

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ  
Государственное образовательное учреждение  
высшего профессионального образования

**Донской Государственный технический университет**

Кафедра «Авиастроение»

**Ю.Б.Рубцов, Б.Н.Слюсарь**

**Введение в авиационную технику  
и технологию**

Конспект лекций

Ростов-на-Дону  
2004

## ЛЕКЦИЯ №1

**Тема:** Предмет дисциплины. Структура курса «Введение в авиационную технику и технологию». История воздухоплавания. От воздушного змея - к планеру.

### 1.1. История воздухоплавания

С давних времен люди, мечтая подняться в небо и увидеть землю с высоты птичьего полета, завидовали пернатым созданиям, летающим под облаками.

Существуют различные легенды о полетах. Одной из таких мифических историй является сказание об Икаре и Дедале. Долгое время искусный зодчий Дедал и его сын Икар были пленниками на острове Крит. Однажды отец и сын решили бежать. Скрепив воском птичьим перьям, они сделали крылья, на которых попытались перелететь с Крита на побережье Малой Азии.

По легенде, Икар поднялся очень близко к солнцу, и воск, соединявший перья, растаял. Юноша упал в море и утонул. Дедал летел гораздо ниже, поэтому ему удалось добраться до берега. Конечно, это лишь легенда, однако в древности именно полеты птиц вдохновляли многих энтузиастов на создание летательных аппаратов.

Еще в IV-III в. до н. э. в Китае был изобретен летательный аппарат с неподвижным крылом, названный воздушным змеем. Это устройство удерживалось в воздухе при помощи ветра и натянутой нити.

Китайские воздушные змеи представляли собой плоскую бамбуковую раму, обтянутую бумагой. Довольно часто змеев делали в виде сказочных птиц или животных. Они находили применение в военных походах (для передачи сигналов) и для развлечений во время праздников.

Воздушный змей коробчатой конструкции изображен на рис. 1.1.

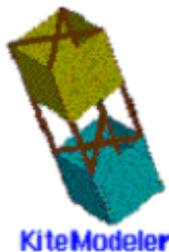


Рис.1.1.- Воздушный змей

Первая попытка подъема в воздух человека на воздушном змее была предпринята лишь семь веков спустя.

Вероятнее всего, первый зафиксированный случай планирующего полета произошел в 1020 г. английский монах - бенедиктинец Оливер из Малмсбери по прозвищу Летающий монах нацепил самодельные крылья и прыгнул с

колокольни своего монастыря. Ему в какой-то мере удалось планирующий полет, ибо смельчак отделался только переломами ног. В Институте Франции в Париже имеются рукописи знаменитого художника и изобретателя Леонардо да Винчи. Здесь также хранится рисунок с изображением человека, спускающегося по воздуху при помощи плоской поверхности, и с указанием на способ подобного спуска: «Человек будет двигаться направо, если он согнет правую руку и распрямит левую; и будет затем двигаться справа налево при перемене положения рук». Это было описание простейшего парашюта. Скорее всего, данная идея возникла на основе наблюдений за падением тел в воздухе. Рисунок датируется 1485 г.

Первым же, кто опубликовал свой проект парашюта, является венецианец Фаусто Веранцио. В 1595 г. на страницах книги «Новые машины» он изобразил и описал такое устройство: кусок квадратного холста, прикрепленного к раме, к углам которой привязывались веревки. Они, в свою очередь, крепились к подвесной системе, которую надевал на себя человек.

В XIX в. очень популярными стали прыжки на парашюте с аэростата. Развитие парашютного дела, кстати, и явилось стимулом к началу работ по конструированию планеров.

Но истинным ученым и конструктором-революционером в истории строения летательных аппаратов стал англичанин Джорж Кейли (1773-1857). Он был первым человеком, определившим и правильно записавшим параметры полета тел тяжелее воздуха, то есть дал определения подъемной силы, тяги и лобового сопротивления. Он же использовал модели для изучения полета и среди них простой планер – первый моноплан с неподвижно закрепленными крылом и хвостовым оперением с вертикальной и горизонтальной плоскостями (построен в 1804 г.). Д. Кейли же отметил преимущества бипланов и трипланов для создания большей подъемной силы при минимальном весе.

Но перейдем теперь непосредственно к конструкциям планеров. Один из первых планеров – парителей птицеобразной формы (проборазом стал альбатрос, умеющий долго парить в воздухе без взмахов) был аппарат капитана дальнего плавания Жан-Мари Ле Бри (Франция). Построен аппарат был в 1856 г., а опробован в полете в 1857 г.

Всю конструкцию планера Ле Бри сделал из дерева и обтянул тканью. Несущие поверхности крепились к фюзеляжу, который был сконструирован в виде лодки. Предусматривалось изменение с помощью рычагов угла стреловидности и наклона несущих лопастей. Планер устанавливался на тележку, запряженную лошадьми. Поездка разогналась до скорости отрыва, буксировочный трос перерезался и планер совершал короткий полет (до высоты 100 м вместе с кучером). Приземление было удачным – на прибрежный песок вблизи г. Бреста, французского порта. Надо сказать, что открытый Ле Бри буксировочный метод старта используется сегодня в 90% случаев.

Открытие другого француза – Муйяра, исследовавшего полет птиц в восходящих потоках воздуха, привело его к выводу о возможности полета на аппарате без мотора с неподвижными крыльями.

Новая страница в истории планеризма была открыта с началом деятельности немецкого конструктора и экспериментатора Отто Лилиенталя. Исследуя аэродинамику птичьих крыльев, немец пришел к выводу, что и у планера крылья в поперечном сечении должны иметь вогнутость, обращенную вниз. Скелет крыла, изготавливался из ивовых прутьев, которые затем обтягивались полотном. Проводя испытания немец постоянно совершенствовал свои конструкции. Он, например, уменьшил размер крыла и добавил к нему вертикальное и горизонтальное оперение, так как без него первые летательные аппараты были в полете недостаточно устойчивы. Планер конструкции Лилиенталя имел крылья, напоминающие птичьи (рис.1.2.).



Рис. 1.2.- Планер конструкции Лилиенталя

Изучая приземление птиц, немецкий экспериментатор разработал собственную методику мягкой посадки: он резко отклонял туловище назад, угол атаки крыла увеличивался, скорость падала и далее следовала почти парашютная посадка (рис. 1.3.)



Рис. 1.3.- Первые полеты на планере

Убедившись в сравнительной безопасности полетов на планере собственной конструкции, Лилиенталь в 1894 г. приступил к производству летательных аппаратов (9 шт.) для продажи. Среди покупателей был и профессор Н.Е.Жуковский. Кроме того, Лилиенталь конструировал и планеры-бипланы, более устойчивые в управлении при сильном ветре. В 1896 г. немец пренебрег мерами безопасности – скобой, защищающей пилота, и погиб, упав на планере с высоты 15 м.

После его гибели ушли в прошлое птицеподобные крылья планеров. На передний план вышли неподвижное прямоугольное очертание крыла, диагональная система расчалок, как при строительстве мостов, лонжероны, стойки и нервюры. Один из наиболее удачных подобных планеров построили в 1896 г. О. Шанют и А. Херринг.

Следующий этап в развитии конструкции планера связан с американцами, братьями Орвиллом и Уилбуром Райтами. Они серьезно изучали опыт своих предшественников в строительстве летательных аппаратов и пришли к выводу о необходимости управления планером в полете не путем перемещения веса летчика, а используя аэродинамические силы на подвижном крыле. В 1900 г. братья Райт построили биплан, в конструкции которого помимо системы перекашивания крыла, ввели еще кое-какие новшества: отказались от хвостового оперения, вместо него впереди коробки крыльев размещался руль высоты (рис. 1.4.). Прежде чем приступить к очередному строительству планера, братья Райт интенсивно изучали в аэродинамической трубе собственной конструкции всевозможные профили и формы крыла. В конце концов они пришли к более удачной его форме. А в 1903 г. они запатентовали свою систему управления планером, при которой совместно действовали перекашиваемое крыло и поворачивающийся руль направления. Подобная конструкция позволяла планеристу совершать правильный разворот с креном.

Более 1000 полетов на своем планере совершили братья Райт за один только 1902 г. Самым лучшим оказался тот, когда биплан пролетел 190 м и продержался в воздухе 22 с. В 1903 г. результат продолжительности полета был улучшен до 70 с.

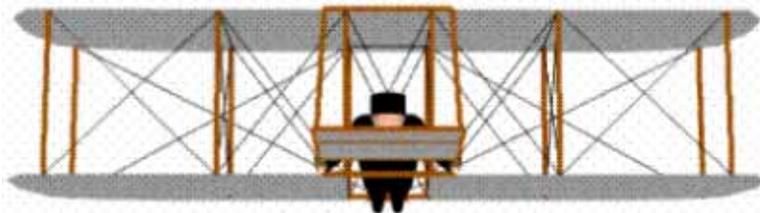


Рис. 1.4.- Планер конструкции братьев Райт

И постоянно перед конструкторами стоял вопрос – как увеличить продолжительность полета на планере? Поиски ответа не могли не подтолкнуть к идее поставить на планер двигатель. Но первоначально роль мотора заключалась лишь в помощи планеристу перелетать с одного воздушного потока на другой. Взлет должен происходить по устоявшейся схеме – разгон против ветра с возвышенности.

В разработках Отто Лилиенталя одноцилиндровый углекислотный двигатель использовался для создания импульса машущего крыла. Более удачную модель моторизованного планера создал англичанин П.Пильчер. На ней был установлен бензиновый двигатель с толкающим винтом, а внизу устанавливалось шасси.

