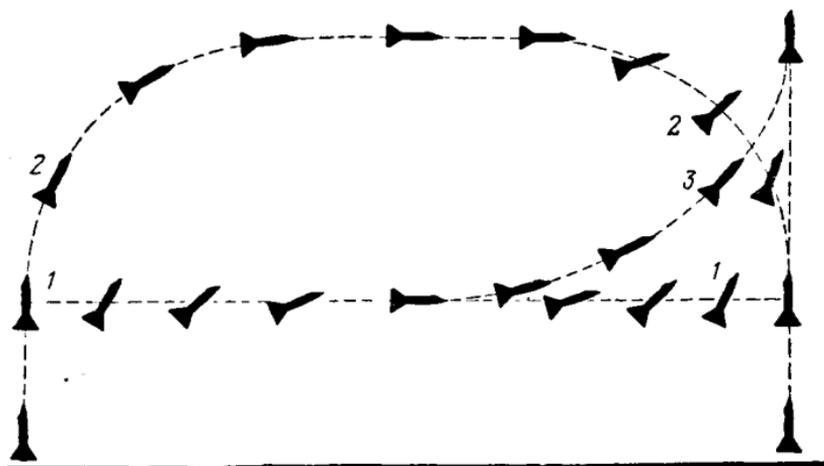
Траектории взлета и посадки вертикально взлетающих самолетов могут быть различны, как показано на фиг. 110. Совершив вертикальный взлет, самолет может перейти к горизонтальному полету либо на одной высоте по траектории 1, либо с набором высоты по траектории 2. Переход от горизонтального полета к вертикальной посадке может также производиться на одной высоте по траектории 1 или с набором высоты «свечкой» с последующим вертикальным снижением 3. Кроме того, возможен переход со снижением по траектории 2.

Если в процессе перехода от одного режима к другому фюзеляж самолета занимает различное положение (вертикальное при взлете и посадке и горизонтальное при горизонтальном полете), как показано на фиг. 111, то связанная с самолетом система осей меняет свое положение относительно земных осей таким образом, что поперечная ось остается неизменной, продольная ось самолета  $Ox_1$  при вертикальном взлете соответствует оси  $Oy$ , а нормальная ось  $Oy_1$  — оси  $Ox$ ; при переходе к горизонтальному полету ось  $Oz_1$  совпадает с осью  $Oz$  и ось  $Oy_1$  — с осью  $Oy$ . Очевидно, что при использовании одних и тех же рулей на обоих режимах (что возмож-



Фиг. 109. Классификация вертикально взлетающих самолетов.

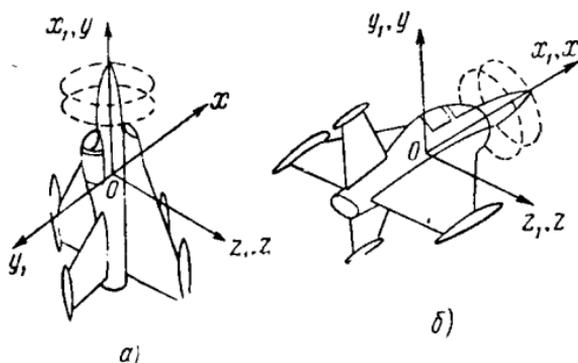
но, например, у самолетов с рулями, расположенными в потоке от винта) поперечное управление при вертикальном взлете будет со-



Фиг. 110. Траектории перехода от вертикального взлета к горизонтальному полету и к вертикальной посадке.

1—постепенный переход на одной высоте, 2—переход к горизонтальному полету с набором высоты и переход к посадке со снижением, 3—переход к посадке с предварительным набором высоты.

ответствовать путевому при горизонтальном полете и наоборот. Неизменным сохраняется только продольное управление.



Фиг. 111. Изменение положения связанных осей координат самолета, имеющего вертикальное положение фюзеляжа при взлете в процессе перехода от вертикального взлета (а) к горизонтальному полету (б).

$X, Y, Z$ —земные оси координат,  $X_1, Y_1, Z_1$ —связанные оси координат.

Особенностью полета вертикально взлетающих самолетов является режим вертикального взлета и посадки и режимы перехода

к горизонтальному полету и обратно. На этих режимах требуются специальные системы управления, обеспечивающие устойчивость и управляемость самолета, так как аэродинамические рули из-за малых скоростей полета при этих режимах неэффективны. Режим горизонтального полета не имеет никаких особенностей, так как не отличается от обычного режима полета самолета.

Рассмотрим основные три режима полета и силы, действующие на самолет на этих режимах.

1. Режимы вертикального взлета, висения и снижения: на этих режимах на самолет действуют силы тяги двигателя и веса самолета (разница этих сил создает вертикальное ускорение самолета), аэродинамические силы пренебрежимо малы, зато весьма существенны силы инерции.

2. Режим перехода от вертикального взлета к горизонтальному полету и обратно; на этом режиме на самолет действуют силы тяги двигателя и веса самолета, а также аэродинамические силы и силы инерции, которые могут иметь значительную величину.

3. Режим установившегося горизонтального полета, как указывалось, не отличается от обычного режима полета самолета: на этом режиме действуют силы тяги двигателя и сила веса самолета и аэродинамические силы; силы инерции возникают при неустановившемся или криволинейном режиме полета.

Наиболее сложным с точки зрения нагрузок, действующих на самолет, будет режим перехода, так как на этом режиме изменяются величина и направление сил.

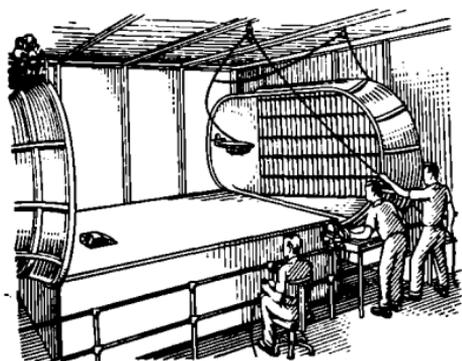
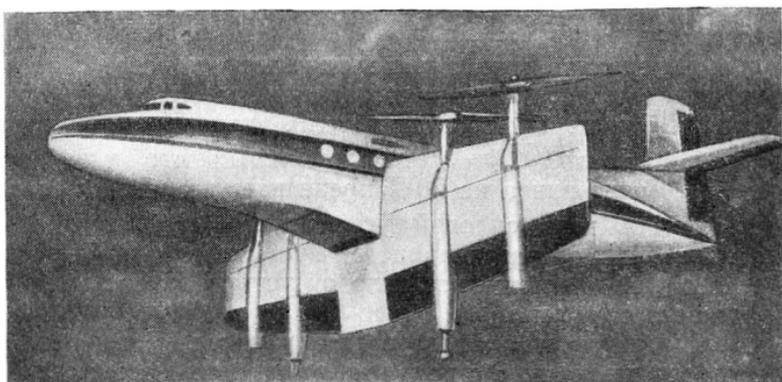
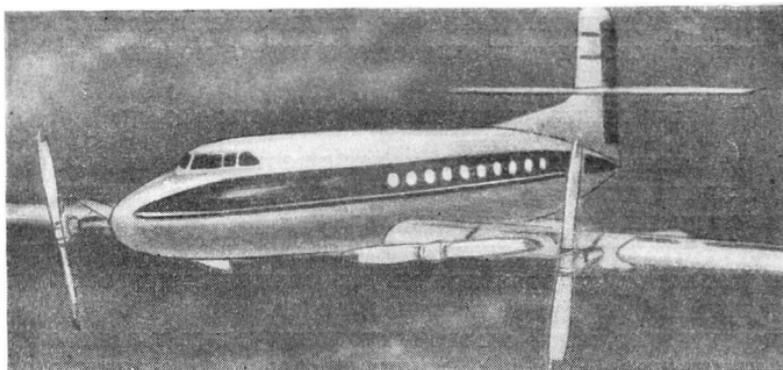
Создание эффективной системы управления, обеспечивающей управляемость самолета на всех режимах полета, является чрезвычайно сложной задачей. Для анализа такой системы необходимо рассмотреть движение самолета при взлете, переходе к горизонтальному полету и обратном переходе от горизонтального полета к вертикальной посадке.

Особенное внимание должно быть обращено на устранение гироскопического эффекта вращающихся масс двигателя и винтов, который затрудняет управление при малых скоростях полета (при вертикальном взлете и посадке и при переходе), когда аэродинамические рули еще не эффективны.

Гироскопический эффект вращающихся винтов может быть устранен установкой соосных винтов. При применении ТРД также необходимо устранить влияние гироскопического эффекта, что возможно при установке двух ТРД с противоположным вращением или отклоняемых поверхностей в струе ТРД.

Устойчивость и управляемость вертикально взлетающих самолетов во время взлета, посадки и перехода от одного режима к другому недостаточно изучена. Поэтому для оценки устойчивости и управляемости вертикально взлетающих самолетов оказалось весьма целесообразным проведение предварительных испытаний их летающих моделей, подобных во всем самолетам, но имеющим в несколько раз меньшие размеры. Модели снабжаются электродвигателями, приводящими воздушные винты или компрессоры

(устанавливаемые вместо турбореактивных двигателей). Управление моделями в полете осуществляется по радио. На фиг. 112 пока-



Фиг. 112. Модель вертикально взлетающего самолета (сверху) и ее испытания в свободном полете (снизу).

заны модель вертикально взлетающего самолета и ее испытание в свободном полете в открытой рабочей части аэродинамической

грубы. Электрический ток к электродвигателям, приводящим винты, подается по кабелю, присоединенному к модели при помощи специальной системы подвески. Для предотвращения падения модели при аварии двигателей к ней присоединяется предохранительный трос, который свободно провисает при полете модели.

### Вертикально взлетающие самолеты с винтами

Первые попытки создать самолет с вертикальным взлетом и посадкой, предпринимавшиеся еще на самолетах с винтами, приводимыми поршневыми двигателями, оканчивались всегда неудачей, так как для вертикального взлета самолета требуется очень мощная силовая установка, которая при использовании поршневых двигателей получается огромной по весу и по размерам.

Удельный вес такой силовой установки, отнесенный к ее мощности, будет равен  $0,6 \text{ кг/л. с.}$  (так как удельный вес поршневого двигателя составляет в среднем  $0,5 \text{ кг/л. с.}$ , а удельный вес винта —  $0,1 \text{ кг/л. с.}$ ).

Чтобы определить, какую часть от взлетного веса вертикально взлетающего самолета должен составлять вес его силовой установки, состоящей из поршневого двигателя, приводящего винт, воспользуемся формулой  $G_{с.у} = \varphi \bar{P}$ . Если принять, что тяговооруженность  $\varphi = 1,2$  (тяга винта на 20% превышает взлетный вес самолета) и удельная тяга силовой установки  $\bar{P} = 2,7$  (для обычного самолетного винта, развивающего при работе на месте тягу  $\sim 1,6 \text{ кг/л. с.}$ ), то удельный вес силовой установки составит 45% от взлетного веса самолета.

Возможность вертикального взлета и посадки самолета с винтом стала реальной лишь с появлением турбовинтовых двигателей, удельный вес которых составляет  $\sim 0,22\text{--}0,25 \text{ кг/л. с.}$ , а у лучших моделей — даже  $0,18 \text{ кг/л. с.}$  Удельный вес силовой установки (при таких же данных винта) вертикально взлетающего самолета получится равным 28—22% от веса самолета. Благодаря небольшому размеру турбовинтовые двигатели легче разместить на самолете.

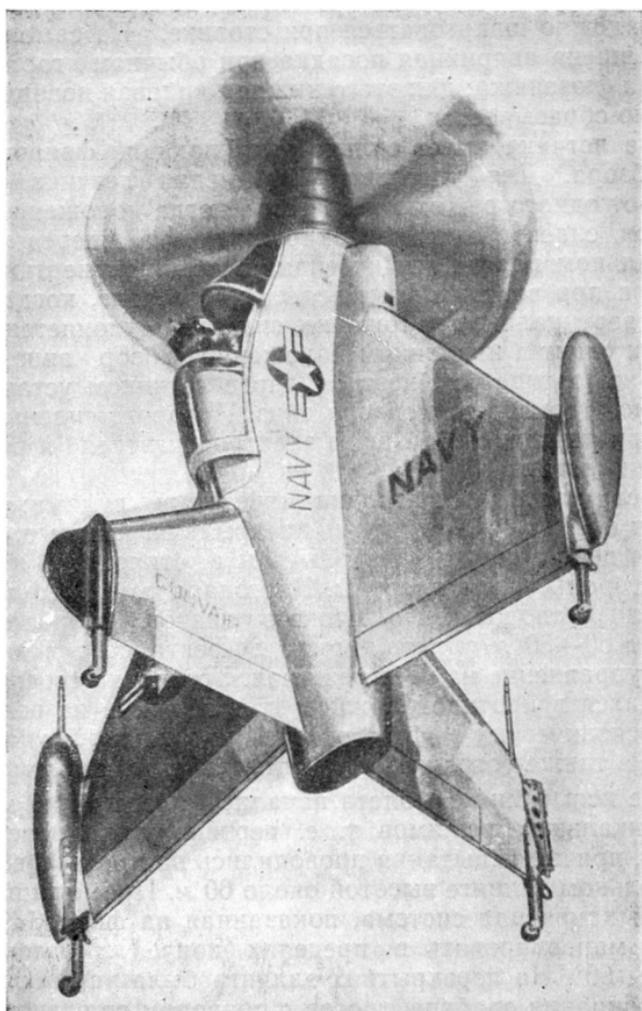
Длительное время большое внимание уделялось работам по созданию скоростного вертикально взлетающего самолета.

Такой самолет предполагалось использовать как истребитель или штурмовик. На одном из таких построенных в 1953 г. в США экспериментальных самолетов Конвэр XFV-1, показанном на фиг. 113, были впервые произведены вертикальный взлет и посадка и переходы от вертикального взлета к горизонтальному полету с последующей вертикальной посадкой.

Самолет снабжен двумя турбовинтовыми двигателями, расположенными рядом и имеющими общий редуктор. Суммарная мощность двигателей составляет  $5260 \text{ л. с.}$ , кроме того, они создают реактивную тягу  $150 \text{ кг}$ . Двигатели приводят во вращение трехлопастные соосные винты диаметром  $4,9 \text{ м}$ .

Самолет имеет треугольное крыло, в корневых частях которого размещены воздухозаборники двигателей. Угол стреловидности

крыла по передней кромке составляет  $60^\circ$ . На концах крыла установлены топливные баки. Вертикальное оперение состоит из двух больших килевых поверхностей, расположенных под прямым углом к крылу.



Фиг. 113. Винтовой вертикально взлетающий самолет с треугольным крылом.

Особенностью конструкции самолета является вертикальное положение фюзеляжа при стоянке на земле, а также при взлете и посадке. Взлетно-посадочное приспособление самолета состоит из четырех неубирающихся ног шасси, установленных на концах крыла и килевых поверхностях и имеющих большой ход амортизации. На концах ног установлены небольшие колеса. Благодаря большому

разносу ног шасси обеспечивается устойчивое положение самолета при стоянке на земле. Следует отметить, что из-за вертикального расположения фюзеляжа на самолет во время стоянки на земле могут действовать значительные нагрузки от порывов ветра, создающие угрозу опрокидывания самолета, поэтому такой самолет должен надежно швартоваться при стоянке. На самолете может быть совершена аварийная посадка при обычном горизонтальном положении фюзеляжа; для этого нижняя килевая поверхность предварительно сбрасывается.

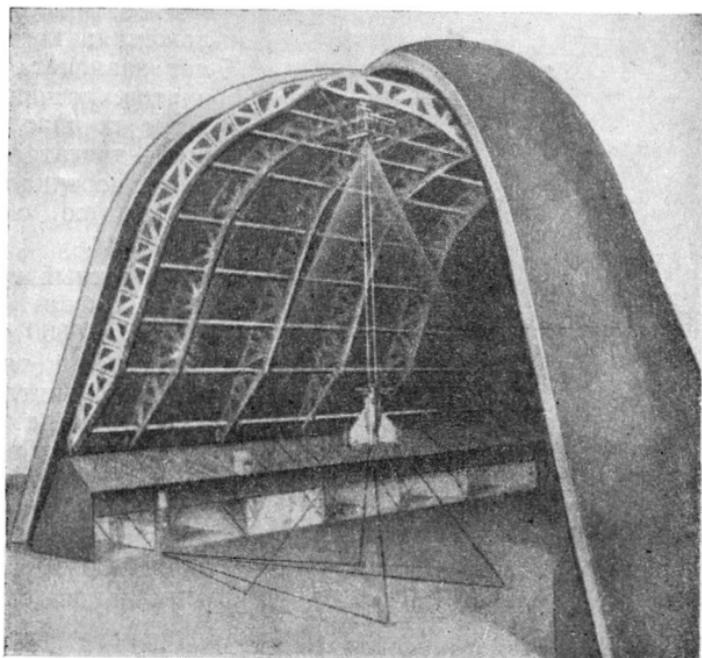
Кабина летчика имеет сильно выступающий фонарь для улучшения обзора. Для удобства размещения летчика в процессе перехода от одного режима к другому, когда положение самолета изменяется, сиденье сделано наклоняющимся вперед на  $45^\circ$ . При горизонтальном полете летчик сидит в обычном вертикальном положении, а при вертикальном взлете и посадке, когда фюзеляж занимает вертикальное положение, сиденье наклоняется на  $45^\circ$ , так что летчик сидит в наклонном положении. Обзор вниз при этом значительно ухудшается, поэтому перед летчиком устанавливается специальное зеркало для обзора вниз. Поворот сиденья осуществляется при помощи небольшого электродвигателя и регулируется по желанию летчика.