Моторы в этих конструкциях по-прежнему оставались камнем преткновения – они были тяжелы и имели малую мощность. А это, в свою очередь приводило к тому, что мотопланеры имели один и тот же недостаток – отсутствие устойчивого управления, так как балансирный метод делал невозможным контролировать пространственное положение аппарата в воздухе за счет перемещения тела летчика. Оставался один выход: аэродинамический способ управления, к которому пришли братья Райт. Но это уже другая страница истории авиации, когда на смену планеру приходит самолет, совершающий все стадии полета – взлет, собственно полет и посадку – с включенным двигателем.

В дальнейшем развитие планеризма шло параллельно с развитием самолетостроения. Современные планеры имеют совершенные аэродинамические формы. В конструкциях используются разнообразные материалы, делающие аппараты легкими. После взлета с помощью лебедки или самолета-буксировщика задачей планериста является остаться в воздухе как можно дольше, используя восходящие потоки воздуха. Поэтому современные планеры могут даже набирать высоту.

Открытия, сделанные конструкторами планеров в XIX в. широко применяются и на дельтапланах, где используется гибкое крыло, поддерживаемое легкими металлическими трубами (основной металл авиации – алюминий). Как и на планерах Лилиенталя, пилоты дельтапланов управляют аппаратом, перемещая свой вес из стороны в сторону. А взлет происходит с пологих холмов против ветра. Дельтапланерист, разбежавшись для взлета, затем ложится на ляжки и парит.

Современное развитие техники позволяет делать ультраleggкие самолеты, использующие гибкое крыло, сделанное из легкой, но прочной нейлоновой ткани. Хотя гибкие крылья выглядят очень слабыми, на самом деле они вполне безопасны и могут держать планер при скорости меньше 50 км/час.

## 1.2. Первые попытки летания в России

К началу XVIII столетия исследователи воздухоплавания шли двумя путями к созданию летательных аппаратов. Одни использовали статический принцип полета, основанный на законе Архимеда (следовавшие по этому пути заложили основы аэростатики), другие пытались воспроизвести полет птиц и построить летательные аппараты, основанные на динамическом принципе. После долгих опытов исследователи пришли к мысли использовать для летания подъемную силу, возникающую при быстром движении наклонной относительно воздушного потока пластинки. Именно этот путь, который избрали Ломоносов и Эйлер и привел позднее к созданию аэроплана. К середине XVIII столетия были хорошо изучены воздушные змеи. Академик Эйлер впервые вычислил подъемную силу змеев.

В этот период русские изобретатели, пытавшиеся создать летательные аппараты, использовали опыт, накопленный при реализации двух крупнейших технических завоеваний эпохи феодализма – часов и ветряных мельниц. Постройка и усовершенствование ветряных мельниц немало способствовали также выяснению законов сопротивления воздуха и созданию воздушного винта. Что касается часовых механизмов, то именно его использовал Ломоносов для своего летательного аппарата.

Как видно из записи, еще в XIII столетии у славян «иный летал с церкви или с высоки палаты паволочиты крильы». «Паволочиты крили» – это крылья, сделанные из хорошего византийского шелка. С помощью таких крыльев, возможно, и совершали наши предки своеобразные планирующие спуски.

Известны интереснейшие работы Ломоносова по созданию летательного аппарата тяжелее воздуха. Михайло Ломоносов задолго до официально признанных изобретателей геликоптера построил и испытал такой аппарат в России. Правда, Леонардо да Винчи еще в 1475 г. писал о возможности построить геликоптер (рис. 1.5.), но Ломоносову эти работы гениального флорентийца, обнаруженные только в конце XVIII столетия, не были известны.



Рис. 1.5.- Фрагмент рукописи Леонардо да Винчи с описанием принципа полета геликоптера

Возможно, что толчком для работы Ломоносова над аппаратом послужило его знакомство с Саксонскими рудниками в Германии. Ломоносов обратил внимание на циркуляцию свободного воздуха в шахте в зависимости от наружной температуры. Это исследование наложило отпечаток и на изобретенный им вертолет. Лопасти винта вертолета сильно напоминали лопасти «ветрогонной машины», применявшейся в рудниках.

Для того, чтобы доказать свое предположение о погружении верхнего, холодного, воздуха в нижний, теплый воздух, опытным путем, Ломоносов разрабатывает измерительные приборы для проведения измерений в верхних слоях атмосферы. А для доставки их на высоту он изобретает специальную «машину» (рис. 1.6.).

К июлю 1754 г. под непосредственным руководством Ломоносова и по его чертежам такая машина была создана и опробована. Это был небольшой вертолет. В протоколах конференции Академии наук сохранилось следующее описание этого аппарата:

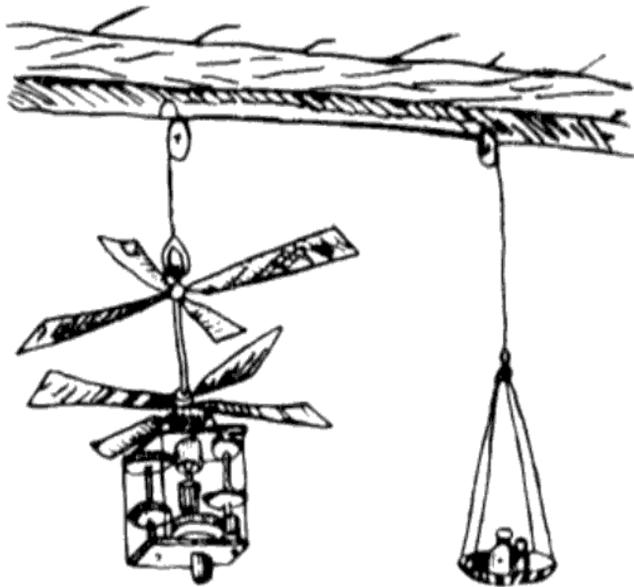


Рис. 1.6.- «Аэродромическая машина» М.В.Ломоносова

«Высокопочтенный советник Ломоносов показал изобретенную им машину, называемую им аэродромической (воздухобежной), которая должна употребляться для того, чтобы с помощью крыльев, движимых горизонтально в различных направлениях силой пружины, какой обычно снабжаются часы, нажимать воздух (отбрасывать его вниз), отчего машина будет подниматься в верхние слои воздуха с той целью, чтобы можно было обследовать условия (состояние) верхнего воздуха посредством метеорологических машин (приборов), присоединенных к этой аэродромической машине».

Михаил Васильевич сделал первую в истории практическую попытку применить архимедов винт для воздушного плавания. Нельзя забывать, что винт в то время не был известен даже в качестве движителя для морских судов. Это его открытие показывает, что Ломоносов правильно понял законы сопротивления воздуха и нашел силу, способную поддерживать и продвигать аппарат в полете. Особенно интересно то, что Ломоносов, очевидно, стремясь уничтожить реактивный момент, предусмотрел в своем геликоптере два винта, вращающиеся в противоположные стороны.

Таким образом, наш великий соотечественник, разрабатывая научную метеорологию, вместе с тем закладывал и основы аэродинамики, возникшей как наука лишь в конце XIX столетия.

## ЛЕКЦИЯ №2

**Тема:** Летательные аппараты легче воздуха. Неуправляемые воздушные шары. Управляемые аэростаты. Дирижабли.

### 2.1. Летательные аппараты легче воздуха

Многие историки считают, что эра воздухоплавания началась с экспериментальных полетов братьев Монгольфье (конец 1700-х гг.), однако еще в III в. до н. э. Греческий математик Архимед, открывший закон о том, что тело, погруженное в жидкость, теряет в весе ровно столько, сколько весит вытесненная им жидкость, осознал, что данный принцип применим и к газам.

Первый же успешный показ воздушного шара, наполненного теплым воздухом, выполнил священник-иезуит, Бартоломео Лоренцо де Гусмао. Произошло это знаменательное событие в 1709 г. в присутствии королевской семьи короля Иоанна V Португальского. Аппарат представлял собой небольшую бумажную оболочку, заполненную нагретым воздухом, полученным при сгорании горючего материала, содержавшегося в глиняном горшке, который располагался в деревянном подносе, подвешенном снизу.

Огромное значение для развития идеи ЛА легче воздуха имело открытие англичанина Генри Кавендиша – в 1766 г. ему удалось получить «горючий воздух» («флогистон»), известный в настоящее время как водород.

Имена Этьена и Жозефа Монгольфье известны практически всем любителям авиации. В 1783 г. им удалось изготовить воздушный шар, способный поднять взрослого человека (рис. 2.1.). Его грузоподъемность составляла около 205 кг. Поднявшись на высоту 305 м, этот ЛА пролетал 915 м и опустился на землю. Диаметр шара составлял 12 м. топливом был газ, полученный от сжигания кусков бумаги, дерева, соломы под горловиной оболочки, причем солома была мокрой. Братья сами не могли объяснить, зачем жгли именно мокрую солому, - они интуитивно чувствовали, что так будет лучше. А объяснение этому явлению нашлось сравнительно недавно. Если оболочку наполнять не просто нагретым, но и увлажненным воздухом, то при той же температуре и подъемной силе значительно уменьшается объем аэростата. Первыми пассажирами были домашние животные овца, утка и

петух. Этот полет состоялся 19 сентября 1783 г. в присутствии королевской четы Людовика XVI. Первый полет монгольфьера с людьми, которых звали Франсуа Пилатр де Розье и маркиз д'Арланд имел совсем маленькую продолжительность – около 25 мин. и состоялся 21 ноября 1783 г., однако именно они стали первыми в мировой истории аэронавтами.

## МОНГОЛЬФЬЕР

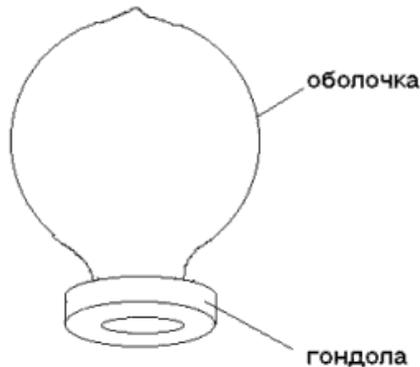


Рис. 2.1. - Воздушный шар

В XIX столетии полеты на аэростатах приобрели невиданный размах. Те, кому это было доступно по средствам, летали ради развлечения и острых ощущений. Появился новый вид спорта – воздухоплавание, и рекорды ставились один за другим. Наконец, аэростаты использовались учеными для самых разных наблюдений и опытов.

С 1860 г. новый вид транспорта активно применялся военными, что было связано с началом Гражданской войны в Америке. Кстати, это повлияло на развитие воздухоплавания, так как было сделано три серьезных открытия, основанных на использовании воздушной техники, - авиапочта, мобильные установки по производству водорода и «баржи» для транспортировки аэростатов.

В 1861 г. военные впервые передали телеграфное сообщение с аэростата на землю. Это заставило пересмотреть традиционные каналы передачи почтовых сообщений.

Результатом поисков более удобных способов заправки аэростатов стало изобретение подвижной установки по производству водорода. В основу процесса химической выработки водорода был положен принцип взаимодействия железа и разбавленной серной кислоты. Установка позволяла быстро заправлять аэростаты, что повышало мобильность военных операций, позже эти установки стали использовать и в гражданской авиации.

Третье нововведение – применение угольной баржи, которая позволяла перевозить и буксировать аэростаты, как готовые, так и поврежденные. Иными словами, на службу авиации пришли другие транспортные средства, и начался процесс интеграции транспортных средств передвижения. В дальнейшем, кстати, это новшество подсказало идею создания и использования авианосцев.

## 2.2. Аэростаты

Аэростат состоит из шара, сделанного из плотной прорезиненной ткани. Шар наполняется воздухом или водородом (у современных аэростатов также гелием), который подогревается с помощью регулируемой горелки, установленной в пассажирской корзине (гондоле). Корзина крепится к шару при помощи тросов (рис. 2.2.).

### АЭРОСТАТ

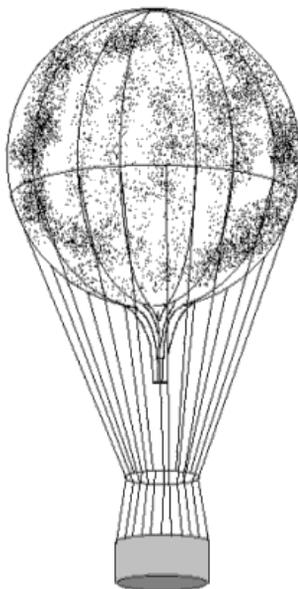


Рис. 2.2.- Аэростат

Для продления времени полета часто использовали сброс балласта. В его качестве обычно выступали мешки с песком, висящие, как правило, за бортом корзины, хотя – в аварийных ситуациях – это могли быть самые необычные вещи, а точнее, первое, что попадет под руку.

Аэростаты не раз выручали военных. Так, в период с 1870 по 1871 г. они сослужили неплохую службу парижанам, защищавшим свой город от нашествия прусских войск. Осажденные на скорую руку сооружали летательные аппараты, которые оказались необычайно удобным средством транспортировки людей, срочных сообщений, припасов, оружия. Но одно порождает другое. Со своей стороны, прусские военные именно в эту кампанию начали применять зенитные орудия, которые специально предназначались для таких воздушных целей.

Производились с аэростатов и бомбовые атаки. Первая такая атака была совершена в ноябре 1944 г. японцами при нападении на США. Кстати, тогда же они применили оригинальное устройство, которое позволило аэростату лететь

с неизменной высотой почти 10 000 км над Тихим океаном. Каждый аэростат нес 15-и килограммовую осколочную бомбу и два зажигательных снаряда. Однако «полезное» действие такого оружия оказалось чрезвычайно маленьким: из 9 тыс. запущенных аэростатов только одна тысяча достигла берегов Америки. Зарегистрировано было 258 случаев бомбардировки (то есть четверть от этой тысячи и  $\frac{1}{36}$  часть от количества запущенных аппаратов). Погибло 6 человек.

Вообще же аэростаты использовались в самых разных целях, в том числе и научных. 11 июля 1897 г. трое шведских ученых во главе с Соломоном Августом Андре предприняли исследовательскую экспедицию в Арктику на аэростате объемом 4531 м<sup>3</sup>, оснащенный парусами. К сожалению, экспедиция закончилась трагично – ученые погибли на Земле Франца-Иосифа.

Но время шло, техника совершенствовалась и рекорды продолжались. 30 июня 1901 г. профессора Берсон и Сюринг поднялись на аэростате на высоту 10 800 м. А в 1931 г. швейцарский физик Огюст Пикар совершил полет в стратосферу, взлетев в герметической капсуле на высоту 15281 м. В следующем году он поднялся уже на 16 201 м. Три года спустя американцы Андерсен и Стивенсон достигли высоты 22 066 м.

Не отставали от зарубежных и отечественные энтузиасты воздухоплавания. В 1935 г. Зыков и Тропин пробыли в небе на аэростате 91 ч. 15 мин. Этот полет вошел в список мировых рекордов. Впечатляющим был и одновременный старт 25 воздушных шаров, который осуществили отечественные воздухоплататели три года спустя.

Если же говорить о размерах, то самым большим и быстрым в мире монгольфьером, когда-либо поднимавшимся в воздух, является аппарат «Вирджин Оука Пасифик Флайер» фирмы «Тендер энд Колт», объем оболочки которого составляет 73 624 м<sup>3</sup>, а высота – 68 м (это высота 25-этажного дома). Во время тихоокеанского перелета в 1991 г. максимальная скорость, которой достиг аэростат, составила 385 км/час.

В предпринятой недавно попытке кругосветного путешествия на воздушном шаре использовался современный аэростат «Индевор» английской фирмы «Камерон Баллунз». К сожалению, из-за плохих погодных условий этот полет не удалось завершить в полном объеме.

А в октябре 1990 г. состоялся успешный перелет главы фирмы Дональда Камерона с нашим соотечественником Геннадием Опариним из Лондона в СССР. Оболочка собственно баллона была изготовлена из современных материалов – кевлара и углеволокна. Подготовка была основательной – парашюты, костюмы, рации. На высоте 3 км путешественники благополучно долетели до Эстонии, но тут поднялся ветер 14 м/с, резко ухудшилась видимость. Пришлось подняться на высоту 5 км и снизиться в Латвии, где под Ригой произошло приземление на картофельное поле. И, если перепуганных местных фермеров удалось успокоить быстро, то с прибывшими ночью сотрудниками КГБ, пришлось разбираться довольно долго.

Подводя итоги, следует отметить, что аэростаты стали не только транспортным средством, но и своеобразным символом нашего времени. Эти аппараты первыми осуществили извечную мечту человека подняться в воздушное пространство.

### 2.3. Дирижабли

Дирижабль (рис. 2.3.) имеет более сложное устройство, хотя в основу его конструкции положен именно азростат. Главное отличие состоит в управляемости и в форме. Обтекаемость корпуса позволяет развивать скорости, значительно превосходящие скорости воздушного шара, а также летать более целенаправленно. Как правило дирижабли оснащены двигателем и оперением, что позволяет изменять не только высоту, но и направление полета. Одно из преимуществ даже перед современной авиатехникой состоит в том, что они более безопасны, как это ни парадоксально звучит. На самом деле даже при выключении абсолютно всех двигателей они не пикируют, а плавно снижаются, тем самым сохраняя жизнь людям.

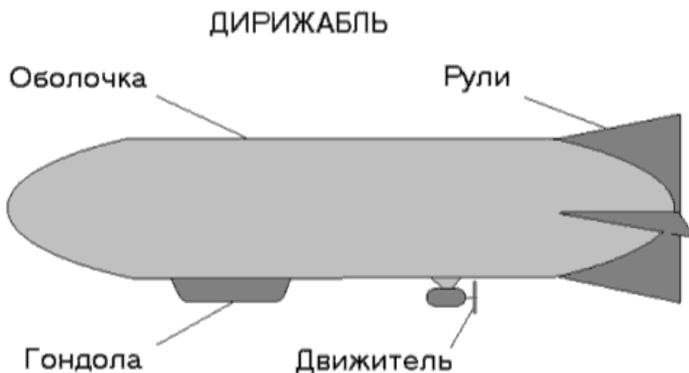


Рис. 2.3.- Дирижабль

Само слово «дирижабль» по-французски обозначает «управляемый». Другое название этих аппаратов – «цепелин» - относится к дирижаблям определенной конструкции, разработанной и в 1900 году поставленной на серийное производство немецким военным инженером Фердинандом Цепелином.

Одним из первопроходцев в этой области считается француз Анри Жиффар, который 24 сентября 1852 г. совершил первый полет на дирижабле с паровым двигателем мощностью 3 л.с., приведшим в движение трехлопастной винт диаметром 3,35 м. Жиффар пролетел 27 км со средней скоростью 8 км/ч. Оболочка дирижабля имела объем 2492 м<sup>3</sup> и длину почти 44 м.