Самолет управляется аэродинамическими рулями: рулем направления на киле и элеронами на крыльях, которые, отклоняясь совместно, действуют как рули высоты и, отклоняясь в противоположные стороны, — как элероны. Благодаря тому, что аэродинамические рули расположены в потоке от винтов, скорость которого составляет  $60—80$  м/сек, они могут эффективно действовать, обеспечивая управление на всех режимах. Установка соосных винтов, вращающихся в противоположном направлении, позволила устранить гироскопический эффект от них, ухудшающий управляемость самолета, а также устранить и реактивный крутящий момент.

Летные испытания самолета начались с испытаний малоизученных вертикальных режимов, т. е. вертикального взлета, посадки и висения, причем испытания проводились на привязи в гигантском дирижабельном эллинге высотой около  $60$  м. Примененная для этих испытаний привязная система, показанная на фиг. 114, позволяла самолету маневрировать в пределах конуса с углом раствора у вершины  $60^\circ$ . На перекрытиях эллинга была установлена лебедка для выбора слабины тросов с приводом от электродвигателя и тормозное устройство для торможения или задерживания тросов в случае аварии двигателей. Тросы подвески самолета крепились к шарнирной уздечке, на втулке винта, с которой был снят кок, и вертикально поднимались к лебедке. Кроме этого, для предупреждения боковых перемещений три других троса от лебедки проходили через ролики на стене эллинга и в полу и затем закреплялись на концах крыла и вертикального оперения самолета. Система тросов была также снабжена противовесами для исключения возможности попадания их под винт при провисании, что возможно, например, при взлете самолета на тяге винтов, когда лебедка

выключается. Вся система спроектирована из расчета подъема самолета со скоростью до 50 м/сек и снижения его со скоростью от 1,5 до 3 м/сек. Был совершен ряд полетов самолета на привязи, которые показали, что самолет на вертикальных режимах имеет достаточную управляемость и устойчивость.

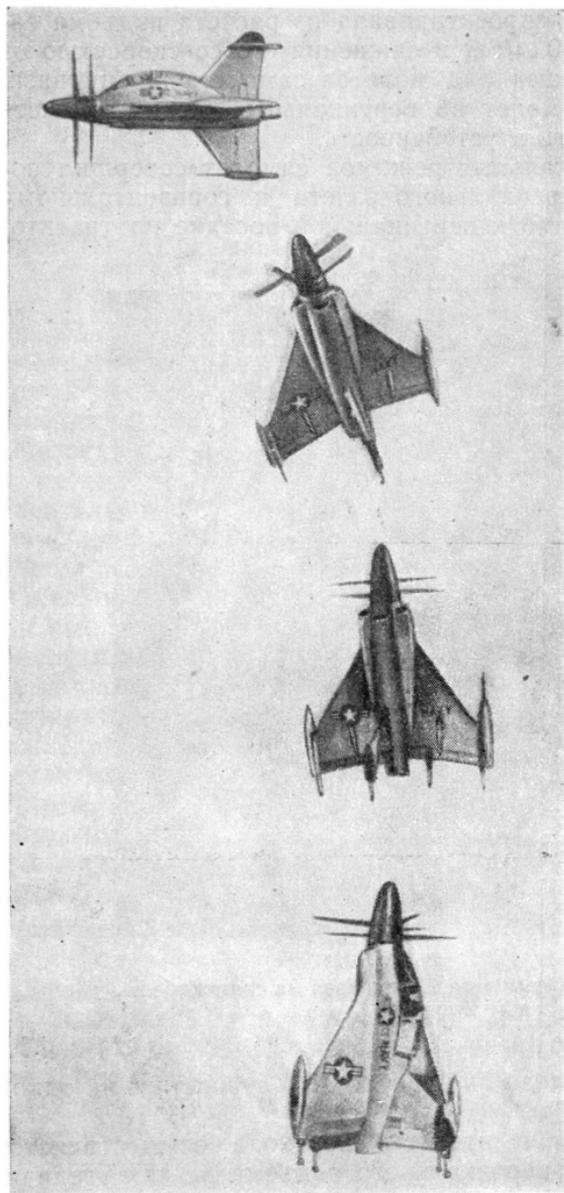
После изучения вертикальных режимов самолет совершил постепенный переход от вертикального взлета к горизонтальному полету (фиг. 115) и обратно к вертикальной посадке по траекто-



Фиг. 114. Испытания самолета на привязи в дирижабельном эллинге.

рии 2 (см. фиг. 110). Впоследствии переходы совершались на одной высоте по траектории 1.

Управление самолетом в процессе перехода осуществляется следующим образом. Для вертикального подъема летчик увеличивает шаг винтов одновременно с увеличением мощности, и самолет вертикально поднимается до высоты 60 м. На этой высоте летчик уменьшает шаг винтов и мощность до тех пор, пока самолет не повиснет в воздухе. Для перехода к горизонтальному полету летчик отклоняет ручку вперед, и самолет наклоняется носом вниз и перемещается горизонтально подобно вертолету. По мере увеличения наклона самолета скорость его увеличивается и он переходит к горизонтальному полету, когда вся подъемная сила создается крылом.



Фиг. 115. Переход самолета от вертикального взлета к горизонтальному полету.

При переходе к вертикальной посадке от горизонтального полета летчик берет ручку на себя, изменяя при этом мощность двигателя, и самолет постепенно наклоняется носом вверх, пока не займет вертикального положения; когда самолет зависнет на тяге винтов, летчик уменьшает их шаг и мощность двигателей, и самолет вертикально снижается со скоростью 1,5 м/сек.

Взлетный вес самолета Конвэр XFV-1 составляет 6800 кг, а максимальная тяга, развиваемая винтами, равна 9000 кг, т. е. отношение тяги к весу 1,32. Самолет обладает вертикальной скороподъемностью при взлете около 30 м/сек и максимальной скоростью полета 800 км/час.

Другой построенный в США экспериментальный вертикально взлетающий самолет Локхид XFV-1, показанный на фиг. 116, имеет прямое крыло и X-образное оперение, на концах которого установлены ноги шасси. Этот самолет обладает такой же силовой установкой и примерно такими же данными,

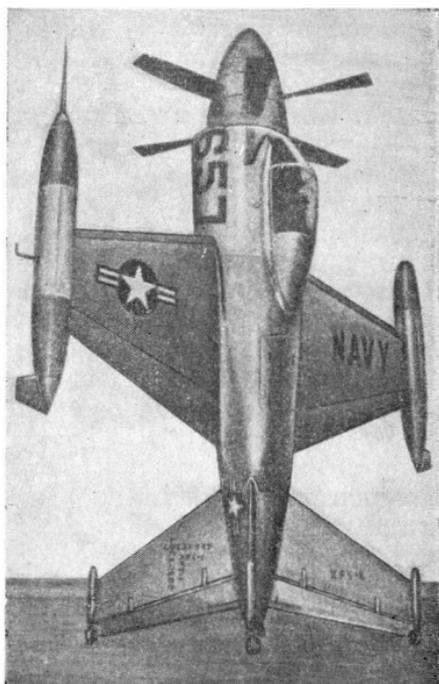
как и самолет Конвэр XFV-1, т. е. имеет дозвуковую скорость полета. Конечно, такие самолеты не могут представлять сейчас интереса как боевые самолеты, так как у современных истребителей скорость полета составляет более звука.

Вертикально взлетающие самолеты с винтами могут быть целесообразно использованы для перевозки грузов и пассажиров со скоростью полета до 600—700 км/час. Такие самолеты должны иметь горизонтальное положение фюзеляжа на всех режимах. Вертикальная тяга для взлета и посадки у них может создаваться либо поворотом винтов, либо отклонением винтов вниз при помощи специальных устройств потока от винтов.

Такие самолеты являются, как уже отмечалось, развитием вертолетов-самолетов и отличаются от них небольшими по размерам винтами с большой нагрузкой на ометаемую площадь, а следовательно, и меньшей тягой, приходящейся на одну лошадиную силу (1,5—1,8 кг тяги/л. с.), и более высокой скоростью полета. Для них требуются специальные системы управления на режимах вертикального взлета, посадки и перехода, так как в отличие от вертолетов-самолетов, имеющих винты с шарнирным креплением лопастей и управлением циклическим шагом, на них используются обычные жесткие самолетные винты изменяемого шага.

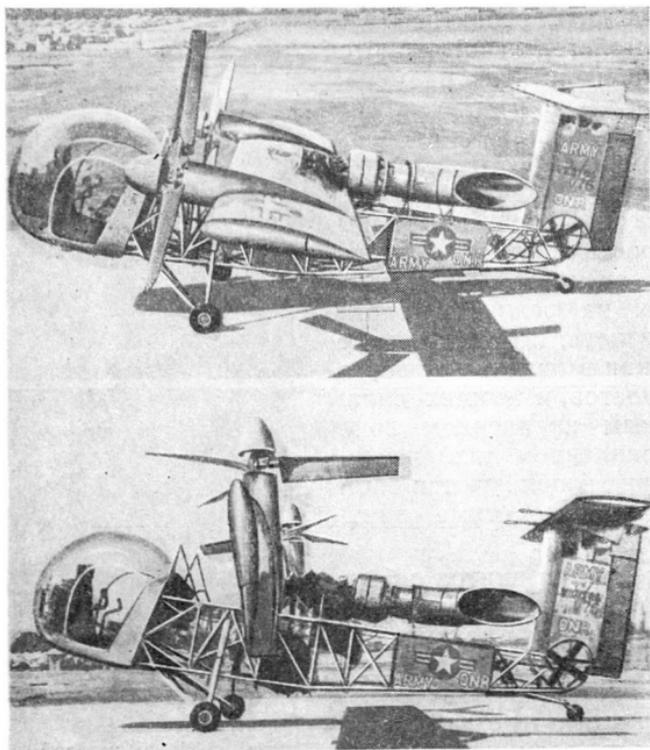
С применением винтов с большой нагрузкой, когда скорость отбрасываемого потока воздуха становится очень большой, более рационально поворачивать винты вместе с крылом, чтобы избежать потерь в тяге, возникающих при работе винтов над крылом, как в ранее рассмотренных схемах вертолетов-самолетов. Кроме того, в таком случае силовая установка, состоящая из двигателей, винтов и системы трансмиссии, а также и другие различные системы жестко укреплены на крыле и представляют единый агрегат. (С конструктивной точки зрения поворот крыла не представляет трудностей; в настоящее время на одном палубном истребителе, изображенном на фиг. 29, применено крыло с изменяющимся на  $10^\circ$  углом заклинивания).

Перед взлетом самолета крыло вместе с двигателями и винтами должно устанавливаться в вертикальном положении, как показано на фиг. 108, б. Самолет вертикально взлетает благодаря направленной вертикально тяге винтов, затем крыло постепенно поворачивается, а скорость полета увеличивается. При этом увели-



Фиг. 116. Винтовой вертикально взлетающий самолет с прямым крылом.

чивается подъемная сила крыла, а вертикальная составляющая тяги винтов уменьшается. В горизонтальном полете вся подъемная сила создается крылом. Чтобы предотвратить срыв потока во время перехода, крыло должно целиком находиться в потоке от винтов. Такое крыло должно иметь сравнительно небольшое удлинение. Расчеты показывают, что у самолета, имеющего поворачивающееся крыло небольшого удлинения с нагрузкой около  $200 \text{ кг/м}^2$  и с че-



Фиг. 117. Винтовой вертикально взлетающий самолет с поворачивающимся крылом.

тырьмя парами соосных винтов с нагрузкой на ометаемую площадь при вертикальном взлете около  $160 \text{ кг/м}^2$ , рассчитанного на максимальную скорость полета  $650\text{—}700 \text{ км/час}$ , силовая установка будет обладать достаточной мощностью для вертикального взлета. Это означает, что осуществление вертикального взлета для такого самолета уже не связано с дополнительным увеличением мощности силовой установки, а требует лишь некоторого изменения его конструкции.

Небольшой экспериментальный вертикально взлетающий самолет с поворачивающимся крылом и винтами Вертол 76 показан на фиг. 117. Самолет по компоновке представляет моноплан с высоко-

расположенным крылом. Взлетный вес самолета равен 1600 кг, а вес пустого—1135 кг, весовая отдача его составляет 30%.

Фюзеляж самолета сварной, ферменной конструкции. К фюзеляжу на шарнирах прикреплено крыло, которое под действием гидравлических силовых домкратов может поворачиваться на 90°. Форма крыла в плане прямоугольная, удлинение крыла  $\lambda=5$ . Нагрузка на крыло составляет 120 кг/м<sup>2</sup>. На крыле имеются элероны.

Сверху фюзеляжа установлен один турбовинтовой двигатель мощностью 600 л. с., который через систему трансмиссии приводит два трехлопастных воздушных винта, установленных в гондолах на крыле. Винты имеют прямоугольные лопасти с геометрической кривой. Диаметр винтов составляет 2,9 м, а нагрузка на ометаемую площадь 120 кг/м<sup>2</sup>. Самолет снабжен неубирающимся трехколесным шасси с носовым колесом.

В носовой части фюзеляжа размещена кабина летчика со сферическим фонарем. В кабине установлены обычные вертолетные органы управления: ручка, рычаг шаг-газа и педали. Управление поворотом крыла осуществляет летчик при помощи специального рычажка, установленного на ручке управления. Самолет имеет большой киль с рулем направления и управляемый стабилизатор.

В горизонтальном полете самолет управляется обычными аэродинамическими рулями. Система управления выполнена таким образом, чтобы на всех режимах летчик управлял самолетом одними и теми же рычагами.

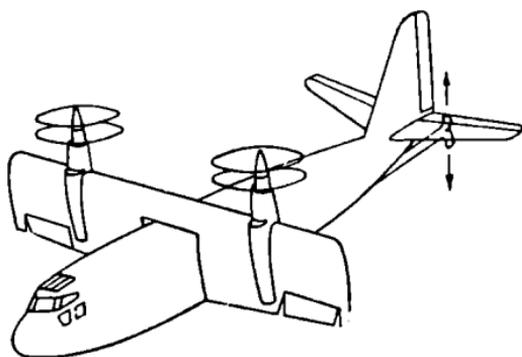
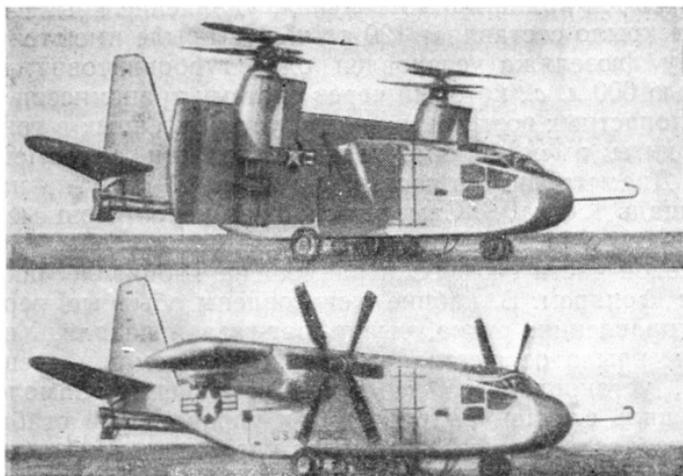
При вертикальных режимах поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением тяги винтов; для продольного и путевого управления используются небольшие четырехлопастные винты диаметром 0,61 м, установленные в киле и стабилизаторе и приводимые при помощи трансмиссии от двигателя. При управлении шаг лопастей этих винтов изменяется.

Реактивное сопло турбовинтового двигателя несколько отклонено вбок, чтобы вертикальное оперение находилось в стороне от потока газов.