С развитием техники появились полностью управляемые воздушные суда, позволяющие совершать круговой полет и приземляться в месте старта (дирижабль «Франция», 1884 г.). А в 1888 г. взлетел дирижабль немецкого производства на бензиновом двигателе Даймлера.

2 июля 1900 г. был совершен пробный полет дирижабля «LZ-1» собственной конструкции графа Цепелина. После устранения выявившихся недоработок, модель «Z-1» была приобретена военными.

С тех пор военная техника стала постоянно пополняться дирижаблями. В 1909 г. французский «Сантос-Дюмон» испытывался в качестве авиаматки, то

есть несущего для аэроплана «14 бис». Позже такие испытания для перевозки более совершенных самолетов проводились англичанами в 1918 г., когда на дирижабле «R-23» были в буквальном смысле подвешены сразу несколько аэропланов.

Но цеппелины широко применялись и гражданскими авиакомпаниями, например «Делаг», созданная все тем же фон Цеппелином. Дирижабли «LZ-5» и «LZ-6» стали пассажирскими. За три года ее работы не было ни одной жертвы (при трех авариях), дирижабли перевезли 34 000 чел. В 1912 г. начались международные рейсы, а в 1919-м – трансатлантические.

Новые возможности дирижаблей позволяли совершать и более масштабные путешествия. Ярким примером здесь может служить экспедиция на Северный полюс, которую предпринял знаменитый норвежский исследователь Роалд Амундсен, на итальянском аппарате, названном «Норвегия», совместно с итальянцем Умберто Нобиле и американцем Линкольном Эллсуортом. Не менее впечатляющим событием стало и кругосветное путешествие на воздушном судне «Граф Цеппелин» 8-29 августа 1929 г. Трассу в более чем 35 000 км цеппелин прошел за 21 сутки и 5 часов.

К сожалению с дирижаблями происходили и крупные катастрофы. Поистине трагической стала авария одного из самых крупных в мировой истории немецкого дирижабля «Гинденбург» в 1937 г. его длина составляла 248 м (на 8 м длиннее «Титаника»), в поперечнике посреди – 40 м, объем – 200 000 м<sup>3</sup> водорода. Корабль летел из Европы в Америку со скоростью 140 км/ч. Он был двухпалубным – верхняя палуба включала 26 двухместных кают, ресторан с баром, салон с танцзалом и библиотекой, два прогулочных коридора по бокам с огромными иллюминаторами. На нижней палубе находились кухня, оснащенная электроплитами, туалеты, ваннные комнаты с мраморными ваннами, курительные комнаты. Палубы соединялись лифтами, отделанными красным деревом. И вся эта махина, не дотянув до приземления всего несколько минут, на глазах собравшихся сотен нью-йоркцев сгорела за 4 сек. Еще приблизительно 30 сек. падали на землю гигантские обломки его гондолы и каркаса. Взрыв был виден в радиусе 25 км. Наиболее правдоподобной причиной трагедии эксперты посчитали возгорание водорода от разряда статического электричества при спуске причального троса. Жертв трагедии оказалось меньше, чем могло быть. Погибло – в основном от ожогов – всего несколько человек. 67 пассажиров спаслось, так как загоревшаяся гондола оторвалась и спланировала вниз с обрывками обшивки.

Годом позже потерпел крушение над Кольским полуостровом советский дирижабль «В-6», посланный на помощь сотрудникам дрейфующей научно-исследовательской станции «Северный полюс».

С этого времени дирижаблестроение приостановилось и только в последнее время вновь возник интерес к воздушным гигантам. Объясняется это тем, что с внедрением новых технологий и совершенствованием конструкций дирижаблей для них находят новые области применения.

Дирижабли помогают метеослужбам, геологам, нефтяникам... Их можно применять как альтернативу непомерно дорогим спутникам, естественно, на низкой орбите – от 10 до 20 км над землей.

Разрабатываются и уже осуществляются проекты применения дирижаблей на... других планетах, в частности для исследования Венеры. Ее атмосфера на

высоте 50–60 км имеет температуру, близкую к земной и нормальное давление. При этом тепловую энергию венерианской атмосферы можно было бы использовать для работы самого дирижабля. Кстати на Венере уже побывал аэростат французского производства.

Решение проблемы газа, которым наполняют оболочку (водород опасен, а гелий дорог), привело к появлению термодирижаблей, использующих нагретый воздух. Сопоставление их с вертолетами показывает, что на трассе протяженностью 500 км при одинаковой грузоподъемности расход горючего у дирижабля меньше, чем у вертолета.

Проекты современных дирижаблей предлагаются самые разные. Например термостат разработки МАИ. Суть его – в особом двигателе с подогревом газа. Для этого используются специальные горелки и выхлопные газы двигателя. А подъемная сила – 660 т. такой груз дирижабль способен перенести на расстояние 5000 км со скоростью 170 км/ч. аппарат имеет форму диска диаметром 200 м, и рабочее название такого типа моделей – термоплан. Частично он наполнен водородом с добавками, предотвращающими воспламенение. Подсчитано, что термостат в 5–6 раз эффективнее самолета и в 24 – вертолета.

Технологии производства, естественно, тоже совершенствуются. Водород и прорезиненные ткани для оболочки стали достоянием истории. Среди новых применяющихся разработок – углеродные композитные конструкции, тедларовые и дакронные оболочки (помимо популярных нейлоновых), двигатели с поворотом оси, технология сжатия гелия для изменения подъемной силы.

Следует подчеркнуть те качества, по которым дирижабли конкурируют с самолетами и вертолетами. Во-первых, дирижабли способны поднять в воздух и транспортировать груз любого веса и габаритов. Во-вторых, они обеспечивают намного большую безопасность. В последнее время аварии самолетов и вертолетов стали особенно частыми, а в случае с дирижаблями даже отключение всех двигателей сразу не заставит упасть аппарат на землю камнем: постепенное остывание газа и большая площадь самого летательного аппарата решают эту проблему. Для дирижабля не требуется разгонная площадка, впрочем также как и посадочная. Таким образом и проблема особых аэродромов (со специальной инфраструктурой) оказывается не такой большой. Дирижабль является более дешевым и по потреблению энергии, т.к. отношение полезной мощности такого аппарата к его весу меньше, чем у самолетов, что дает возможность сократить массу двигателя и, следовательно, расход топлива.

Разрабатывается проект и экологически чистого источника электроэнергии: использование ветра в высоких слоях тропосферы с применением высотных дирижаблей для подъема ветрогенераторов.

Здесь нельзя не сказать о новом источнике энергии для самих дирижаблей.

Пока он существует только в проекте. Суть его заключается в преобразовании солнечной энергии в электрическую с помощью аморфных кремниевых пленок, нанесенных на наружную поверхность оболочки дирижабля. Пока же ее основной недостаток – низкий КПД, всего около 5%. Есть и проекты дирижаблей с атомным двигателем.

## ЛЕКЦИЯ №3

**Тема:** Летательные аппараты тяжелее воздуха. Махолеты. Самолеты.  
Развитие военной авиации. Гражданская авиация.

### 3.1. Летательные аппараты тяжелее воздуха

Первая модель аэроплана совершила свой полет в 1647 г. Ее разработчиком был итальянец Бураттини. Этот летательный аппарат имел четыре пары крыльев, расположенных вдоль фюзеляжа, и хвостовое оперение. Две средние пары были неподвижны, движение же по принципу орнитопера осуществлялось за счет пружин, установленных на передней и задней парах крыльев.

Здесь следует сказать несколько слов о махолетах. Махолетами называются ЛА тяжелее воздуха, в которых подъемная сила возникает вследствие машущих движений крыльев, наподобие птичьих. Другое название этих аппаратов – орнитоперы. Различают махолеты с приводом за счет мускульной силы человека (мускулолеты) и с механическим приводом от двигателей различного типа: пружинных, паровых, ДВС и др.

В последующем вплоть до 1809 г. создавались различные проекты ЛА, но до их практической реализации дело не доходило. Родоначальником научного этапа в развитии самолетостроения называют англичанина Д. Кейли. Его опыты на ротативной машине в 1804 г. стали первыми аэродинамическими экспериментами, благодаря которым удалось с точностью определить подъемную силу, развиваемую крылом малого удлинения при различной скорости движения и углах воздействия на него. При испытании модели планера удалось установить значения коэффициента подъемной силы, а в 1808 г. определить точки приложения этой силы.

Спустя год, т.е. в 1809 г., Кейли создал полноразмерный летательный аппарат с местом для пилота, хвостовым оперением и дополнительными машущими крыльями. Пробежки при порывах ветра позволяли подняться на нем в воздух всего на несколько минут.

Вскоре была опубликована работа Кейли «О воздушной навигации» – первая среди прочих теоретических трудов о полетах аппарата с неподвижным крылом. Изобретатель, уверенный в том, что мускульной силы человека недостаточно для поднятия в воздух, уделял большое внимание разработке calorического (использование горячего воздуха), порохового двигателя и двигателя внутреннего сгорания, работающего на жидком топливе.

Первые предложения по созданию самолетов в России относятся к 1860-м гг. Изобретатель А.В.Эвальд представил публике описание «идеального проекта самолета», в котором были предусмотрены все необходимые для полета элементы: двигатель, пропеллер, обтекаемая форма, обеспечивающая малое лобовое сопротивление, фрагменты для достижения устойчивости и рулевое управление. К сожалению, он не был детально проработан.

Особое слово в области самолетостроения сказал А.Ф.Можайский. Известно, что в 1877 г. он предложил Военному министерству Российской империи осуществить постройку самолета. В предложенном им проекте говорилось о моноплане с одним тянущим и двумя толкающими винтами, с

крылом в виде плоскости небольшого удлинения. Несмотря на финансовые затруднения, к 1883 г. был создан расчалочный моноплан с двумя паровыми двигателями и тремя винтами (один спереди и два по бокам). Фюзеляж, в котором размещались паровые двигатели (в носовой и центральной частях), котел, баки с нефтью, приборы и сиденья для экипажа, представлял собой лодку с деревянным каркасом и полотняной обшивкой. Прямоугольное деревянное крыло небольшого удлинения, выполненное по типу «чайка» (слегка выгнутое выпуклостью вверх), имело многолонжеронную конструкцию и шелковую обшивку, пропитанную лаком для обеспечения воздухопроницаемости.

Несущие поверхности поддерживали стальные растяжки, соединенные с мачтами на фюзеляже и со стойками шасси. Хвостовое оперение представляло собой два перекручивающихся руля управления (рис. 3.1.).

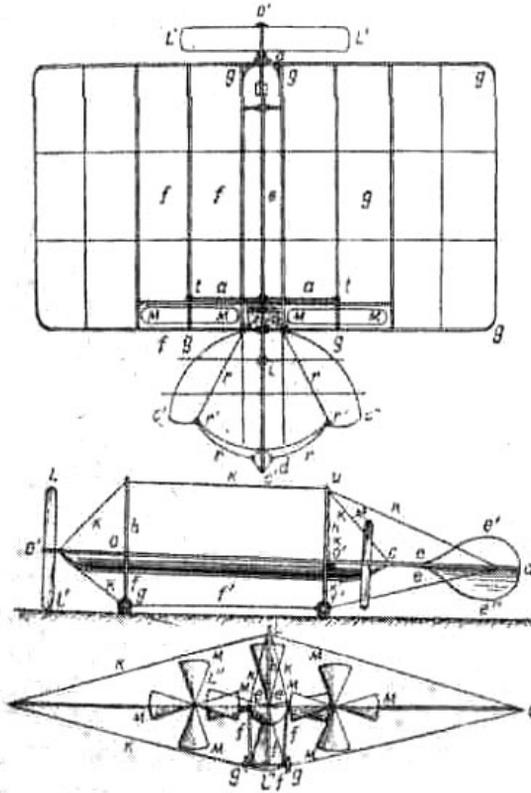


Рис. 3.1.- Самолет конструкции А.Ф.Можайского

Самолет поднимался в воздух после длительного разбега по деревянным рельсам. В газетных заметках того времени содержатся сведения о пробном полете моноплана Можайского, который закончился аварией.

Важной вехой в истории самолетостроения является создание немцем Николаусом Отто четырехтактного газового двигателя внутреннего сгорания (1876 г.), повлекшее за собой качественное улучшение характеристик моторов. Через несколько лет соотечественник Отто, Г.Даймлер, изобрел двигатель, работающий на бензине, это привело к тому, что многие конструкторы задумались над проблемой использования подобных двигателей в самолетостроении, тем более что к концу XIX столетия перспективность применения ДВС в авиации ни у кого не вызывала сомнения.

Об этом говорил и русский ученый К.Э.Циолковский, который в 1894 г. опубликовал проект свободнотонесущего моноплана классической схемы с бензиновым двигателем внутреннего сгорания, материалом для которого должен был стать алюминий.

В 90-е годы XIX века впервые возникла идея использования на самолете устройства, обеспечивающего автоматическую устойчивость ЛА в воздухе при полете в неспокойной атмосфере. Попытки использовать в качестве автопилота маятник показали его серьезный недостаток – наличие сил ускорения в полете приводило к нарушению его работы. И вскоре маятник был заменен гироскопическим автоматом, представляющим собой маленький быстро вращающийся под воздействием электрического тока диск, укрепленный на осях таким образом, чтобы его плоскость всегда оставалась неподвижной относительно снаряда. Только в 1930-х годах он обрел жизнь в авиации.

К 1910 г. в самолетостроении сложилось два направления: двухместные бипланы без фюзеляжа с толкающим пропеллером и находящимся под крылом рулем высоты и одноместные монопланы с фюзеляжем, хвостовым оперением и тянущим винтом. Каждая из этих конструкций имела свои преимущества: бипланы отличались большой грузоподъемностью и лучшим обзором для пилота и пассажира, часто их использовали в качестве обучающих машин, в то время как скоростные монопланы больше подходили для пилотов-любителей и спортсменов. Таким образом, существовали предпосылки для эволюции самолетов обоих типов, и на протяжении нескольких десятилетий между моно- и бипланами шла острая борьба.

В тот период совершенствовались не только общие конструкции самолетов, но и отдельные системы: приборы управления, силовые установки, шасси. Были унифицированы кабины пилотов: появились педали, соединенные с рулем направления, и рычаг, управляющий рулем высоты и элеронами. Таким образом, пилот мог вести самолет одной рукой и ногами, что было очень важно для военных целей (стрельба, фотографирование местности и другие задачи). Компоновка, ставшая стандартной, используется и в современных самолетах. В предвоенные годы получили распространение колесные и колесно-полосные шасси. Наиболее распространенными типами пропеллеров являлись винты с цельнодеревянными лопастями и высоким для того времени коэффициентом полезного действия. На корпус и крылья делалась обшивка из дерева или полотна, сталь применялась преимущественно в конструкции шасси, соединительных узлах крыла и фюзеляжа, расчалках и проволке управления. В качестве конструкционного материала металл использовался очень редко.

Наиболее типичной конструкцией биплана стал самолет братьев Райт,

созданный ими на основе планера (рис. 3.2.). Он был дополнен четырехцилиндровым рядным бензиновым двигателем водяного охлаждения собственной конструкции, мощностью 12 л.с. Двигателем приводились во вращение два толкающих пропеллера, вращающиеся в противоположных направлениях. Управление перекашиванием крыла пилот осуществлял движением бедер, расположенные перед ним рычаги служили для включения двигателя и управления рулем высоты. Первый полет состоялся 14 декабря 1903г.

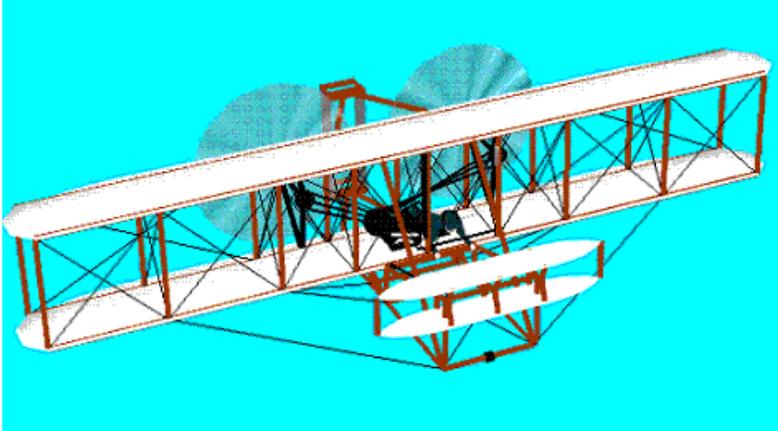


Рис. 3.2.- Самолет конструкции братьев Райт

Дальнейшая модернизация бипланов способствовала улучшению их аэродинамических показателей: они стали достаточно устойчивыми, обтекаемыми и смогли развивать большую скорость. Возросла также грузоподъемность этих ЛА. К началу Первой мировой войны бесфюзеляжные бипланы сменили более перспективные двукрылые самолеты (бимонопланы) с расположенным впереди винтом и полностью обшитым корпусом.

В Российской империи первые самодельные аэропланы появились в 1909 г. Однако развитие отечественного самолетостроения шло медленными темпами по той простой причине, что российская промышленность не выпускала двигатели, пригодные для использования на самолетах.

Со временем, правительство, оценив потенциальные возможности самодельных самолетов, заинтересовалось судьбой отечественного авиастроения. Были выделены ассигнования на постройку экспериментальных машин. Вскоре состоялся полет машины «Гаккель-3», выполненной в виде бимоноплана по проекту инженера Якова Гаккеля. В 1911 г. аппарат «Гаккель-7» (рис. 3.3.) с мощным двигателем, элеронным управлением, усиленной конструкцией и повышенной грузоподъемностью одержал победу на Первом военном конкурсе летательных аппаратов, созданных в Российской империи. Эта машина стала единственной, выдержавшей все испытания. В 1912 г. «Гаккель-7» получил Большую золотую медаль, тем самым были признаны заслуги российского изобретателя.

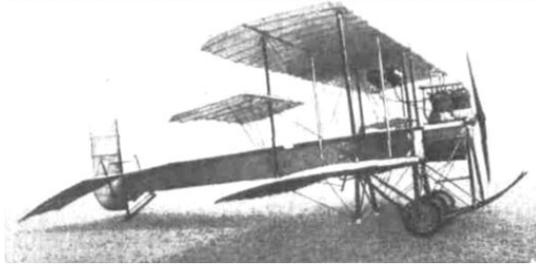


Рис. 3.3.- Аэроплан «Гаккель-7»

Работу Гаккеля над созданием бимоноплана продолжил Игорь Сикорский. Его самолет «С-6» с корпусом, обшитым тонкими, тщательно отполированными и покрытыми лаком деревянными дощечками, приобрел обтекаемую форму. Благодаря этому, талантливому авиаконструктору удалось установить мировые рекорды скорости: с двумя пассажирами на борту – 111 км/ч, с пятью – 106 км/ч. На протяжении двух лет аэропланы Сикорского завоевывали призы на состязаниях военных самолетов, ни в чем не уступая ведущим европейским моделям.