Более тяжелый экспериментальный вертикально взлетающий самолет с поворачивающимся крылом и винтами изображен на фиг. 118. Этот самолет взлетным весом 15 т также имеет прямое крыло сравнительно небольшого удлинения, благодаря чему все оно находится в потоке от винтов. На крыле в гондолах установлено по два спаренных турбовинтовых двигателя общей мощностью 10 300 л. с., приводящих соосные трехлопастные винты диаметром 4,9 м. При помощи специального механизма крыло вместе с двигателями и винтами поворачивается на 90°, принимая вертикальное положение.

При горизонтальном полете самолет будет управляться обычными аэродинамическими рулями. Наиболее сложной проблемой является обеспечение устойчивости и управляемости самолета при вертикальном взлете и посадке, когда обычные аэродинамические рули неэффективны. Поперечное управление осуществляется дифференциальным изменением тяги винтов, а путевое—дифференци-

альным отклонением элеронов, расположенных в потоке от винтов. Для продольного управления используется небольшой турбореактивный двигатель, установленный в фюзеляже самолета. При помощи газовых рулей вытекающие из турбореактивного двигателя



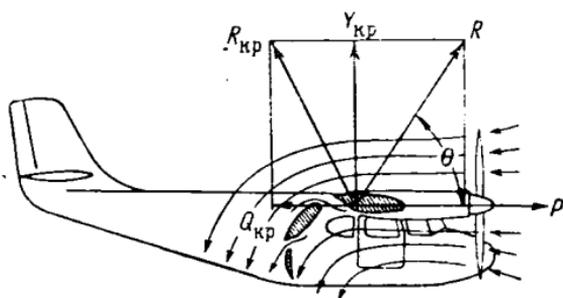
Фиг. 118. Тяжелый транспортный вертикально взлетающий самолет с поворачивающимся крылом (сверху) и схема действия газовых рулей при продольном управлении (снизу).

газы отклоняются вверх или вниз, как показано на фиг. 118, обеспечивая продольное управление самолетом.

Безопасность взлета и посадки в случае выхода из строя одного из двигателей достигается применением трансмиссии, соединяющей все четыре турбовинтовых двигателя с приводом винтов: при выходе из строя одного двигателя оставшиеся три двигателя создают необходимую тягу. По такой схеме возможно также создание многвинтовых самолетов.

Необходимая для взлета вертикальная тяга у вертикально взлетающего самолета, имеющего горизонтальное положение фюзеляжа, может быть получена не только поворотом крыла с винтами, но и отклонением вниз воздушного потока от неподвижно установленных винтов при помощи специальных устройств в виде различных закрылков. Очевидно, что у таких самолетов все крыло также должно находиться в потоке от винтов.

Рассмотрим схему действия аэродинамических сил на самолет при взлете (фиг. 119), у которого оси винтов установлены горизонтально, а расположенное в потоке от винтов крыло снабжено двухщелевыми закрылками. Полная аэродинамическая сила крыла  $R_{кр}$  с отклоненными закрылками, расположенного в потоке от винтов.

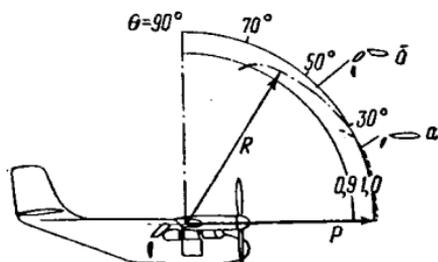


Фиг. 119. Схема действия сил при взлете на самолет с устройством для отклонения потока от винтов.

$Y_{кр}$ —подъемная сила крыла,  $Q_{кр}$ —сопротивление крыла.  $R_{кр}$ —равнодействующая крыла,  $P$ —тяга винтов,  $R$ —равнодействующая всех сил, действующих на крыло при его обдувке,  $\theta$ —угол наклона равнодействующей.

складывается из двух составляющих: подъемной силы крыла  $Y_{кр}$  направленной по вертикали, и силы лобового сопротивления  $Q_{кр}$  направленной по горизонтали. Кроме того, на самолет действует сила тяги винтов  $P$ , направленная по горизонтали. Равнодействующая всех сил  $R$  будет несколько отклонена от горизонтали на угол  $\theta$ , величина которого будет определяться эффективностью закрылков. Закрылки фактически действуют как устройство для отклонения вниз потока от винтов, а угол  $\theta$  отклонения равнодействующей  $R$  является углом отклонения вниз потока от винтов. Поэтому равнодействующую  $R$  всех аэродинамических сил можно рассматривать как отклоненную на угол  $\theta$  тягу винтов  $P$ . Величина равнодействующей будет несколько меньше тяги вследствие потерь, происходящих при повороте. Эффективность действия различных закрылков показана на фиг. 120. Обычный щелевой закрылок позволяет получить отклонение равнодействующей не более  $30^\circ$ , а двойной щелевой закрылок до  $70^\circ$ , однако в последнем случае величина равнодействующей будет составлять лишь 90% от тяги винтов.

На величину угла  $\theta$  отклонения равнодействующей сильное влияние оказывает размер закрылка. На фиг. 121 приведен график, показывающий изменение угла  $\theta$  для обычного щелевого и двойного щелевого закрылков в зависимости от отношения полной хорды закрылка  $b_{\text{закр}}$  к диаметру винта  $D$ . В случае двойного щелевого закрылка полная хорда определяется как сумма хорд двух отдельных закрылков. Из графика видно, что отклонение равнодействующей на  $70^\circ$  становится возможным у двойных щелевых закрылков лишь при отношении хорды к диаметру, равном 0,7. Отклонение же равнодействующей на большие углы, до  $80^\circ$ , становится возможным лишь при довольно сложных устройствах в виде тройных щелевых закрылков с большой хордой. Полный поворот потока и отклонение равнодействующей на  $90^\circ$  вызывают еще большее осложнение конструкции самолета и сопряжено с большими потерями тяги. У построенных вертикально взлетающих самолетов поток от винтов отклоняется вниз на  $70-80^\circ$  при помощи закрылков, поэтому они снабжаются высоким шасси, придающим фюзеляжу при взлете наклон в  $10-20^\circ$ , как показано на фиг. 122, чтобы равнодействующая была направлена по вертикали.



Фиг. 120. Эффективность действия различных закрылков на отклонение равнодействующей аэродинамических сил  $R$ .

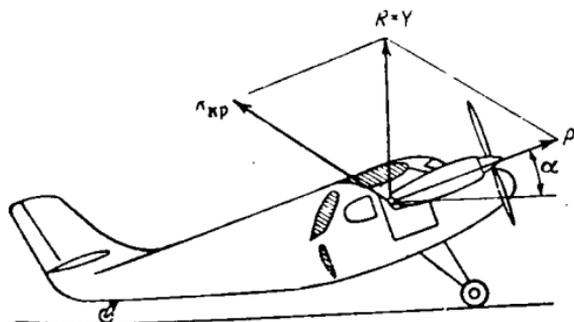
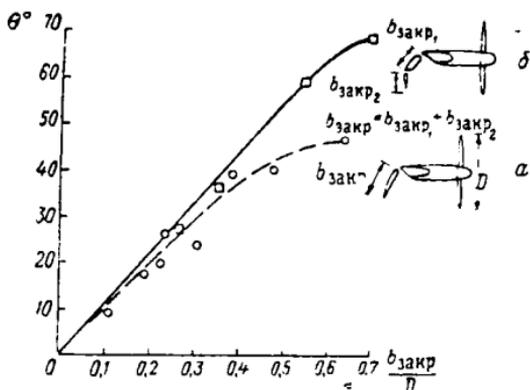
$R$ —тяга винтов,  $\theta$ —угол наклона равнодействующей,  $a$ —для обычного щелевого закрылка,  $b$ —для двойного щелевого закрылка.

Для таких самолетов наиболее рационально высокое расположение крыла относительно фюзеляжа и размещение двигателей в гондолах на крыле. Однако в этом случае при вертикальном взлете и посадке будет создаваться пикирующий момент относительно центра тяжести самолета, от сил тяги винтов, если оси их будут расположены выше центра тяжести самолета. Для устранения этого момента необходимо уменьшить расстояние между осями винтов и центром тяжести самолета, поэтому у таких самолетов гондолы обычно опускаются вниз на пилонах под крыло, как показано на фиг. 122.

Для вертикального взлета самолета, снабженного закрылками для отклонения вниз потока от винтов, требуется несколько больше мощности, чем для самолета с поворачивающимся крылом и винтами (при их равном взлетном весе и равных размерах крыла и винтов). На фиг. 123 приведен график изменения потребной мощности в зависимости от скорости полета для самолета с поворачивающимся крылом и винтами  $1$  и для самолетов, у которых поток от винтов отклоняется при помощи обычного щелевого закрылка  $2$  (при наклоне фюзеляжа на  $30^\circ$ ) и комбинации двойного щелевого закрылка с предкрылком  $3$  (при горизонтальном положении фюзеляжа). У самолета последней схемы для вертикального взлета тре-

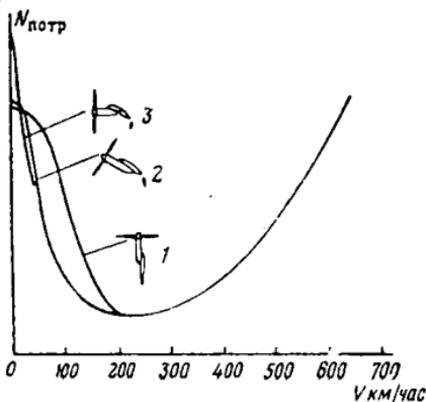
Фиг. 121. Влияние величины хорды закрылка  $b_{\text{закр}}$  на угол  $\theta$  отклонения равнодействующей  $R$ .

$D$ —диаметр винтов,  
 $a$ —для обычного щелевого закрылка,  $b$ —для двойного щелевого закрылка.



Фиг. 122. Схема вертикально взлетающего самолета с двойными щелевыми закрылками.

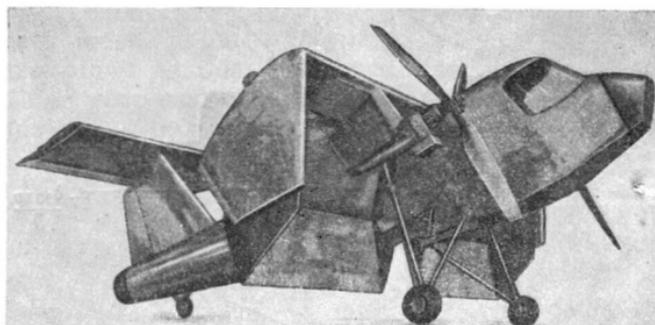
$R_{\text{кр}}$ —равнодействующая крыла,  $P$ —тяга винтов,  $R$ —равнодействующая всех сил при обдувке крыла потоком от винтов,  $Y$ —подъемная сила,  $\alpha$ —угол наклона винтов.



Фиг. 123. Зависимость потребной мощности  $N_{\text{потр}}$  от скорости полета  $V$  для различных типов вертикально взлетающих самолетов.

1—с поворачивающимся крылом и винтами, 2—с поворачивающимся на  $30^\circ$  крылом и винтами и с обычным щелевым закрылком, 3—с двойным щелевым закрылком и предкрылком (без поворота крыла и винтов).

буется мощность, на 30% большая, чем мощность, потребная для взлета самолета с поворачивающимися крылом и винтами. Однако самолеты с устройством для отклонения вниз потока от винтов будут иметь более простую конструкцию, чем самолеты с поворачивающимися винтами.



Фиг. 124. Вертикально взлетающий самолет с двойным щелевым закрылком в убранном (сверху) и выпущенном (снизу) положениях.

Легкий экспериментальный двухместный вертикально взлетающий самолет с устройством для отклонения вниз потока от винтов показан на фиг. 124. Устройство состоит из двойного щелевого закрылка, который при горизонтальном полете складывается, а при вертикальном взлете или посадке выдвигается, как показано на схеме. Самолет имеет высоко расположенное крыло с установленными на концах вертикальными шайбами, в которых размещается механизм складывания закрылков. Высокое неубирающееся трех-

колесное шасси придает фюзеляжу при стоянке на земле наклон около  $20^\circ$ , благодаря чему при взлете равнодействующая аэродинамических сил направлена вертикально вверх. Силовая установка самолета состоит из турбовинтового двигателя мощностью 825 л. с., расположенного в фюзеляже и приводящего при помощи трансмиссии два трехлопастных винта, установленных в гондолах под крылом. Взлетный вес самолета равен 1200 кг.

На вертикальных режимах продольное и путевое управление самолетом осуществляется газовыми рулями, установленными в потоке газов турбовинтового двигателя, а поперечное управление— дифференциальным изменением шага винтов.

Перед взлетом летчик выдвигает закрылки и увеличивает мощность двигателя, при этом самолет вертикально поднимается и повисает в воздухе. Чтобы самолет двигался вперед и увеличивалась скорость полета, летчик должен, не уменьшая мощности двигателя, постепенно убирать закрылки.

При посадке самолет сначала планирует с двигателем, работающим на малых оборотах, и с отклоненными на  $30\text{—}40^\circ$  закрылками. При приближении к земле летчик одновременно увеличивает мощность двигателя и выдвигает закрылки до конца. Затем он слегка уменьшает мощность двигателя, и самолет вертикально снижается с небольшой вертикальной скоростью.

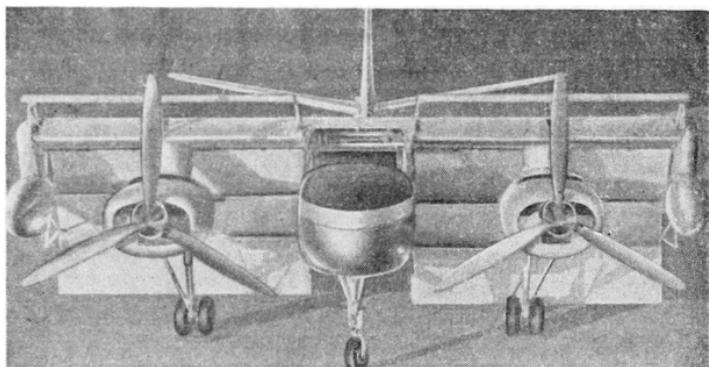
Хвостовое оперение самолета имеет большие размеры для эффективного управления при малых скоростях полета. Горизонтальное оперение вынесено вверх и установлено на конце киля.

Несколько отличную конструкцию имеет показанный на фиг. 125 четырехместный самолет, также снабженный устройством для отклонения вниз потока от винтов, представляющее собой предкрылок и тройной щелевой закрылок. Такое устройство позволяет получить отклонение потока почти на  $90^\circ$ , благодаря чему самолет имеет почти горизонтальное положение фюзеляжа при взлете. На самолете в гондолах, вынесенных на пилонах под крылом, установлены два поршневых двигателя общей мощностью 700 л. с., приводящих трехлопастные винты диаметром 2,7 м.

Устройство для отклонения вниз потока от винтов, обеспечивающее вертикальный взлет и посадку, можно использовать и как мощную механизацию крыла при обычном взлете и посадке, позволяющую получить малую взлетно-посадочную скорость и малую длину разбега и пробега. В этом случае требуется уже меньшая мощность силовой установки, чем при вертикальном взлете, поэтому при одинаковой мощности силовой установки самолеты с малой длиной разбега и пробега будут иметь больший взлетный вес, чем вертикально взлетающие самолеты. Предполагается, что такие самолеты, достаточно грузоподъемные и в то же время требующие небольших взлетно-посадочных площадок, будут особенно подходящими для перевозки грузов и пассажиров.

К таким самолетам относится самолет «Пчелка» (см. фиг. 10) конструкции О. К. Антонова, снабженный выдвижным двойным

щелевым закрылком по всему размаху крыла. Подобный по конструкции, но больший по размерам самолет Бреге 941 построен во Франции. Этот самолет (фиг. 126) имеет высоко расположенное крыло, на котором установлены четыре турбовинтовых двигателя,

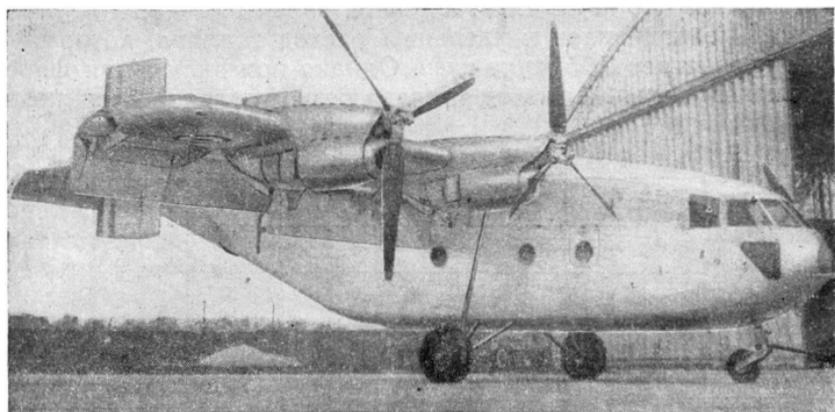


Фиг. 125. Вертикально взлетающий самолет с тройным щелевым закрылком и предкрылком в убранном (сверху) и выпущенном (снизу) положениях.

приводящих воздушные винты. Крыло, расположенное в потоке от винтов, снабжено выдвигаемыми двойными щелевыми закрылками, идущими по всему размаху крыла. Минимальная скорость самолета составляет 40 км/час, длина разбега при взлете—60 м, а длина пробега при посадке—35 м.

Оценивая перспективы развития вертикально взлетающих самолетов с винтами, необходимо отметить, что, обладая возможностью поднимать сравнительно большую удельную нагрузку на мощность до 1,8 кг/л. с. и имея в то же время максимальную скорость полета

до 700 км/час, они представляют интерес как транспортные или пассажирские самолеты для полетов дальностью 1000 км и выше.



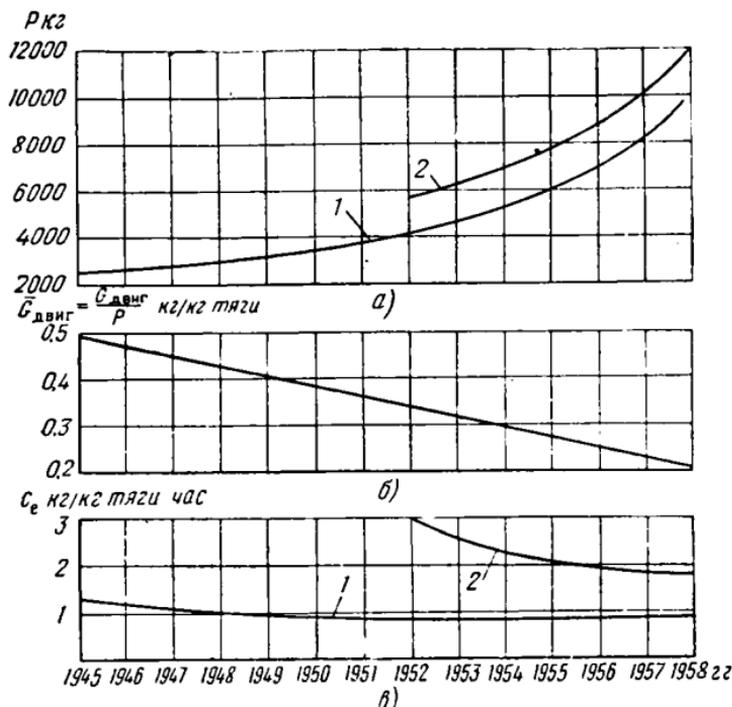
Фиг. 126. Самолет с двойным выдвижным щелевым закрылком по всему размаху крыла.

### Вертикально взлетающие реактивные самолеты

В связи с широким применением реактивной авиации особую актуальность приобретают работы над созданием вертикально взлетающих реактивных самолетов, которые смогут летать с большой сверхзвуковой скоростью, в то же время не требуя для своей эксплуатации огромных дорогостоящих аэродромов с взлетно-посадочными дорожками большой длины. Осуществление вертикального взлета и посадки реактивного самолета связано прежде всего с увеличением его тяговооруженности. Известно, что у современных реактивных самолетов, снабженных турбореактивными двигателями, наблюдается тенденция к увеличению тяговооруженности, как показано на графике фиг. 12. У современных скоростных реактивных самолетов типа истребителей тяговооруженность приближается к единице, а у некоторых опытных истребителей и экспериментальных самолетов — даже превосходит единицу, т. е. тяга их двигателей превышает вес самолета. Очевидно, если такой самолет установить в вертикальное положение, то он сможет вертикально взлететь или висеть неподвижно в воздухе, поддерживаемый тягой двигателя.

Успешное развитие вертикально взлетающих реактивных самолетов стало возможным благодаря усовершенствованию турбореактивных двигателей. На фиг. 127 приведены графики, показывающие, как изменились основные характеристики турбореактивных двигателей начиная с 1945 г. За это время тяга двигателей по абсолютной величине возросла более чем в четыре раза, кроме того, многие современные турбореактивные двигатели снабжаются форсажными камерами, позволяющими благодаря дополнительному

сжиганию топлива за турбиной увеличивать при необходимости тягу двигателя на 15—20%. Более чем в два раза уменьшился удельный вес турбореактивных двигателей, который раньше составлял в среднем 0,5 кг/кг тяги, а теперь равен 0,22—0,24 кг/кг тяги. Значительно понизился и удельный расход топлива, который сейчас не превышает 0,95 кг/кг тяги. Однако при включении форсажной камеры удельный расход топлива резко увеличивается, поэтому



Фиг. 127. Изменение основных характеристик турбореактивных двигателей за последние 13 лет.

а—тяги  $P$ , б—удельного веса  $G_{\text{двиг}}$ , в—удельного расхода топлива  $c_e$ , 1—без форсажной камеры, 2—с форсажной камерой.

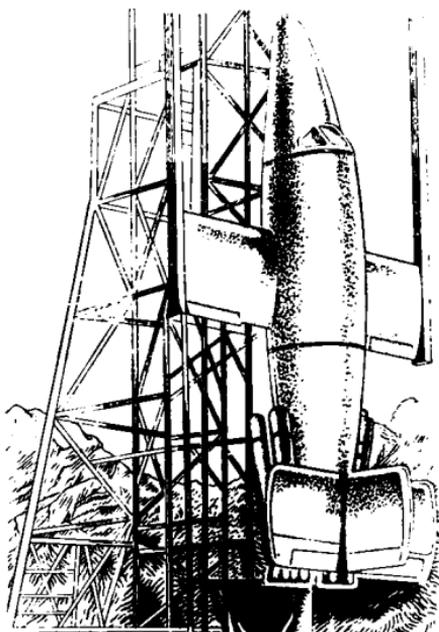
форсажная камера включается обычно на непродолжительное время.

Для вертикально взлетающего самолета, тяговооруженность которого должна быть не менее 1,2—1,25, особенно важно уменьшение удельного веса двигателя. Удельный вес силовой установки самолета можно определить по графику, приведенному на фиг. 107, зная тяговооруженность самолета и удельную тягу двигателя, представляющую обратную величину по отношению к его удельному весу. При тяговооруженности  $\varphi=1,25$  и удельной тяге, равной 4,2—4,5 кг тяги/кг (для большинства современных турбореактивных двигателей), удельный вес силовой установки самолета будет составлять 27—30% (от взлетного веса самолета). При установке

лучших моделей турбореактивных двигателей, удельная тяга которых у опытных образцов доходит до 6,2—6,6 кг тяги/кг (при удельном весе 0,15—0,16 кг/кг тяги), возможно уменьшение удельного веса силовой установки до 18—20%.

Наиболее сложной задачей, стоящей на пути развития вертикально взлетающих реактивных самолетов, является обеспечение их устойчивости и управляемости на режимах вертикального взлета, посадки и перехода, когда скорости полета малы и аэродинамические рули неэффективны. В некоторой степени решение этой задачи было подготовлено опытом постройки и испытаний управляемых снарядов и исследовательских ракет. При их запуске используются различные способы сохранения вертикального положения до того момента, когда скорость станет достаточно большой, чтобы эффективно действовали аэродинамические рули. Некоторые ракеты вертикально взлетают при помощи установленных в вертикальном положении специальных направляющих, по которым при взлете скользит ракета. Подобная схема вертикального взлета использовалась для построенного в 1944 г. в Германии истребителя-перехватчика одноразового действия Бахем «Наттер» (фиг. 128), снабженного жидкостно-ракетным двигателем Вальтер и стартовыми ускорителями. Самолет перед взлетом устанавливался в вертикальном положении; концы крыльев и нижнего киля входили в направляющие пазы. Во время движения по направляющим самолет разгонялся до скорости 100—150 км/час, на которой он уже мог управляться аэродинамическими рулями. После выполнения боевого задания летчик должен был покинуть самолет и приземляться на парашюте. Силовая установка тоже опускалась на парашюте. Было совершено несколько запусков таких самолетов.

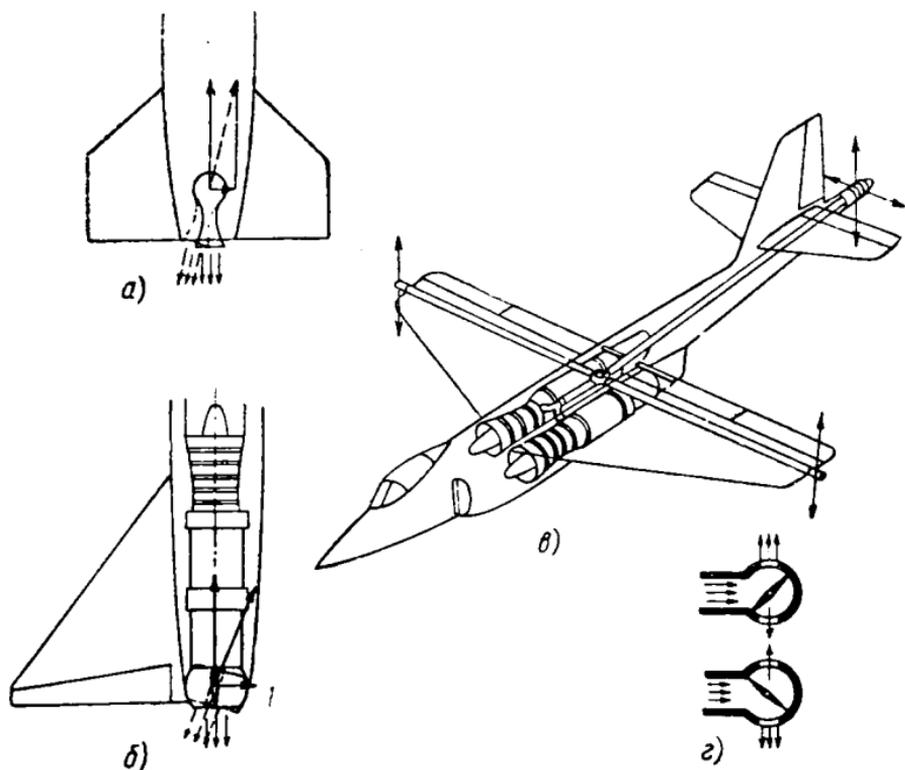
Управление при вертикальном взлете может осуществляться либо газовыми рулями, установленными в потоке газов реактивного двигателя, либо отклонением на некоторый угол самого реактивного двигателя, как показано на фиг. 129, а и б. Такие системы управления используются на всех современных управляемых снарядах и ракетах: при отклонении корпуса ракеты или снаряда от вертикального положения отклонением двигателя или газовых рулей



Фиг. 128. Запуск вертикально взлетающего самолета при помощи вертикальных направляющих.

можно создать направленную горизонтально стабилизирующую силу, возвращающую корпус в вертикальное положение.

У вертикально взлетающих самолетов, снабженных турбореактивными двигателями, возможно использовать для управления лишь газовые рули, так как отклонять турбореактивный двигатель для управления затруднительно из-за больших его размеров. Кроме газовых рулей, на вертикально взлетающих реактивных самолетах



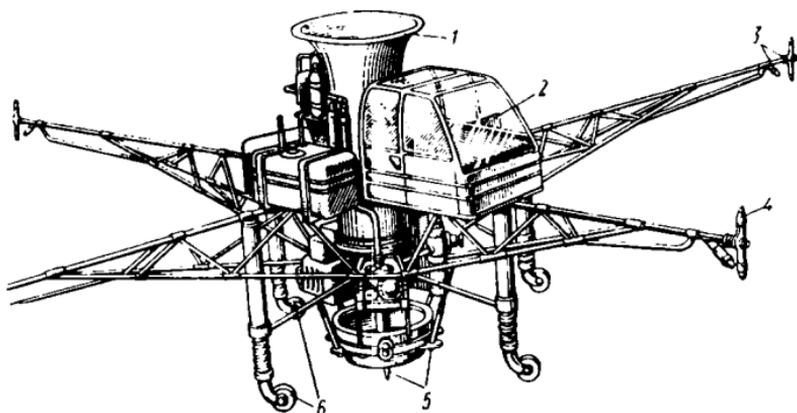
Фиг. 129. Способы управления при вертикальном взлете: при помощи отклонения двигателя (а), при помощи газовых рулей (б) и струйных рулей (в); схема действия струйного руля (г).

используются так называемые струйные рули (фиг. 129, в), представляющие реактивные сопла, к которым подается сжатый воздух, отбираемый от компрессора турбореактивного двигателя. Струйные рули устанавливаются таким образом, чтобы обеспечивать управление относительно всех трех осей. Воздух пускается одновременно в два противоположно направленных струйных руля и вытекает из них в разные стороны, создавая реактивную тягу. При этом возникает момент относительно одной из осей самолета.

Перепускание воздуха в струйные рули регулируется клапанами, управляемыми из кабины летчика. Регулируя количество подаваемого в струйные рули сжатого воздуха, можно изменять вели-

чину реактивной тяги, а следовательно, и величину момента, вызывающего наклон или поворот самолета. Для управления при помощи струйных рулей требуется небольшое количество сжатого воздуха, поэтому отбор его от компрессора мало влияет на изменение характеристик турбореактивного двигателя.

Для изучения устойчивости и управляемости реактивного вертикально взлетающего самолета строятся специальные экспериментальные аппараты. У нас такой аппарат, получивший название «Турболет» (см. фиг. 8), построен конструкторским коллективом под руководством А. Н. Рафаэлянца и В. Н. Матвеева. Этот аппарат, компоновочная схема которого показана на фиг. 130, представ-



Фиг. 130. Компоновочная схема экспериментального вертикально взлетающего аппарата «Турболет».

1—турбореактивный двигатель, 2—кабина летчика, 3—струйные рули для поперечного и путевого управления, 4—струйные рули для продольного управления, 5—газовые рули, 6—ноги шасси.

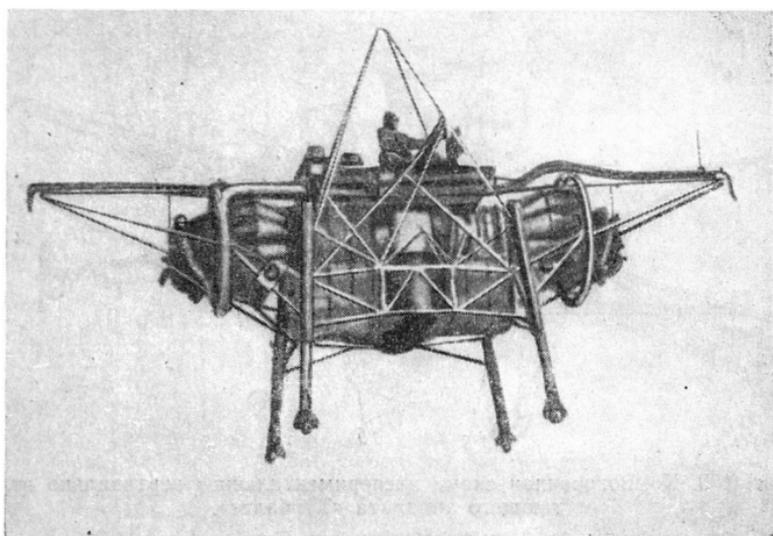
ляет собой металлическую ферму, на которой в вертикальном положении установлен турбореактивный двигатель. Рядом с двигателем расположены закрытая кабина летчика и баки с топливом. Аппарат стоит на земле на четырех ногах шасси с небольшими колесами.

Для управления на аппарате в выходном сопле турбореактивного двигателя установлены два газовых руля. Отклоняя их в разные стороны, можно получить продольное и поперечное управление аппаратом. Кроме того, аппарат снабжен струйными рулями, установленными на четырех длинных фермах. Струйные рули обеспечивают путевое управление аппаратом, а также могут быть использованы вместо газовых рулей и для продольного и поперечного управления. Управляются струйные и газовые рули при помощи ручки и педалей в кабине летчика.

«Турболет», испытываемый летчиком-испытателем Ю. А. Гарнаевым, успешно летал сперва на привязи, а затем в свободном полете. Управление посредством газовых и струйных рулей действовало весьма эффективно: аппарат мог по желанию вертикально

подниматься, перемещаться в воздухе в любом направлении и садиться на площадку, по размерам лишь несколько превосходящую размер аппарата.