Тем временем получили свое развитие и монопланы в чистом виде. В 1907 г. к созданию монопланов приступил талантливый французский авиатор и конструктор Луи Блерио. Его ЛА явились первыми монопланами с подвижными поверхностями для поперечного управления: одни из его моделей имели поворотные законцовки крыла, другие – подвижные рули на хвостовом оперении. Эти новшества позволили авиатору первому среди пилотов мира освоить маневрирование на моноплане.

Исторический перелет через Ла-Манш 25 июля 1909 г. сделал его «Блерио» наиболее популярной моделью. С этого момента человечество перестало смотреть на самолет как на средство развлечения публики и превратило его в один из наиболее перспективных видов транспорта, предназначенных для перевозки людей, грузов и ведения боевых действий.

Важным шагом на пути усовершенствования моноплана стал реализованный проект француза Э. Ньюпора, за основу которого был взят «Блерио-11». Его прочный, устойчивый в полете, чутко реагирующий на отклонение рулевого управления и хорошо планирующий «Ньюпор-4» вскоре занял достойное место в вооруженных силах Франции, России и Италии.

В 1912 г. конструктор и глава авиационной компании А. Дюпердюссен впервые использовал в самолетостроении монококовую конструкцию. Аэроплан, названный его именем, имел деревянную обшивку, которая выклеивалась под давлением на болванке в форме фюзеляжа. После извлечения болванки деревянная оболочка оклеивалась снаружи и изнутри полотном, а затем покрывалась лаком. Полученный в результате этой процедуры корпус с толщиной стенок 4,5-5 мм отличался большой жесткостью и прочностью.

Теперь перед конструкторами стала задача увеличения грузоподъемности самолетов. Повысить ее можно было только за счет увеличения взлетного веса, что требовало повышения мощности силовой установки. А поскольку в то

время сильных двигателей не было, предполагалось ставить на самолеты по несколько моторов.

Показательным в этом плане стало создание в России аэропланов «Гранд» («Русский витязь») и «Илья Муромец», проекты которых принадлежали Игорю Сикорскому. Модели имели по четыре установленных на крыле двигателя. В передней части фюзеляжа «Русского витязя» размещалась застекленная кабина с отсеками для пилота, пассажиров, туалета и помещения для запчастей и инструментов. Перед кабиной имелось небольшое пространство, куда можно было выйти во время полета. При остановке любого из тандемно расположенных двигателей самолет мог беспрепятственно продолжать полет (рис. 3.4.).



Рис. 3.4.- Самолет «Гранд» («Русский витязь»)

Самолет «Илья Муромец», построенный в октябре 1913 г. стал преемником «Гранда». Он представлял собой биплан с прочным фюзеляжем, в носовой части которого имелась застекленная кабина с электрическим освещением и обогревом (рис. 3.5.). Первый раз биплан поднялся в воздух 23 декабря 1913 г. Эксперименты с двумя выключенными моторами и взлеты на лыжах со снега оказались весьма удачными. Были установлены мировые рекорды грузоподъемности, дальности и высоты полета.

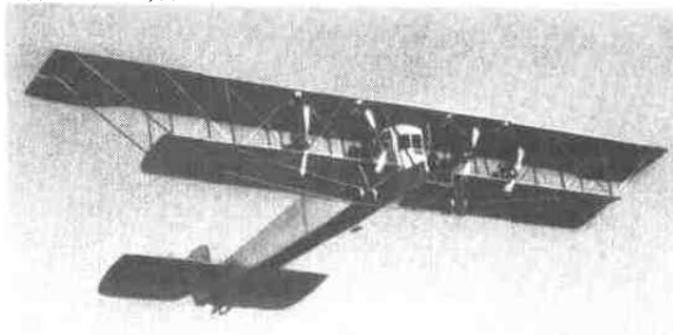


Рис. 3.5.- Самолет «Илья Муромец»

Создание этих самолетов положило начало развитию тяжелой авиации. Примечательно, что именно отсталая Россия стала пионером этого направления в самолетостроении.

### **2.3. Развитие военной авиации**

Новым в развитии авиации времен Первой мировой войны явилась специализация аэропланов по назначению. В 1914 г. существовал только один тип – самолет-разведчик, но уже к концу войны произошло разделение на истребители, бомбардировщики, штурмовики, торпедоносцы, палубные самолеты и др. Однако создание таких машин осуществлялось в первую очередь за счет изменения размеров, числа двигателей и членов экипажа, а также установки определенного оборудования – стрелкового, бомбардировочного, навигационного и пр. Большие успехи были достигнуты в двигателестроении: появились новые конструктивные схемы многоцилиндровых двигателей большой мощности.

Используемые с первых дней войны в качестве разведчиков, аэропланы сильно вредили наземным войскам. Поэтому пилоты любыми средствами старались защитить своих. Первый в истории воздушный таран совершил 8 сентября 1914 г. русский летчик Петр Нестеров (автор известной фигуры высшего пилотажа – «петли», названной в его честь). Корпусом своего «Морана» он ударил сверху австрийский самолет «Альбатрос», в результате чего оба самолета упали на землю, а пилоты погибли.

Стала насущной проблема вооружить аэроплан стрелковым оружием для борьбы с самолетами противника. Однако все попытки установить пулемет на аппараты с толкающим или тянущим винтом успеха не имели. Решить эту проблему удалось немецкому авиаконструктору А. Фоккеру, который в 1915 г. установил на своих самолетах стрелковые синхронизаторы – специальные устройства, задерживающие пулеметные выстрелы в случае пересечения линии стрельбы лопастью пропеллера. В конце этого же года российский летчик В.В. Дыбовский независимо от Фоккера разработал синхропулемет.

В итоге завершилось формирование одного из специализированных типов военных самолетов – истребителя, для которого характерны небольшие размеры, одноместная кабина, прочно установленный пулемет, мощный двигатель и относительно высокая скорость.

В 1912 г. русский офицер Н.А. Яцук предложил вооружить самолеты ракетами. Через несколько лет француз Ле Приер реализовал эту идею на практике, смастерив пороховые ракеты для аэропланов, которые вскоре стали неотъемлемой частью вооружения французских и английских самолетов.

Продолжалось возрастание мощности авиационных моторов в первую очередь за счет увеличения числа и объема цилиндров. Осваивалось производство восьми- и двенадцатцилиндровых двигателей меньшего размера по V-образной схеме вместо рядной. К концу войны стационарные силовые установки с водяным охлаждением окончательно вытеснили ротативные.

Большую роль в поиске новых путей развития самолетостроения сыграл немецкий изобретатель Г. Юнкерс, создавший цельнометаллический самолет «Юнкерс J-1». Примененную в качестве материала для фюзеляжа

тонколистовую сталь впоследствии он заменил на дюралюминий. Гофрированная оболочка позволяла лучше воспринимать нагрузки в полете.

К концу Первой мировой войны появились специализированные истребители и разведчики – ночной, высотный и др. (прицелы с подсветкой, пулеметы с трассерами, кислородные приборы, обогрев сидений).

Машины, применяемые в войсках противовоздушной обороны, стали называться истребителями-перехватчиками. Необходимость в огневой поддержке наступления наземных войск с воздуха привела к созданию штурмовой авиации. Самолеты-штурмовики представляли собой улучшенный вариант обычных самолетов, кабина и топливный бак которых обшивались стальными листами (бронировались). Установленные на фюзеляже пулеметы предназначались для стрельбы вперед-вниз, а дополнительный пулемет защищал самолет с задней полусферы. На борту имелись также легкие бомбы, гранаты и фосфорные пули для уничтожения танков.

Таким образом, Первая мировая война явилась мощным стимулом для развития авиации. В послевоенный период совершенствование летных характеристик происходило преимущественно за счет снижения удельного веса авиационных двигателей, увеличения их мощности и нагрузки на крыло. Использование мощных двигателей в свою очередь привело к отказу от деревянных пропеллеров, повсеместно начали внедряться винты, изготовленные из металла.

В середине 20-х гг. наметилась тенденция к отходу от схемы «биплан». Ей на смену пришла схема «подкосный моноплан». Эта схема находит применение и сегодня в классе учебных машин.

И если в мире широко развивались легкие самолеты класса разведчиков, в СССР Комиссией по тяжелой авиации под руководством выдающегося ученого, основоположника современной аэродинамики Н.Е.Жуковского усиленно проводилась разработка многомоторных самолетов-бомбардировщиков. Многочисленные исследования по теории авиации, механике твердого тела, математике, гидродинамике и гидравлике, прикладной механике, поставленные на службу советскому самолетостроению, позволили в скором времени создать новые модели тяжелых летательных аппаратов. Вначале это был триплан «КОМТА» (рис. 3.6.). Затем двухмоторный «АНТ-4» («ТБ-1») – первый советский цельнометаллический бомбардировщик конструкции «свободнонесущий моноплан» с низкорасположенным крылом (рис. 3.7.). Развитием этой модели явился четырехмоторный «ТБ-3» («АНТ-6»), совершивший первый полет в декабре 1930г. (рис. 3.8.). Новый самолет мог брать на борт 5 т бомб, его вооружение состояло из носовой, средней и хвостовой пулеметных турелей, двух подкрыльевых пулеметных башен, выдвигаемых во время полета. Примечательно, что разработанная Туполевым схема в последующие годы получила всемирное признание и использовалась при конструировании знаменитых «летающих крепостей» «Боинг В-17» и «Боинг В-29».