Управление при помощи струйных рулей используется также на английском экспериментальном аппарате (фиг. 131), который снабжен двумя турбореактивными двигателями, установленными в горизонтальном положении на ферменном каркасе друг против друга. Выходные сопла двигателей выходят в большой коллектор, где вытекающие из них газы поворачиваются на  $90^\circ$  при помощи направляющих лопаток и выбрасываются вниз. К ферменному кар-



Фиг. 131. Экспериментальный вертикально взлетающий аппарат в полете.

касу присоединены четыре крестообразно расположенные трубы, заканчивающиеся струйными рулями. Сжатый воздух для струйных рулей отбирается от компрессоров двигателей. Топливные баки расположены под двигателями. Аппарат снабжен четырьмя ногами шасси с небольшими металлическими колесами. Летчик сидит в открытой кабине над двигателями. Взлетный вес аппарата составляет 3500 кг, а тяга двух установленных двигателей—4000 кг.

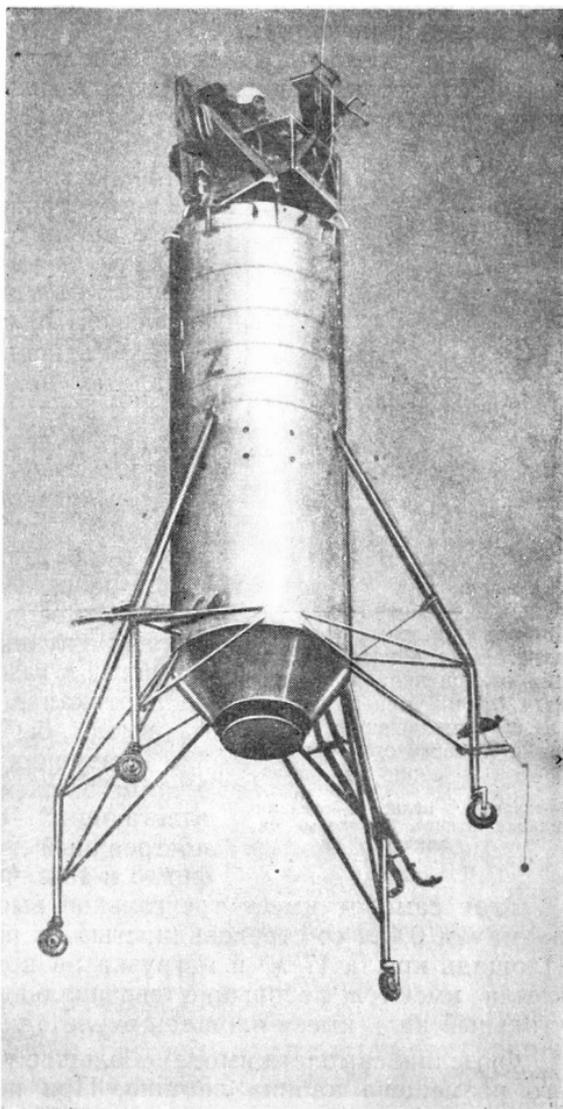
Для вертикально взлетающего реактивного самолета оказывается еще недостаточным управления относительно всех трех осей, что достигается, как уже было рассмотрено, применением газовых и струйных рулей: необходимо также точное и быстрое (без запаздываний) управление вертикальными перемещениями самолета. Современные турбореактивные двигатели, как известно, обладают недостаточной приемистостью: если летчику потребуются увеличить или уменьшить тягу двигателя, то пройдет некоторое время с того момента, как летчик отклонит рычаг управления двигателем, преж-

де чем произойдет увеличение или уменьшение тяги двигателя. Поэтому для вертикально взлетающих реактивных самолетов будет целесообразно применять регулирование тяги турбореактивного двигателя изменением площади поперечного сечения сопла реактивного двигателя. Подобная система используется на французском экспериментальном аппарате «Атар Волян», компоновочная схема которого приведена на фиг. 132.

Аппарат имеет цилиндрический корпус, к которому прикреплены четыре ноги шасси. На аппарате установлен турбореактивный двигатель тягой 2900 кг. Взлетный вес аппарата составляет 2600 кг. Сверху корпуса расположена открытая кабина летчика, снабженная специальным катапультируемым сиденьем для малых высот и скоростей полета.

На аппарате применена система управления при помощи газовых и струйных рулей. Для продольного и поперечного управления используются газовые рули в виде створок, которые вдвигаются в поток газов и отклоняют его в требуемую сторону, как показано на фиг. 133, а.

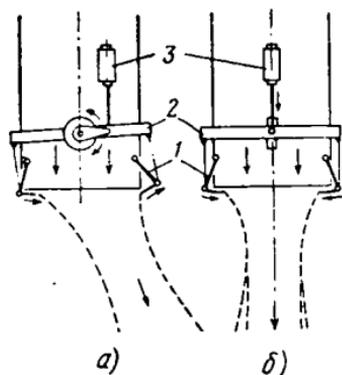
На аппарате установлены четыре таких створки, причем каждая пара противоположно расположенных створок связана с силовым цилиндром продольного или поперечного управления.



Фиг. 132. Общий вид экспериментального вертикально взлетающего аппарата «Атар Волян».

Одновременным вдвиганием всех створок в поток газов, как показано на фиг. 133, б, можно уменьшить площадь поперечного сечения сопла на 10% и тем самым изменить тягу двигателя, что позволяет осуществлять быстрое и точное управление вертикальными перемещениями аппарата.

Для путевого управления используются струйные рули (см. фиг. 132), установленные на длинных штангах. К струйным рулям подводится сжатый воздух, отбираемый от компрессора двигателя. Для обеспечения лучшей устойчивости в полете в систему управления включены автоматические стабилизирующие устройства.



Фиг. 133. Управление при помощи газовых рулей, вдвигаемых в поток газов для отклонения в сторону тяги (а) и уменьшения тяги (б) уменьшением площади поперечного сечения сопла.

1—газовые рули, 2—соединительная штанга, 3—силовые цилиндры.

Во время летных испытаний аппарат поднимался на высоту около 200 м и совершал посадку на круглую площадку диаметром 10 м.

Все описанные экспериментальные аппараты позволяли изучать устойчивость и управляемость лишь при вертикальном взлете и посадке и на режиме висения. Чтобы исследовать устойчивость и управляемость при переходе от вертикального взлета к горизонтальному полету и обратно к вертикальной посадке, потребовались экспериментальные самолеты, которые подобно описанным экспериментальным аппаратам имели бы струйные и газовые рули для управления на вертикальных режимах и, кроме того, имели бы крыло, хвостовое оперение и аэродинамические рули. Один из первых экспериментальных вертикально взлетающих самолетов Райан Х-13, построенный в США, показан на фиг. 8 и 134.

Этот самолет имеет треугольное высокорасположенное крыло размахом 6,4 м со стреловидностью по передней кромке около 60°. Площадь крыла 17 м<sup>2</sup> и нагрузка на крыло 215 кг/м<sup>2</sup>. На концах крыла имеются небольшие вертикальные шайбы. Большой треугольный киль имеет площадь около 4 м<sup>2</sup>.

Фюзеляж самолета имеет небольшое удлинение. В носовой части его размещена кабина летчика. При переходе от вертикального взлета к горизонтальному полету и обратно сиденье летчика может наклоняться вперед на 70°, благодаря чему почти не изменяется положение летчика. Для улучшения обзора на вертикальных режимах полета фонарь кабины имеет большую площадь остекления.

Турбореактивный двигатель установлен в задней части фюзеляжа: воздух в двигатель поступает через боковые воздухозаборники. Тяга двигателя составляет 4540 кг, что при взлетном весе самолета 3630 кг позволяет получить тяговооруженность  $\phi = 1,25$ .

На вертикальных режимах самолет управляется при помощи газовых рулей. Кроме того, на концах крыла расположены струйные рули, к которым подводится сжатый воздух, отбираемый от компрессора турбореактивного двигателя.

В горизонтальном полете самолет управляется элевонами на крыле и рулем направления.

Особенностью конструкции самолета является отсутствие шасси. Для взлета и посадки самолета используется специальная тележка (фиг. 134) с установленной на ней рампой; последняя может под-



Фиг. 134. Вертикально взлетающий самолет на тележке с поднимающейся рампой.

ниматься гидравлическими силовыми цилиндрами и принимать вертикальное положение.

При подготовке самолета к взлету рампа опускается, на нее устанавливается самолет, затем она поднимается. Самолет имеет крюк в носовой части фюзеляжа, который зацепляется за трос прицепного устройства на рампе. Кроме того, у самолета на центральной части фюзеляжа установлены вспомогательные ферменные стойки, опирающиеся на рампу. Когда рампа, поднимаясь, занимает вертикальное положение, самолет повисает на крюке.

Для взлета летчик увеличивает тягу двигателя, при этом самолет перемещается вверх, крюк выходит из зацепления с тросом и самолет вертикально поднимается, а затем постепенно переходит в горизонтальный полет либо на одной высоте по траектории 1 (см. фиг. 110), либо с набором высоты по траектории 2.

Перед посадкой летчик, постепенно увеличивая угол атаки, переводит самолет из горизонтального в вертикальное положение, в котором самолет поддерживается только тягой двигателя; затем тяга уменьшается и самолет снижается. После этого, управляя тягой двигателя и газовыми рулями, летчик подводит самолет к рампе, установленной вертикально (фиг. 135), пока он не зацепится крюком за трос. Затем рампа вместе с самолетом опускается в горизонтальное положение.

Чтобы летчик мог точно определить расстояние до рампы при приближении к ней, на рампе в горизонтальном положении установлена рейка с нанесенными на ней делениями. Кроме того, в верхней части рампы расположена площадка, на которой находится оператор, подающий руками сигналы летчику.

Такой метод взлета и посадки вертикально взлетающих самолетов позволяет упростить конструкцию самолета и получить экономию в весе конструкции. Тележка с рампой может быть также использована для транспортировки самолета и для технического обслуживания.

По подобной схеме могут быть созданы скоростные самолеты-истребители. Благодаря большой тяговооруженности они будут иметь большую скорость полета и большую скороподъемность. Проект такого истребителя, вылетающего из подземного ангара, показан на фиг. 136.

В последнее время появилось много сообщений о новом типе вертикально взлетающих самолетов, получившем название «колеоптер» (франц. Coleoptere, буквально—жесткокрылый). Колеоптер отличается от обычного самолета кольцевым крылом, которое может использоваться не только как несущая поверхность, создавая подъемную силу при горизонтальном полете, но и как корпус прямоточного двигателя.

Общий вид колеоптера и его принципиальная компоновочная схема приведены на фиг. 137. В кольцевом крыле при помощи четырех распорок установлен соосно с крылом фюзеляж. В носовой части фюзеляжа размещены кабина летчика, радиолокатор и различное оборудование. В центральной части фюзеляжа установлен турбореактивный двигатель, в который воздух поступает через щелевые воздухозаборники. Кольцевое крыло является корпусом прямоточного двигателя, а распорки крыла—пламядержателями. Топливные баки размещаются в фюзеляже и в кольцевом крыле.

Колеоптер взлетает и садится, используя тягу ТРД, а при достижении большой скорости полета, когда ТРД становится неэкономичным, включается прямоточный двигатель, а воздухозаборники ТРД при этом закрываются. Управление на взлете осуществляется газовыми рулями в потоке газов ТРД, а при достижении больших скоростей—четырьмя аэродинамическими рулями на кольцевом крыле. Сиденье летчика должно поворачиваться, как показано на схеме. Предполагается, что такой колеоптер будет иметь максимальную скорость полета 2500 км/час и набирать высоту в 20 км за три минуты.

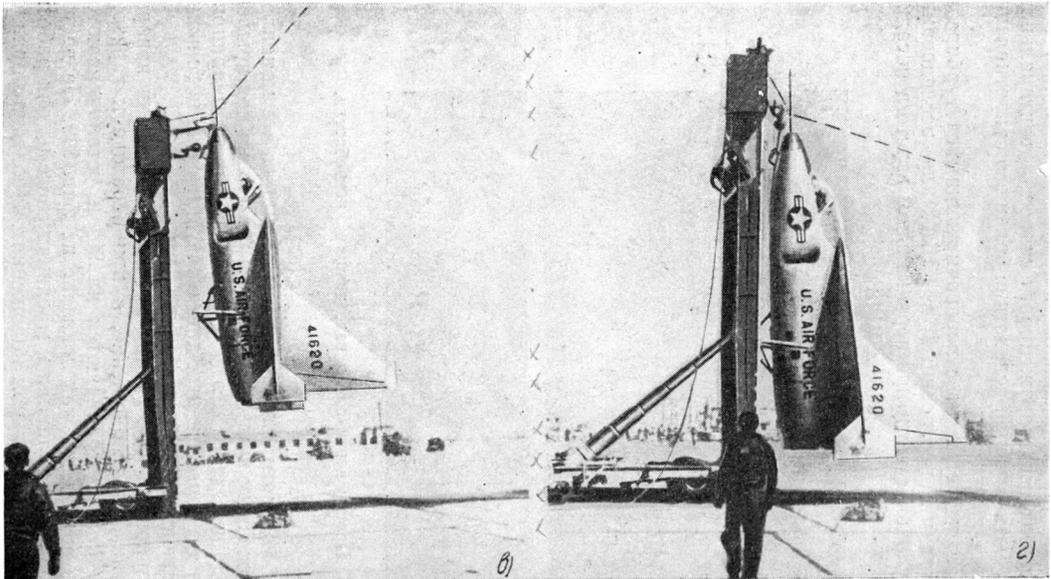
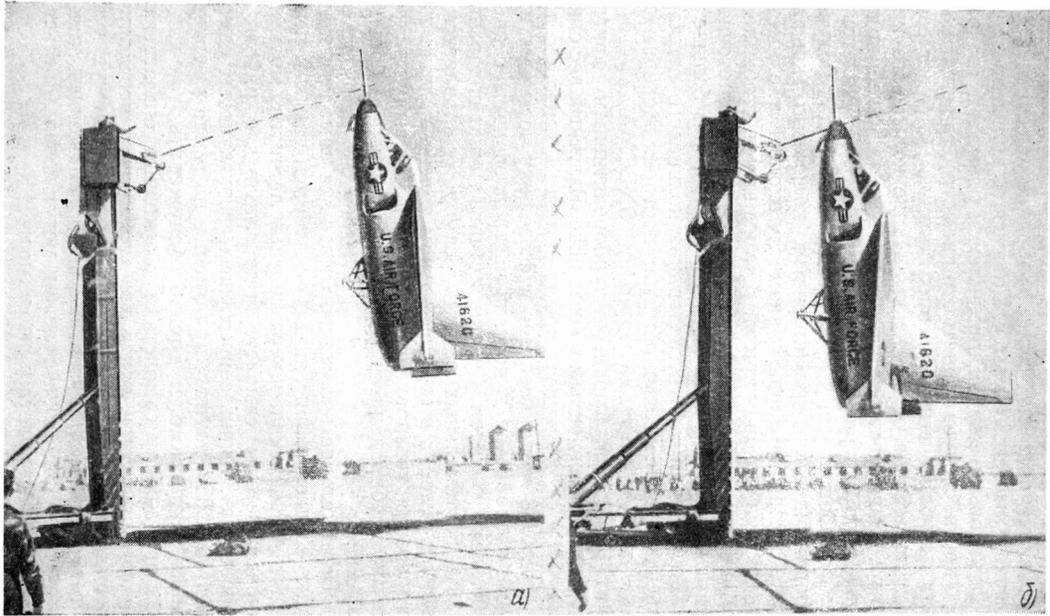
Основным преимуществом кольцевого крыла является возможность его использования как корпуса прямоточного двигателя. Кроме того, кольцевое крыло, представляющее замкнутую поверхность, может быть выполнено более жестким и легким. Однако кольцевое крыло уступает по своим аэродинамическим характеристикам обычному плоскому крылу. Если взять кольцевое и прямое крыло с одинаковыми хордой, профилем и размахом (за размах кольцевого крыла следует принять его диаметр), то кольцевое крыло будет обладать более высоким сопротивлением и будет создавать меньшую подъемную силу. Использование кольцевого крыла одновременно и как несущей поверхности, создающей подъемную силу, и как корпуса прямоточного двигателя затрудняется противоречивыми требованиями к крылу и двигателю: для получения хороших аэродинамических характеристик кольцевого крыла необходимо иметь отношение хорды к диаметру около 1, т. е. иметь относительно небольшую хорду крыла. В то же время, чтобы получить полное сгорание топлива и эффективную работу прямоточного двигателя, длина корпуса должна быть в несколько раз больше его диаметра.