Рис. 3.6.- Триплан «КОМТА»



Рис. 3.7.- Бомбардировщик «АНТ-4» («ТБ-1»)



Рис. 3.8.- Бомбардировщик «ТБ-3» («АНТ-6»)

### 3.3. Гражданская авиация

Быстро развивалось пассажирское самолетостроение, особое внимание уделялось разработкам проекта легкомоторной «массовой» крылатой машины. В Европе первые пассажирские авиалинии (Берлин-Веймар, Париж-Брюссель, Париж-Лондон) начали свою работу в начале 1919 г., в СССР – в мае 1921 г. (Москва-Харьков), и уже к началу 1921-х гг. вся Европа оказалась опутана сетью воздушных линий.

Первоначально в качестве пассажирских использовались несколько переоборудованные военные машины («Илья Муромец» в России). Однако высокая стоимость билетов вследствие больших топливных затрат и необходимость создания специальных аэродромов заставила правительства задуматься над проблемами финансирования ГА.

Франция первой начала выделять крупные суммы на развитие коммерческой авиации, вслед за ней воздушному транспорту начали помогать английское, германское и советское правительства.

Стремясь сделать авиаперевозки доходными и привлекательными для людей, авиаконструкторы приступили к созданию специальных пассажирских самолетов.

## ЛЕКЦИЯ №4

**Тема:** Вертолеты. Автожиры. Винтокрылы. Гибридные аппараты.  
Развитие космонавтики и аэронавтики.

### 4.1. Вертолеты

Сегодня нашу жизнь трудно представить без вертолетов.

Вертолетом называется ЛА вертикального взлета и посадки, у которого подъемная сила и тяга создаются за счет вращения одного или нескольких несущих винтов.

Вертолеты выполняют самую разнообразную работу: перевозят грузы и людей, помогают сотрудникам скорой медицинской, поисковой и спасательной служб (МЧС). Без винтокрылой техники не обходится монтаж и контроль состояния линий электропередач, трубопроводов, развитие и обслуживание газовых и нефтяных месторождений, деятельность правоохранительных органов. И нет ни одного рода войск, где бы ни применялись вертолеты. Широкое использование они находят и в сельскохозяйственных работах (для внесения удобрений и борьбы с вредителями), для перевозки людей и почты в районах, не имеющих транспортного сообщения.

Винтокрылые машины имеют ряд достоинств, благодаря которым стало возможным их столь широкое применение. Отличаясь от другой летной техники возможностью вертикального взлета и посадки, вертолет пригоден к применению в условиях сложного рельефа местности, где нет аэродромов со взлетно-посадочными полосами для самолетов. Способность вертолета совершать полет, в котором как горизонтальная, так и вертикальная скорости относительно земли равны нулю (зависание), в сочетании с возможностью забирать и высаживать пассажиров не приземляясь, дает этой машине дополнительные преимущества перед самолетом.

Если заглянуть в историю, то первые вертолеты-игрушки появились в XIV в. и раскручивались с помощью вытяжного шнура (манускрипт 1325 г.). Позднее появились летающие модели: «спиралиеферы» и «бабочки» (1800-е гг. Филипс, Кейли, Д'Амекурт) (рис. 4.1.).

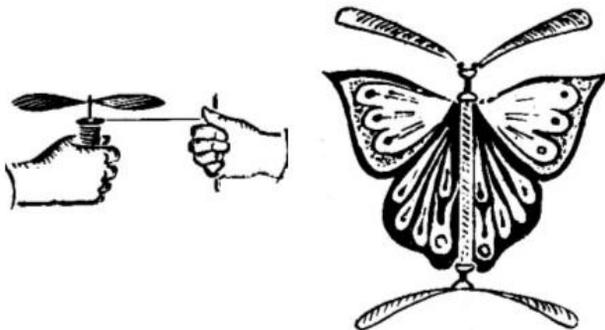


Рис. 4.1.- «Спиралиефер» и «бабочка»

По другим данным, более двух с половиной тысяч лет тому назад китайцы придумали летающую вертушку в виде палочки, к верхнему концу которой был прикреплен воздушный винт. Палочку раскручивали в ладонях и отпускали.

Первый же проект ЛА со спиральным ротором в виде вращающегося геликоидального крыла, был предложен, как уже упоминалось, Леонардо да Винчи. Кстати, именно он первым употребил слово «геликоптер» (от греческого *helix* – «спираль» и *pteron* – «крыло»). Велик и вклад в историю вертолетостроения и вклад М.В.Ломоносова, заводная модель которого также была рассмотрена ранее.

В 1784 г. во Франции была продемонстрирована самодвижущаяся модель вертолета, созданная изобретателями Лонуа и Бьенвеню. Она приводилась в действие с помощью лучкового приспособления (рис. 4.2.).

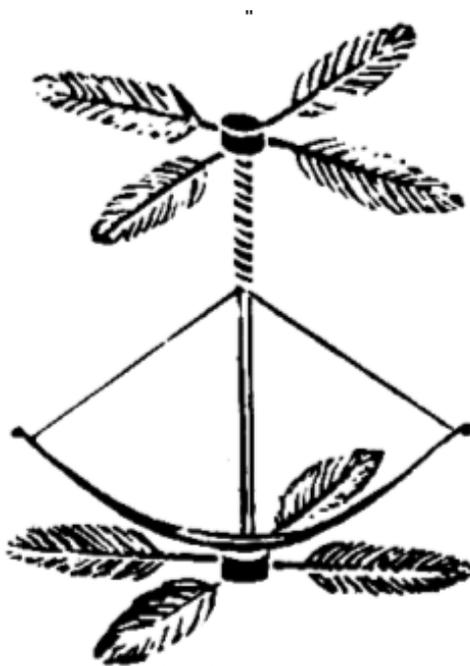


Рис. 4.2.- Модель вертолета Лонуа и Бьенвеню

Годом первого настоящего свободного полета человека на вертолете стал 1907 г. осуществил его француз Поль Корню (Корно). Он поднялся в воздух на двухвинтовой машине с 24-сильным двигателем «Антуанетт» (рис. 4.3.). Исторический полет длился всего 20 сек. на высоте 0,3 м. Однако этот аппарат не имел возможности двигаться в заданном направлении.



Рис. 4.3.- Вертолет Поля Корню

Поиски конструкторской мысли в этом направлении привели к идее создания вертолета с циклическим шагом винта, высказанной впервые итальянцем Крокко в 1906г. и воплощенной в жизнь датчанином Якобом Эллехаммером в 1912г. Он продемонстрировал полет на такой машине, которая была снабжена двигателем мощностью 36 л.с., приводившим в действие вращающиеся в противоположных направлениях винты диаметром 7,5 м (рис. 4.4.).

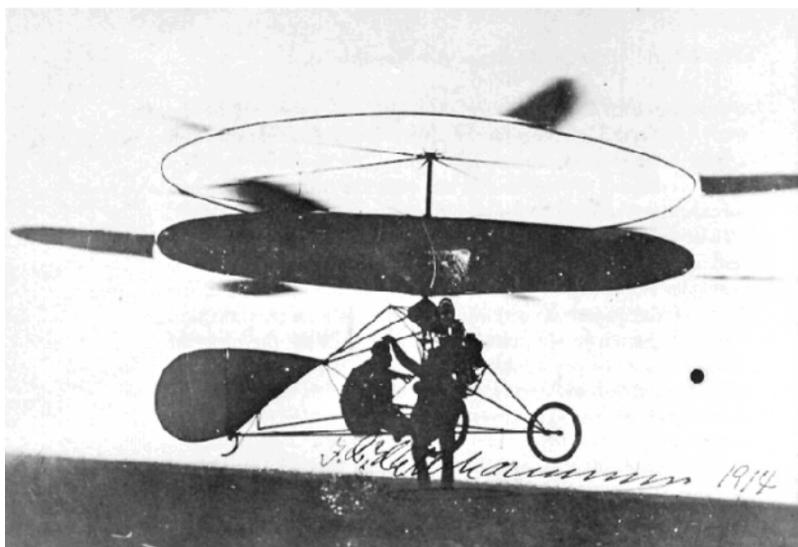


Рис. 4.4.- Вертолет конструкции Якоба Эллехаммера

В 1924 г. голландский инженер Фон Баумхауэр создал вертолет, несущий и рулевой винты которого имели отдельный привод от двух двигателей, что, впрочем, затрудняло управление аппаратом (рис. 4.5.).

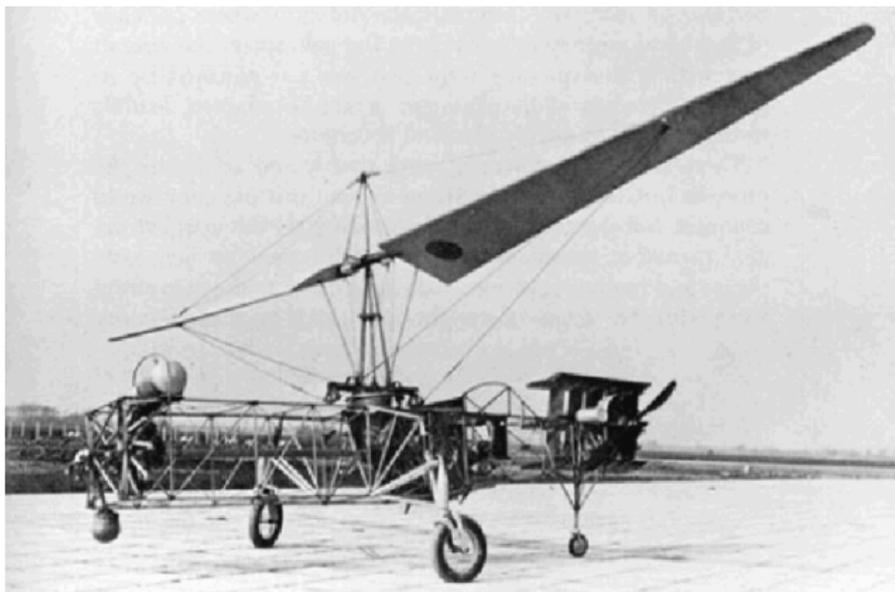


Рис. 4.5.- Вертолет Баумхауэра

Переходя к вкладу русских ученых в развитие вертолетостроения, следует в первую очередь отметить таких ученых и конструкторов, как Б.Н.Юрьев, И.И.Сикорский, К.А.Антонов. Опираясь на научные изыскания Н.Е.Жуковского, они накануне Первой мировой войны уже построили опытные вертолеты и на практике установили, что основными средствами для управления машиной в полете должны служить наклон оси несущего винта, изменение и направление его тяги и, наконец, тяга специального винта.