Во Франции для исследования кольцевого крыла как несущей поверхности на разных режимах построен экспериментальный вертикально взлетающий самолет SNECMA C-450 «Колеоптер» (фиг. 138), снабженный турбореактивным двигателем тягой 3700 кг, установленным в фюзеляже. Взлетный вес самолета составляет 3250 кг. Кольцевое крыло самолета, имеющее диаметр 4,15 м и хорду 3,8 м, прикреплено к фюзеляжу четырьмя профилированными распорками. В носовой части расположена кабина летчиков с большим фонарем. Сиденье летчика может поворачиваться.

На вертикальных режимах самолет управляется при помощи газовых рулей, а в горизонтальном полете—рулями крестообразного оперения, установленного на крыле. К крылу прикреплены также четыре неубирающиеся ноги шасси, имеющие большой ход амортизации.

Вертикальное положение фюзеляжа самолета при взлете и посадке создает значительные неудобства, так как необходимо применять поворачивающиеся сиденья летчиков, модифицировать основные системы самолета и двигателя для работы в различных положениях. Длина современных сверхзвуковых самолетов составляет 15—20 м, поэтому при стоянке на земле в вертикальном положении такой самолет трудно обслуживать, так как затрудняется доступ в кабину самолета и к основным его агрегатам. Поэтому как для самолетов, так и для колеоптеров необходимо применять специальные тележки, на которых они смогут устанавливаться в горизонтальном и вертикальных положениях, как показано на фиг. 134 и 138. Такие тележки могут использоваться и для транспортировки самолета в любое место.

Сохранение горизонтального положения фюзеляжа для реактивного самолета на всех режимах полета возможно с применением поворачивающихся турбореактивных двигателей, которые при взлете и посадке устанавливаются в вертикальном положении,

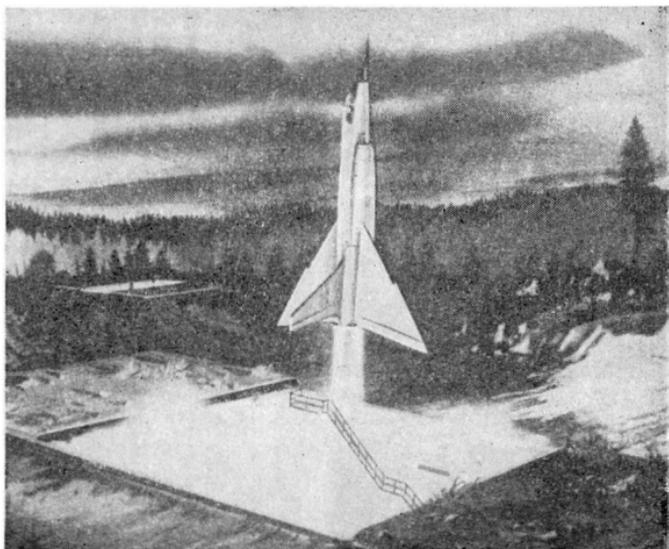


Фиг. 135. Посадка самолета на посадочную рампу.

а и б—приближение самолета к рампе, в—зацепление крюка за трос, г—самолет повис на крюке.

создавая вертикальную тягу, а при горизонтальном полете устанавливаются в горизонтальном положении, как показано на фиг. 139. У таких самолетов по сравнению с реактивными самолетами, взлетающими при вертикальном положении фюзеляжа, даже при наличии большой тяговооруженности скорость вертикального взлета не может быть большой вследствие большого сопротивления крыла и фюзеляжа.

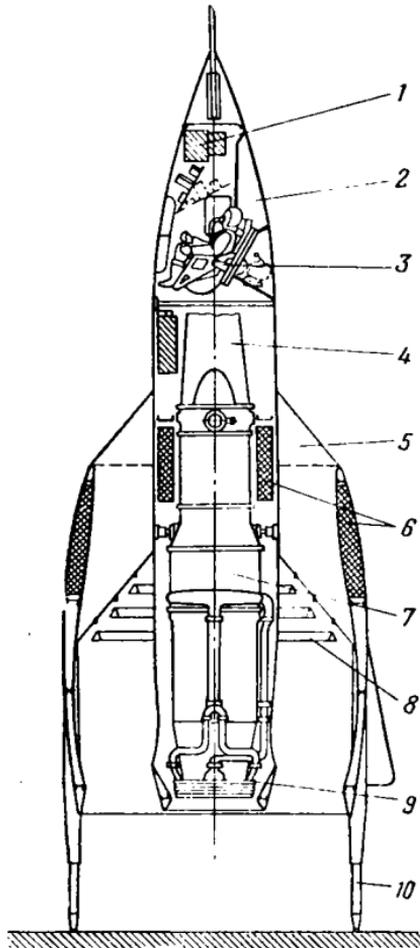
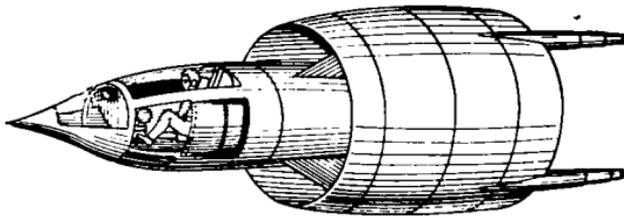
Экспериментальный самолет с поворачивающимися турбореактивными двигателями, построенный в США для исследования устойчивости и управляемости при вертикальном взлете и посадке,



Фиг. 136. Проект вертикально взлетающего истребителя.

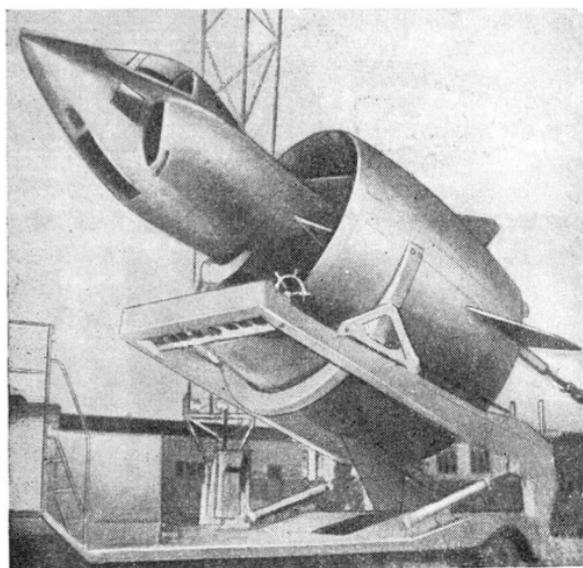
показан на фиг. 140. Этот самолет представляет собой моноплан с высоко расположенным крылом. По бокам фюзеляжа под крылом на трубе, проходящей через центр тяжести самолета, шарнирно прикреплены два турбореактивных двигателя, имеющие небольшие размеры и обладающие тягой по 450 кг.

Для вертикального взлета (и при посадке) двигатели поворачиваются в вертикальное положение, а при переходе к горизонтальному полету они поворачиваются на  $90^\circ$  и устанавливаются в горизонтальное положение, как показано на фиг. 140. На двигателях модифицированы топливная и масляная системы для работы в вертикальном и горизонтальном положениях. Проводка управления двигателями проходит внутри трубы, на которой они установлены. Топливо подается к двигателям по гибким шлангам. Зазор в 1 м между соплом и землей при работе двигателей в вертикальном положении является достаточным для того, чтобы вытекающие

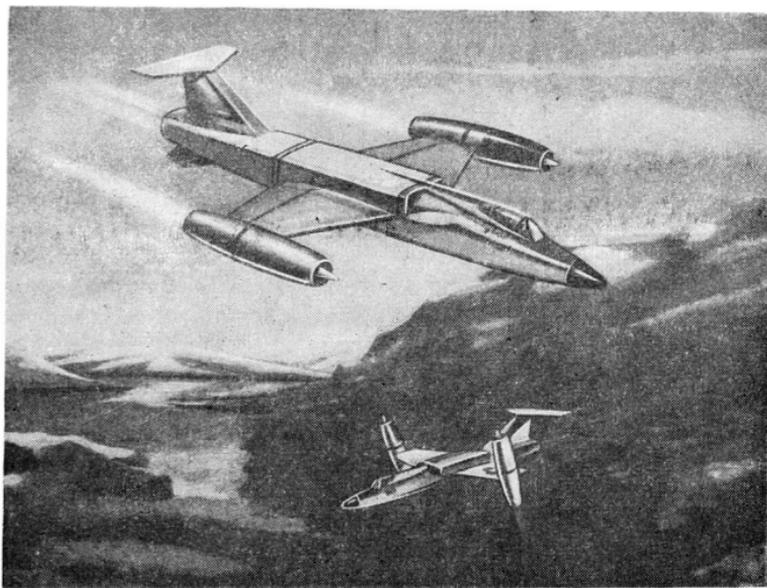


Фиг. 137. Общий вид (сверху) и компоновочная схема (снизу) колептера (проект).

1—радиооборудование, 2—фонарь кабины, 3—поворачивающееся сиденье летчика, 4—воздухозаборник, 5—распорки кольцевого крыла, 6—топливные баки, 7—турбореактивный двигатель, 8—пламядержатели прямоточного двигателя, 9—газовые рули, 10—стойки шасси.



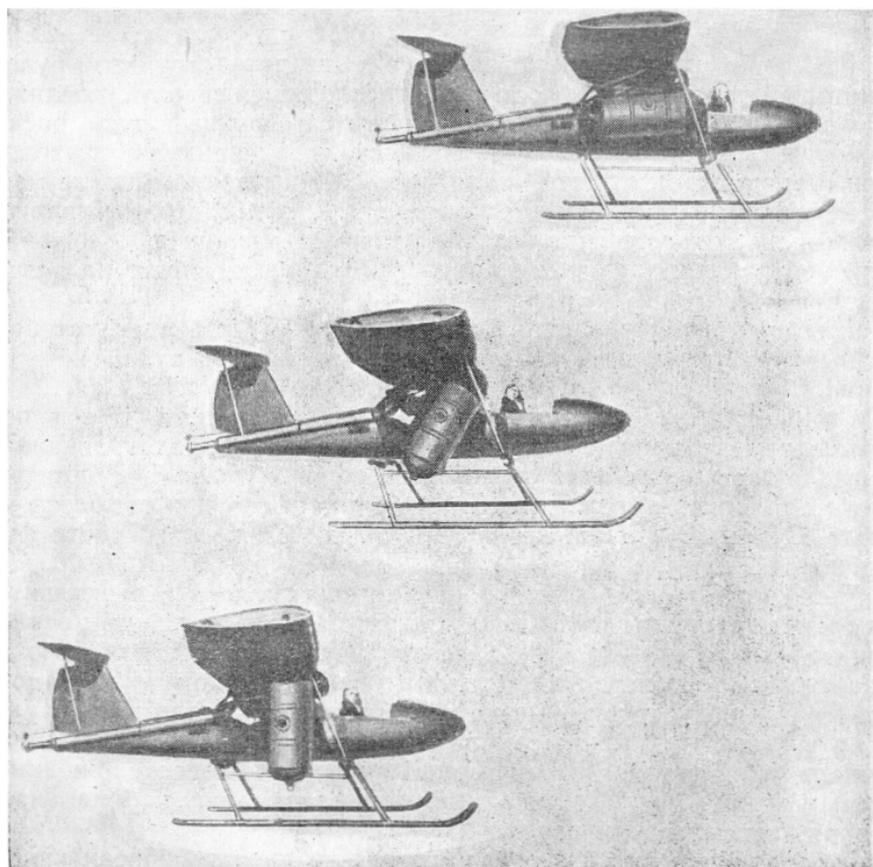
Фиг. 138. Экспериментальный самолет с кольцевым крылом на тележке, предназначенной для его обслуживания и транспортировки.



Фиг. 139. Проект вертикально взлетающего самолета с поворачивающимися двигателями.

горячие газы при отражении от земли не попадали в воздухозаборники ТРД.

При вертикальном взлете или посадке, а также при висении и полете с малыми скоростями самолет управляется при помощи струйных рулей, расположенных на концах крыльев и на хвосте. Сжатый воздух к струйным рулям подается от отдельного турбо-



Фиг. 140. Экспериментальный самолет с поворачивающимися двигателями.

реактивного двигателя, установленного сверху фюзеляжа. Этот двигатель работает как воздушный компрессор и обладает производительностью около  $1 \text{ кг воздуха/сек}$ .

При горизонтальном полете самолет управляется рулями направления и высоты и элеронами. Это управление жестко связано с управлением струйными рулями, так что на вертикальных режимах, когда самолет управляется струйными рулями, рули и элероны также отклоняются соответственно действию ручки и педалей.

Струйные рули, установленные на концах крыльев и предназна-

ченные для поперечного управления на вертикальных режимах, имеют щелевые отверстия по длине и могут поворачиваться, так как связаны кривошипами и жесткими тягами с элеронами. Когда элероны стоят в нейтральном положении, струйные рули, поворачиваясь, устанавливаются так, что их отверстия обращены назад. При отклонении элеронов струйные рули поворачиваются в разные стороны, благодаря чему при вытекании из них воздуха создается момент, поворачивающий самолет относительно продольной осп.

Хвостовой узел управления состоит из двух струйных рулей, к которым подается воздух по трубе, проходящей сверху фюзеляжа. Для продольного управления используется струйный руль, расположенный в горизонтальной плоскости перпендикулярно трубе. При помощи жесткой тяги, соединенной одним концом с рулем высоты, струйный руль может поворачиваться, так что вырезанная в нем щель для истечения воздуха занимает различное положение. При нейтральном положении руля высоты щель обращена назад, а при его отклонении поворачивается.

Для путевого управления используется струйный руль, установленный в вертикальном положении и связанный с рулем направления.

Самолет имеет простую конструкцию. К стойкам шасси под фюзеляжем прикреплена защитная перегородка, предохраняющая нижнюю часть фюзеляжа от действия горячих газов ТРД при работе их в вертикальном положении во время стоянки самолета на земле. Открытая кабина летчика размещена в носовой части фюзеляжа.

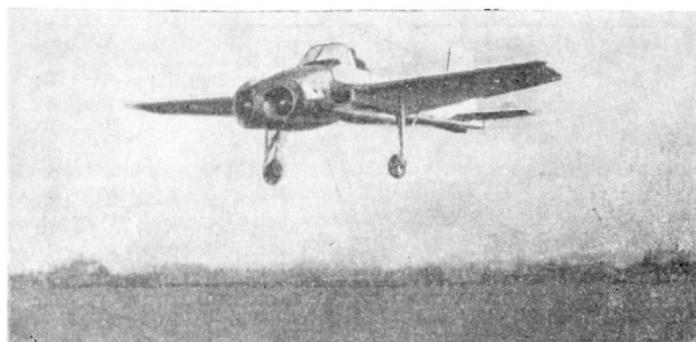
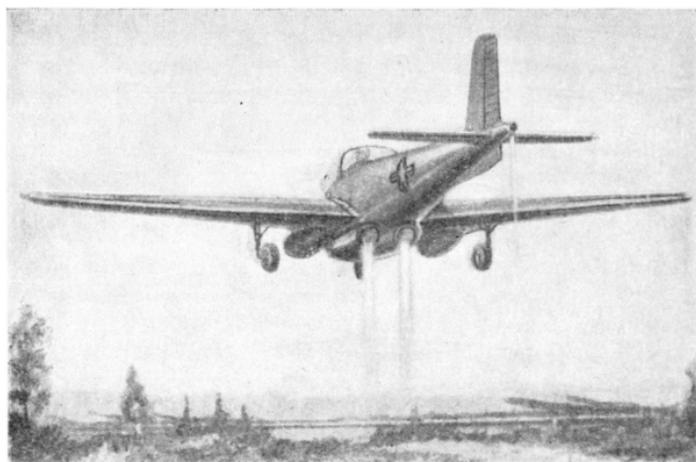
Необходимую для взлета реактивного самолета вертикальную тягу можно получить не только поворотом двигателей, но и отклонением вниз потока газов турбореактивного двигателя при помощи специальных устройств в виде поворачивающихся лопаток, установленных в выходном сопле двигателя. Такое устройство используется на экспериментальном самолете, показанном на фиг. 141. Этот самолет представляет собой моноплан со среднерасположенным прямым крылом. Для летчика оборудована открытая кабина, снабженная защитным козырьком.

Силовая установка самолета состоит из двух турбореактивных двигателей тягой по 900 кг, расположенных рядом в носовой части фюзеляжа. В выходных соплах двигателей установлены поворачивающиеся лопатки. Для вертикального взлета и посадки самолета лопатки при помощи специального управления из кабины летчика поворачиваются, отклоняя вниз поток газов и создавая необходимую вертикальную тягу. После вертикального взлета лопатки поворачиваются, уменьшая угол отклонения потока газов до тех пор, пока самолет не перейдет в горизонтальный полет.

На концах крыльев и на хвосте самолета установлены струйные рули, к которым подводится сжатый воздух, отбираемый от компрессоров двигателя. Воздействуя на обычные органы управления, летчик изменяет расход воздуха через струйные рули и, следова-

тельно, их тягу. Струйные рули на концах крыла обеспечивают поперечное, а на хвосте—продольное и путевое управление.

Топливо размещается в двух подвесных баках под крылом. Шасси самолета трехколесное с носовым колесом, не убирающееся в полете.



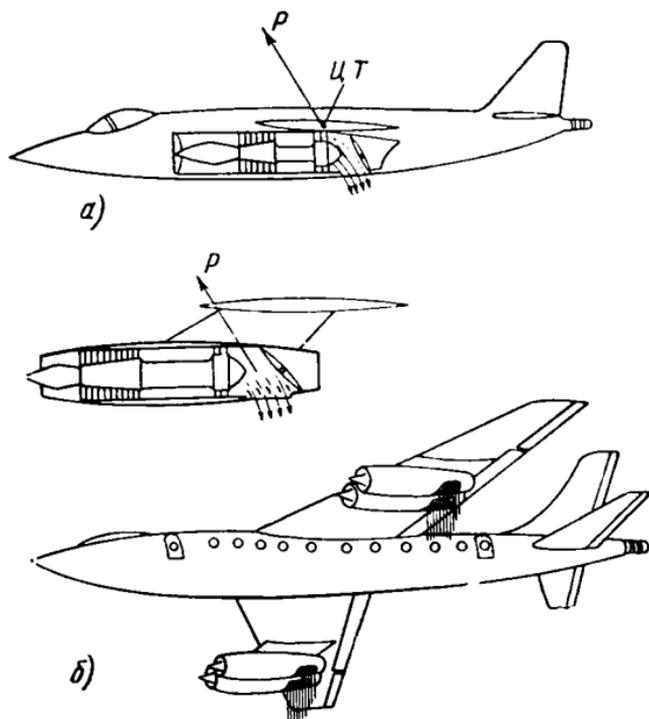
Фиг. 141. Экспериментальный вертикально взлетающий самолет с отклонением потока газов ТРД.

Устройство для отклонения вниз потока газов является весьма перспективным для использования на вертикально взлетающих реактивных самолетах. Создание вертикальной тяги здесь уже не связано с поворотом всего самолета или двигателей на  $90^\circ$ , что облегчает компоновку самолета. На фиг. 142 показаны проекты двух вертикально взлетающих самолетов: легкого самолета с установленными в фюзеляже двигателями (а) и тяжелого самолета (б), у которого двигатели установлены в гондолах под крылом.

У спроектированных самолетов двигатели должны располагаться таким образом, чтобы тяга их  $P$  при любом отклонении лопаток

проходила через центр тяжести самолета (см. фиг. 142), так как иначе будет возникать продольный момент, вызывающий наклон фюзеляжа самолета. Поворот потока газов вследствие потерь будет сопровождаться некоторым уменьшением величины тяги.

Устройство для отклонения вниз потока газов турбореактивного двигателя просто по конструкции и требует при установке лишь некоторой модификации самолета. Такие устройства могут исполь-



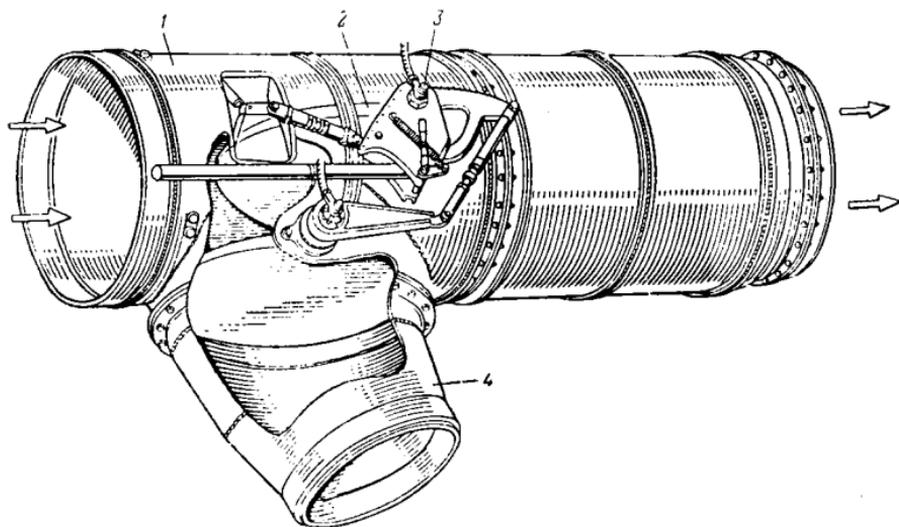
Фиг. 142. Проекты вертикально взлетающих самолетов, у которых при взлете отклоняется вниз поток газов ТРД.

*а*—легкий самолет с двумя ТРД, установленными по бокам фюзеляжа, *б*—тяжелый самолет с четырьмя ТРД, установленными на пилонах под крылом.

зоваться для улучшения посадочных характеристик современных реактивных самолетов, позволяя уменьшить посадочную скорость и длину пробега. В выходном сопле турбореактивного двигателя (фиг. 143) устанавливается поворачивающаяся заслонка, которая обычно направлена по потоку. Когда требуется отклонить поток газов вниз, чтобы получить вертикальную тягу, заслонка поворачивается на  $45^\circ$  и направляет газы в отклоненное вниз выходное сопло. Поворот заслонки управляется при помощи туг из кабины летчика.

Следует отметить, что в последнее время силовая установка самолета все чаще рассматривается не только как движитель, но

и как средство для создания подъемной силы. Разрабатываются проекты самолетов, у которых нет несущих поверхностей и вся необходимая для поддержания самолета в воздухе подъемная сила создается силовой установкой. Проект одного из таких самолетов, предложенный немецким конструктором Липишем, показан на фиг. 144. Этот самолет не имеет крыла. При вертикальном взлете и посадке подъемная сила должна создаваться отклонением вниз при помощи регулируемых заслонок потока газов от ряда двухконтурных турбореактивных двигателей, установленных в фюзеляже. При переходе к горизонтальному полету угол отклонения вниз пото-

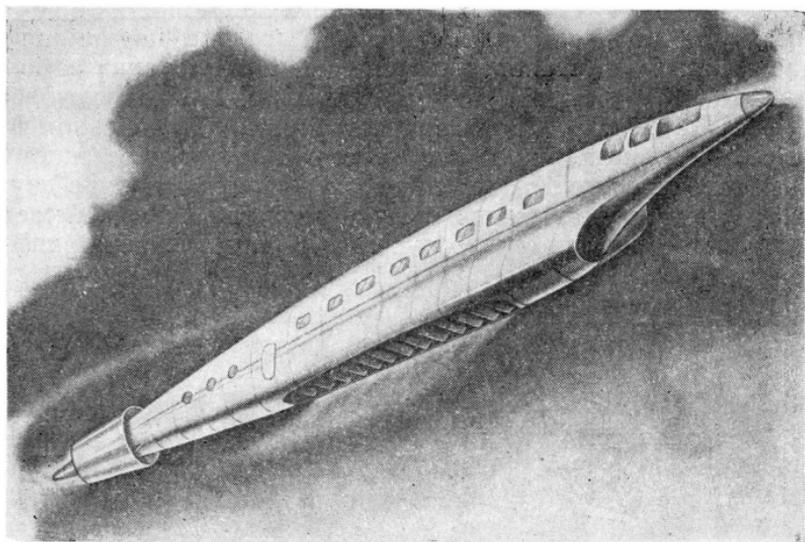


Фиг 143. Установка устройства для отклонения вниз потока газов в выходном сопле ТРД.

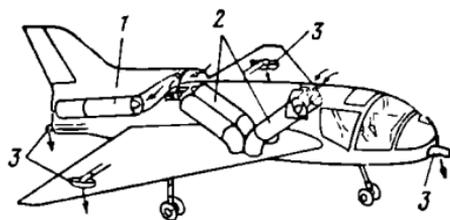
1—выходное сопло, 2—заслонка, 3—механизм поворота заслонки, 4—отклоненное вниз сопло.

ка газов уменьшается. Фюзеляж самолета имеет специальную форму, благодаря которой он при больших скоростях полета (свыше 2000—2500 км/час) может создавать подъемную силу, достаточную для того, чтобы поддерживать вес самолета. При этом заслонки закрываются и весь поток газов выбрасывается в выходные сопла на хвосте самолета. Управляется самолет при помощи обычных аэродинамических и газовых рулей.

В связи с большими успехами в развитии ТРД, обладающих небольшим удельным весом, высказывались мнения, что у вертикально взлетающего самолета силовая установка может состоять из двух отдельных групп двигателей: одних для вертикального взлета и других для горизонтального полета. Благодаря применению отдельных двигателей для вертикального взлета и горизонтального полета самолет сможет совершить вертикальный взлет и посадку при обычном горизонтальном положении фюзеляжа без каких-либо устройств для поворота двигателей или потока газов. На фиг. 145 показан экспериментальный самолет с отдельными двига-



Фиг. 144. Проект бескрылого самолета.



Фиг. 145. Схема экспериментального вертикально взлетающего самолета с отдельными двигателями для вертикального взлета и горизонтального полета.

1—двигатель для горизонтального полета, 2—двигатели для вертикального взлета, 3—струйные рули.

телями для вертикального взлета и посадки и горизонтального полета.

Фюзеляж самолета имеет небольшую длину. В носовой части размещается кабина летчика с большим фонарем. В кабине установлено катапультируемое сиденье, позволяющее производить катапультирование летчика на малых высотах и малых скоростях полета, что особенно важно для вертикально взлетающего самолета.

На самолете установлено пять турбореактивных двигателей, которые обладают необычайно малым удельным весом, немногим более  $0,1 \text{ кг/кг тяги}$ . Тяга каждого двигателя составляет 900 кг. Четыре двигателя, создающих вертикальную тягу, установлены попарно в наклонном положении так, что их сопла образуют одно общее сопло. Пятый двигатель установлен в горизонтальном положении в задней части фюзеляжа и создает необходимую для полета горизонтальную тягу.

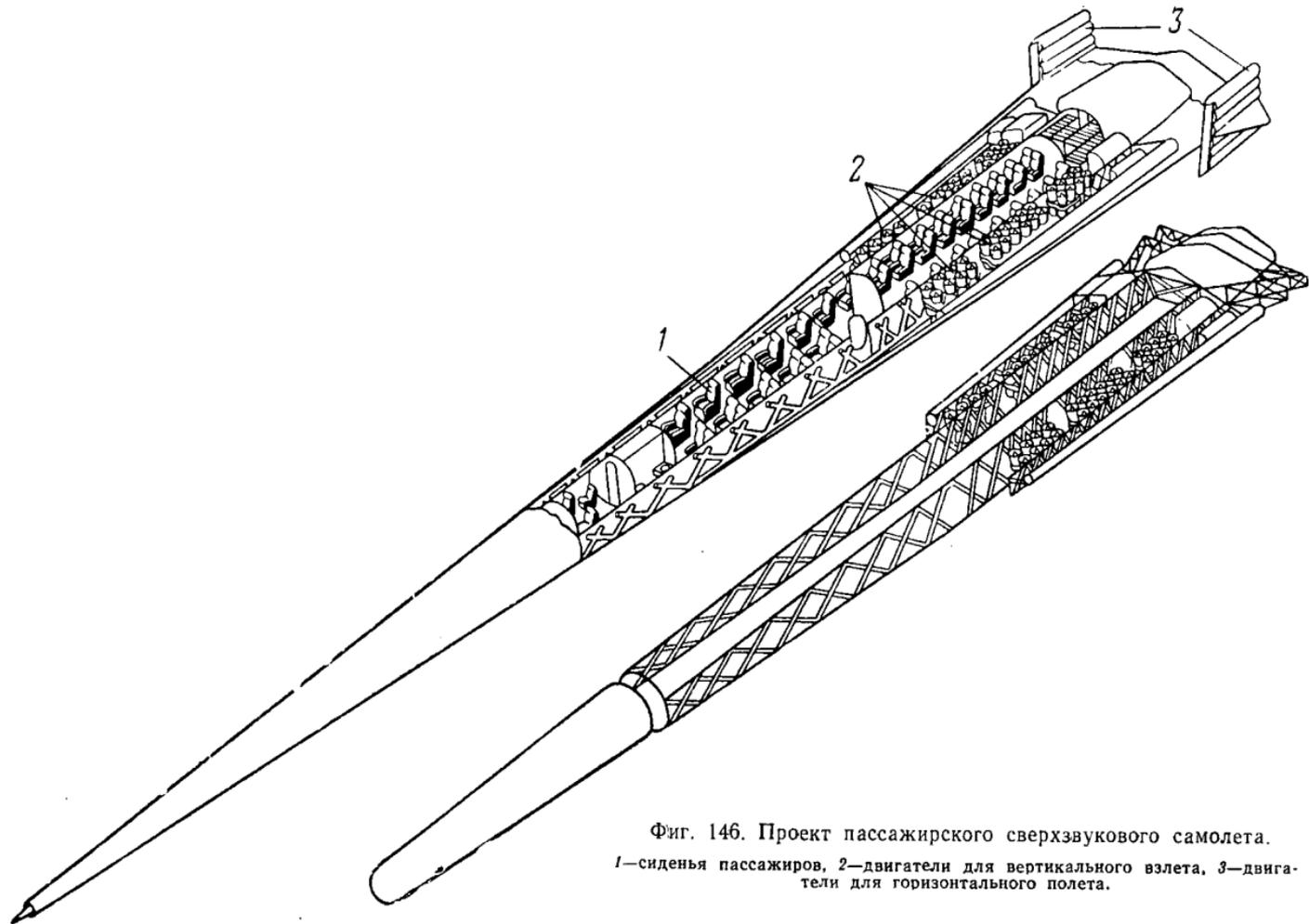
Воздухозаборники передних двух двигателей выполнены в виде окон, защищенных сеткой. Для трех задних двигателей используется щелевой воздухозаборник, причем воздух для двух двигателей для вертикального взлета попадает также через окна, защищенные сеткой.

Для управления при вертикальном взлете и посадке, а также при малых скоростях полета, когда аэродинамические рули неэффективны, на самолете используются струйные рули, установленные на концах крыльев, а также на носу и хвосте фюзеляжа, к которым подводится сжатый воздух от компрессора пятого двигателя, предназначенного для горизонтального полета.

После вертикального взлета самолет при помощи автоматической системы управления переходит к горизонтальному полету. Эта система позволяет постепенно увеличивать горизонтальную тягу; самолет при этом разгоняется, и крыло начинает создавать все большую подъемную силу; в это же время благодаря действию автоматической системы вертикальная тяга уменьшается настолько, чтобы сохранялась неизменной полная составляющая подъемной силы крыла и вертикальной тяги, равная взлетному весу самолета.

Самолет снабжен неубирающимся трехколесным шасси с носовым колесом. Стойки шасси имеют большой ход амортизации, чтобы обеспечить безопасную посадку с большой скоростью снижения. На каждой стойке установлены сдвоенные колеса.

Предполагается, что такие схемы самолетов с отдельными двигателями для вертикального взлета и горизонтального полета могут оказаться рациональными при скоростях полета, соответствующих числу  $M > 1,5$ . Дополнительный вес двигателей для вертикального взлета, которые оказываются лишним грузом при горизонтальном полете, может быть компенсирован уменьшением веса конструкции крыла, так как выбор площади крыла будет производиться из условий полета на крейсерской скорости, а не из условий взлета и посадки. Благодаря этому возможно применить крыло с большой нагрузкой, порядка  $1500 \text{ кг/м}^2$ . Кроме того, может быть



Фиг. 146. Проект пассажирского сверхзвукового самолета.

1—сиденья пассажиров, 2—двигатели для вертикального взлета, 3—двигатели для горизонтального полета.

значительно упрощена конструкция шасси, что также дает выигрыш в весе.

Для взлета на таком самолете должны использоваться небольшие ТРД, рассчитанные на непродолжительный ресурс работы. Удельный вес таких ТРД может быть доведен до  $0,1 \text{ кг/кг тяги}$ . Расход топлива будет довольно высоким, около  $1,5 \text{ кг/кг тяги час}$ .

Проект такого сверхзвукового тяжелого пассажирского самолета, опубликованный в иностранной печати, показан на фиг. 146. Он имеет треугольное крыло, на концах которого установлены вертикально в ряд по шесть турбореактивных двигателей, создающих горизонтальную тягу. В крыле в вертикальном положении установлено 56 небольших турбореактивных двигателей, использующихся только для взлета и посадки.

Развитие реактивных вертикально взлетающих самолетов связано с решением целого ряда новых задач. Некоторые из них, например устойчивость и управляемость самолета при взлете и посадке, уже решены. Значительную сложность представляет эксплуатация таких самолетов. Огромный поток газов от турбореактивных двигателей, направленный вниз, может вызвать разрушение покрытия взлетно-посадочной площадки. Такие самолеты должны эксплуатироваться со специальных взлетно-посадочных площадок, имеющих защитное покрытие. Другой сложной проблемой является обеспечение безопасности на режиме вертикального взлета и посадки, когда самолет поддерживается в воздухе только тягой установленных на нем двигателей. Решение этой проблемы может быть найдено при установке нескольких двигателей, которые при выходе из строя одного из них будут создавать достаточную тягу для поддержания самолета в воздухе или безопасного снижения.

### **Сравнение вертолетов и вертикально взлетающих самолетов**

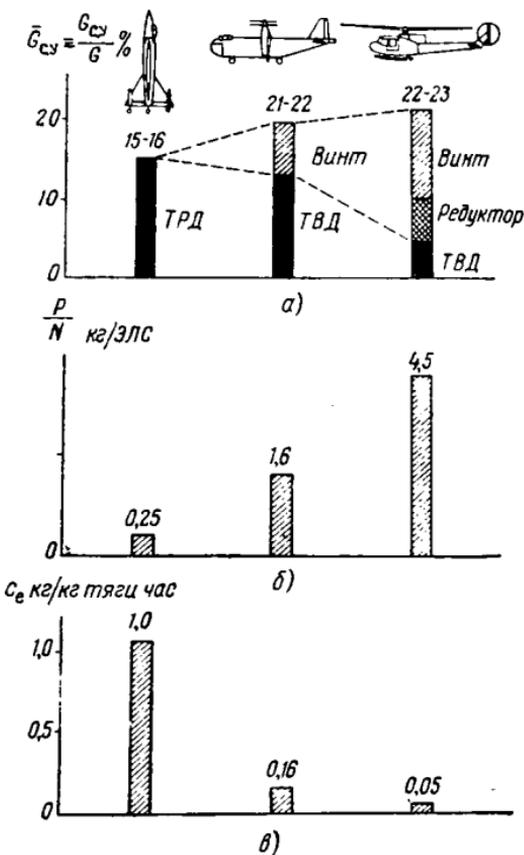
В настоящей книге описаны различные виды летательных аппаратов, относящихся к безаэродромной авиации. Одни из них например, вертолеты, уже прочно вошли в нашу жизнь, над созданием и доведением до практической эксплуатации других работают сейчас авиационные конструкторы и ученые. В связи с появлением таких новых видов безаэродромной авиации, как вертикально взлетающие самолеты с винтами и вертикально взлетающие реактивные самолеты, встает вопрос, не смогут ли эти самолеты в какой-то степени заменить вертолеты.

Чтобы ответить на этот вопрос, постараемся сравнить между собой вертолеты и вертикально взлетающие самолеты. Сравнение их будем производить из условия полета у земли на режиме висения, когда тяга, развиваемая винтами или реактивными двигателями, равна взлетному весу ( $\varphi=1$ ), так как этот режим является особенностью вертолетов и вертикально взлетающих самолетов, определяя размеры их силовой установки. Сравним будем удельный вес силовой установки (определение которого возможно по графику, приведенному на фиг. 107), развиваемую ею удельную тягу, отнесенную к единице мощности, и удельный расход топлива,

отнесенный к развиваемой силовой установкой тяге. Графики сравнения приведены на фиг. 147.

У вертикально взлетающего реактивного самолета (при  $\varphi=1$ ) удельный вес силовой установки на режиме висения определяется удельным весом турбореактивного двигателя, который у лучших моделей составляет 0,15—

0,16 кг/кг тяги.



Фиг. 147. Сравнение силовых установок реактивного и винтового вертикально взлетающих самолетов и вертолета по удельному весу (а), удельной тяге на эквивалентную лошадиную силу (б) и удельному расходу топлива (в).

самолета винт развивает тягу, отнесенную к мощности, равную 1,6 кг/л. с., а вес винта составляет 0,1 кг/л. с. и вес турбовинтового двигателя с редуктором 0,25 кг/л. с., то удельная тяга силовой установки будет равна 4,6 кг тяги/кг, а ее удельный вес составит 22% от взлетного веса самолета. Удельный расход топлива ТВД 0,25 кг/л. с. час. Если отнести его к развиваемой тяге, то он составит ~0,16 кг/кг тяги час.

У вертолета при взлете несущий винт развивает тягу, отнесенную к мощности, равную ~4,5 кг/л. с. Удельный вес самого несущего

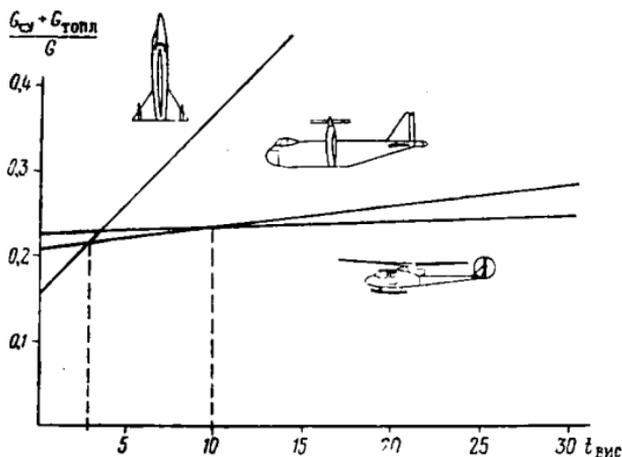
Чтобы сравнивать силовую установку вертикально взлетающего реактивного самолета с силовыми установками вертолета и вертикально взлетающего самолета с винтами, необходимо тягу турбореактивного двигателя отнести к эквивалентной мощности, сравнивая турбореактивный и турбовинтовой двигатели по эквивалентному расходу топлива (удельный расход топлива турбореактивного двигателя принят равным 1 кг/кг тяги час, а турбовинтового двигателя — 0,25 кг/л. с. час).

У вертикально взлетающих самолетов с винтами и вертолетов для сравнения их с вертикально взлетающим реактивным самолетом к силовой установке, в которую входит турбовинтовой двигатель, следует также отнести редуктор и винт.

Если принять, что у вертикально взлетающего

щего винта составляет  $\sim 10\%$  от взлетного веса вертолета, т. е.  $\sim 0,5$  кг/л. с. Если принять удельный вес ТВД также равным  $0,25$  кг/л. с., а вес редуктора несущего винта  $0,3$  кг/л. с., то удельная тяга силовой установки вертолета составит  $4,3$  кг тяги/кг, а ее удельный вес, отнесенный к взлетному весу, будет равен  $\sim 24\%$ , т. е. будет несколько больше, чем у реактивного и винтового вертикально взлетающих самолетов. Зато удельный расход топлива вертолета составит всего лишь  $0,05$  кг/кг тяги час.

На основании приведенных на фиг. 147 графиков удельного веса силовой установки и удельного расхода топлива можно построить график (фиг. 148), показывающий, как будет изменяться



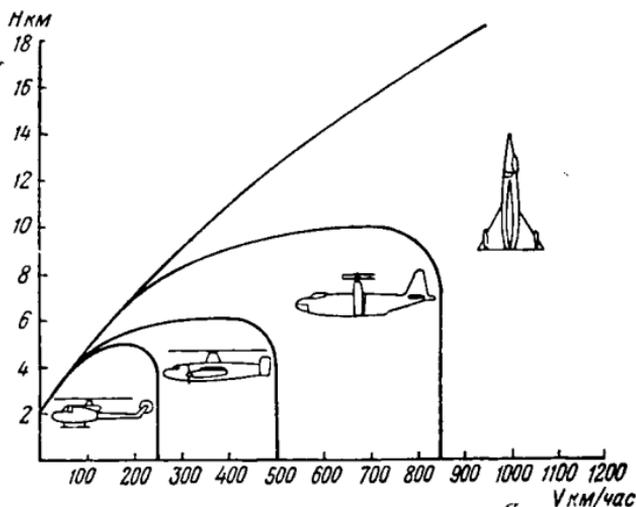
Фиг. 148. Зависимость удельного веса силовой установки с учетом расходуемого топлива  $(G_{с.у} + G_{топл})/G$  от продолжительности режима висения.

удельный вес силовой установки, включая расходуемое на режиме висения топливо  $(G_{с.у} + G_{топл})/G$  в зависимости от продолжительности режима висения. Для режима висения продолжительностью менее 3 мин. наименьший вес силовой установки с учетом веса расходуемого топлива будет у вертикально взлетающего реактивного самолета; при продолжительности режима висения менее 10 мин. — у вертикально взлетающего самолета с винтами и при большей продолжительности — у вертолета. Поэтому вертикально взлетающие самолеты не смогут выполнять таких специфичных задач, как наблюдение, спасательные работы, требующих длительного полета на режиме висения и выполняемых вертолетами.

Кроме того, вертолет может перевозить наибольшую нагрузку при одинаковой мощности силовой установки благодаря тому, что несущий винт позволяет получить тягу, равную  $4-5$  кг/л. с. При одинаковом взлетном весе у вертикально взлетающего самолета с винтами потребуются силовая установка, в 3 раза большей мощности, чем у вертолета, а у вертикально взлетающего реактивного самолета (при пересчете в эквивалентную мощность) силовая уста-

новка должна быть в 15—20 раз большей мощности. Поэтому вертолет будет наиболее рациональным средством (по сравнению с другими летательными аппаратами с вертикальным взлетом) для перевозки тяжелых грузов, например при использовании вертолета в качестве летающего крана.

Преимуществом вертикально взлетающих самолетов является возможность достижения значительно больших скоростей полета по сравнению с вертолетом. Они могут представлять интерес как гражданские и военные самолеты для больших скоростей полета. Можно представить себе области возможного применения различ-



Фиг. 149. Возможные области применения вертолетов и вертикально взлетающих самолетов.

ных видов вертикально взлетающих аппаратов, пользуясь графиком, приведенным на фиг. 149.

Для скоростей полета до 250 км/час и ограниченных высот вертолет будет обладать преимуществами по сравнению с другими типами вертикально взлетающих самолетов. Для больших скоростей полета, от 250 до 500 км/час, преимущества будут уже у комбинированных вертолетов и вертолетов-самолетов, а для скоростей от 500 до 850 км/час и высот полета до 10 км — у вертикально взлетающих самолетов с винтами. Достижение больших скоростей и высот полета возможно лишь у реактивных вертикально взлетающих самолетов.

Мы живем в век бурного развития техники. То, что вчера казалось мечтой, сегодня уже становится действительностью. И если сегодня ведется еще постройка опытных и экспериментальных комбинированных вертолетов, вертолетов-самолетов и вертикально взлетающих самолетов, то можно ожидать, что в недалеком будущем мы их увидим в эксплуатации.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Баев Л. К., Вертолет, Гостехиздат, 1954.
2. Баршевский В. Б., Вертолет в полете, изд. ДОСААФ, 1955.
3. Братухин И. П., Проектирование и конструкции вертолетов, Оборонгиз, 1955.
4. Бирюлин В. И., Современные вертолеты, Вертолеты завтра, «Крылья Родины», 1956, № 11, 12.
5. Заяц А. А., Винтокрылы, изд. «Молодая гвардия», 1957.
6. Зарва В., Авиация без аэродромов, «Крылья Родины», 1957, № 2.
7. Захарин В. А., Вертолет, Оборонгиз, 1956.
8. Изаксон А. М., Геликоптеры, Оборонгиз, 1948.
9. Камов Н. И., Винтокрылые летательные аппараты, Оборонгиз, 1949.
10. Матвеев В. Н., Квашнин А. Ю., Гарнаев Ю. А., Турболет — новое дитя авиации, «Техника молодежи», 1958, № 1.
11. Миль М. Л., Вертолеты, изд. «Знание», 1957.
12. Ружицкий Е. И., Проблемы развития безаэродромной авиации, «Гражданская авиация», 1957, № 7.
13. Ружицкий Е. И., Современные проблемы взлета и посадки самолетов, «Вестник воздушного флота», 1957, № 3.
14. Рыбаков С. В., Вертикально взлетающие и приземляющиеся летательные аппараты, «Вестник воздушного флота», 1955, № 8.
15. Шульженко М. Н., Конструкции самолетов, Оборонгиз, 1955.
16. Юрьев Б. Н., Аэродинамика вертолета, Оборонгиз, 1956.
17. Hereil G., Making Aeroplanes Independent of Runways, „Journal of the Royal Aeronautical Society“, VI, 1955, N 534.
18. Hinz E. R., Jet VTOL, „Aeronautical Engineering Review“, VII, 1956, N 7.
19. Hohenemser K. H., Remarks on the Unloaded Rotor Type of Convertiplane, „Proceedings of the Eleventh Annual Forum, American Helicopter Society“, 1955.
20. Just W., Die verschiedenen Arten von Vertikalstartflugzeugen, „Flugwelt“, V, 1957, N 5.
21. Lichten R. L., Mertens J. R., Development of the XV-3 Convertiplane, „Proceedings of the Twelfth Annual Forum, American Helicopter Society“, 1956.
22. Mack K. W., Kurzstart, „Luftfahrttechnik“ I, 1957, N 1.
23. O'Malley J. A., Problems of Stability and Control for VTOL Aircraft, „Aeronautical Engineering Review“, X, 1957, N 10.

## Журналы

„Aircraft Engineering“, „Aeroplane“, „Aeronautical Engineering Review“, „American Aviation“, „American Helicopter“, „American Helicopter Society Newsletter“, „Aviation Magazine“, „Aviation Week“, „Flight“, „Flugwelt“, „Interavia Newsletter“, „Interavia Review of the World Aviation“, „Journal of the Helicopter Association of Great Britain“, „Journal of the Aeronautical Sciences“, „Luftfahrttechnik“, „Popular Mechanics“, „Popular Science“, „Journal of the Royal Aeronautical Society“, „SAE Journal“.

## СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение . . . . .	3
<b>Проблемы взлета и посадки современных самолетов . . . . .</b>	<b>13</b>
Взлетно-посадочные характеристики современных самолетов . . . . .	13
Устройство аэродрома для современных самолетов . . . . .	20
Способы уменьшения длины разбега и пробега самолетов . . . . .	23
Механизация крыла самолета . . . . .	25
Системы управления пограничным слоем и циркуляцией у крыла . . . . .	33
Средства, используемые для ускорения движения самолета при взлете	44
Средства, используемые для торможения самолета при посадке . . . . .	54
Стационарные средства торможения . . . . .	60
Способы уменьшения давления на взлетно-посадочную полосу . . . . .	64
<b>Пути развития безаэродромной авиации . . . . .</b>	<b>70</b>
Современные вертолеты . . . . .	70
Особенности аэродинамики несущего винта вертолета при горизонталь-	90
ном полете . . . . .	
Способы увеличения максимальной скорости полета вертолета . . . . .	96
Комбинированные вертолеты . . . . .	104
Вертолеты-самолеты . . . . .	112
О вертикальном взлете и посадке самолета . . . . .	119
Вертикально взлетающие самолеты с винтами . . . . .	128
Вертикально взлетающие реактивные самолеты . . . . .	143
Сравнение вертолетов и вертикально взлетающих самолетов . . . . .	167
<i>Литература . . . . .</i>	<i>171</i>

*Евгений Иванович Ружижский*

**БЕЗАЭРОДРОМНАЯ АВИАЦИЯ**

**Издательский редактор Ф. Г. Тубянская**      **Техн. редактор В. И. Орешкина**

Г-52062      Подписано в печать 7/IX 1959 г.      Учетно-изд. л. 11,36

Формат бумаги 60×92 /16. 5,50 бум. л.—11,0 печ. л., в т. ч. 1 вкл.

Цена 7 р. 20 к.      Тираж 10 000 экз.      Заказ 216/1663

Типография Оборонгиза

### Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать	По чьей вине
42	18 снизу	циркуляцией потока	циркуляцией скорости	авт.
102	1 снизу	М. И. Миля	М. Л. Миля	корр. изд.
132	1 снизу	скорость полета составляет более звука.	Скорость полета превышает скорость звука.	авт.

Цена 7 р. 00 к.

ΔΙ  
12499