Больше всего в конструировании винтокрылых аппаратов преуспел 22-летний русский изобретатель Борис Юрьев. Именно он сделал основные открытия, касающиеся придания машине поступательного движения, создания системы управления и многого другого. Его изыскания привели к изобретению автомата-перекоса (1911 г.), одной из самых удачных конструкций в истории вертолетостроения (рис. 4.6., 3). Именно применение автомата-перекоса позволяет наклонять ось вращения несущего винта, что в свою очередь приводит к появлению горизонтальной составляющей силы тяги, с помощью которой осуществляется горизонтальный полет вертолета (рис. 4.6., 2), в отличие от вертикального взлета (рис. 4.6., 1), когда сила тяги только превосходит вес машины.

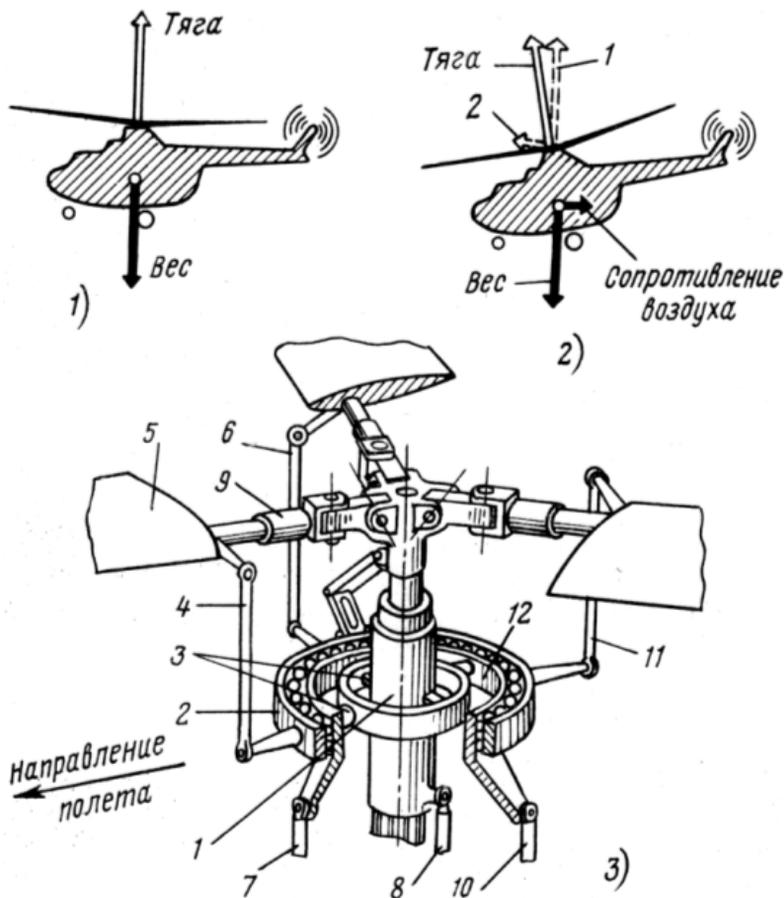


Рис. 4.6.- Автомат-перекос Б.Юрьева

К началу 1910 года Юрьев в общих чертах разработал свою схему одновинтового вертолета, но не смог ее запатентовать из-за отсутствия денег. Аппарат, построенный по этому проекту в 1912 г., имел диаметр несущего винта 8 м и вес 202,5 кг (рис. 4.7.). На всемирной выставке воздухоплавания он был удостоен золотой медали. Однако из-за недостатка мощности двигателя Юрьеву пришлось отказаться от установки изобретенного им автомата-перекоса и устройства изменения шага несущего винта.

В 1920-е годы Юрьев, будучи начальником экспериментального аэродинамического отдела ЦАГИ, решил построить вертолет по своей схеме. Вместе с Алексеем Черемухиным он реализовал свой проект и построил первый советский геликоптер «ЦАГИ -1ЭА» (рис. 4.8.). 14 августа 1932 года, поднявшись на высоту 605 м, он в 33,5 раза превысил прежнее мировое достижение.

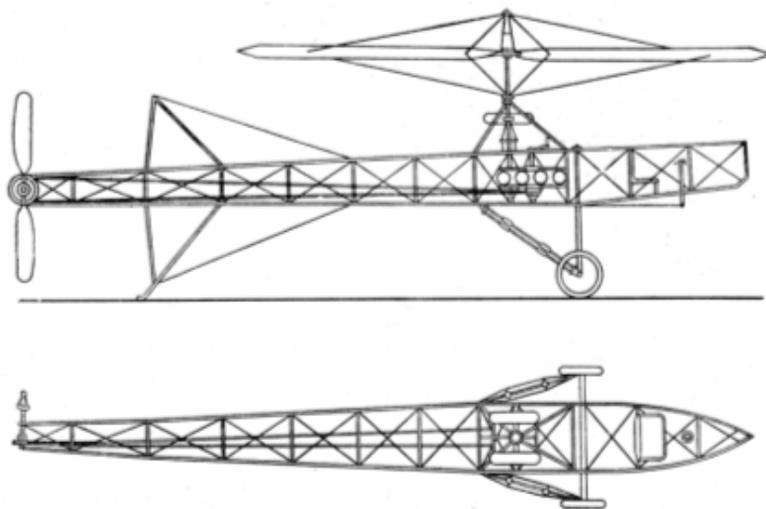


Рис. 4.7.- Схема вертолета Б.Юрьева



Рис. 4.8.- Первый советский вертолет «ЦАГИ -1ЭА»

Но первым из всех типов российских винтокрылых ЛА был вертолет конструкции Николая Камова и Николая Скржинского «КаСКр-1» (рис. 4.9.). Он впервые поднялся в воздух в сентябре 1929 г. корпусом ему послужил фюзеляж знаменитого самолета «У-1». По существу, этот аппарат являлся автожиром.



Рис. 4.9.- Автожир «КаСКр-1»

Автожир – это ЛА, имеющий пропеллер, приводимый в движение двигателем, как у самолета, и несущий винт, как у вертолета, однако подъемная сила возникает за счет его авторотации, т.е. под действием набегающего потока воздуха без применения привода. При этом не возникает вращающего момента корпуса, следовательно, нет необходимости в его компенсации, управление автожиром осуществляется по-самолетному, с применением рулей.

Первый полет автожира «Красный инженер» продолжался всего около 15 сек. на высоте 2-3 м, а покрыл он расстояние 250 м. Потом был «КаСКр-2», 1931 г., 28 мин., 450 м, 90 км/ч.

С 1934 по 1935 г. проходят испытания винтокрылого аппарата с трехлопастным несущим винтом и отдельными кабинами для летчика и наблюдателя, зауженная хвостовая часть автожира улучшала обзор и обстрел. Кстати, подобные балкообразные хвостовые части станут впоследствии характерными для современных вертолетов. По тем временам аппарат был неплохо вооружен: два пулемета – один курсовой для синхронной стрельбы через винт, другой – сзади. Вес машины – 2230 кг. Двигатель воздушного охлаждения, 480 л.с. Этот автожир, имеющий обозначение «А-7», принял боевое крещение в боях под Смоленском.

Заканчивая разговор об автожирах, следует упомянуть оригинальную разработку еще одного известного конструктора И.Братухина «ЦАГИ 11 ПВ», имеющую шестилопастной несущий винт и две пары тамндемно расположенных на концах ферм тянуще-толкающих пропеллеров (рис. 4.10).

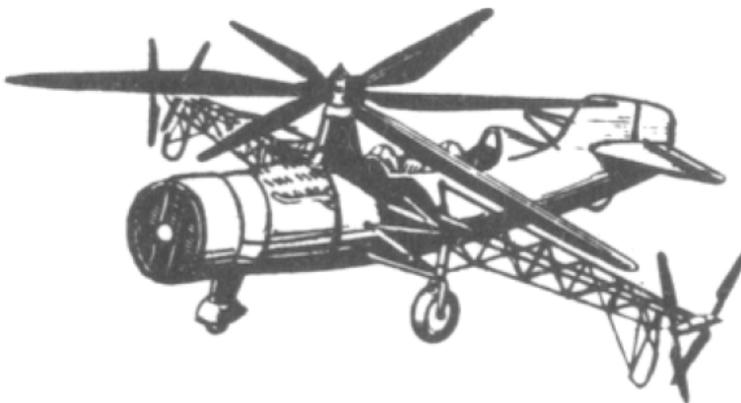


Рис. 4.10.- Автожир И.Братухина «ЦАГИ 11 ПВ»

Лучшие же машины Николая Ильича Камова – это те, что имеют «фирменный» слог «Ка». Одна из них – легкая одноместная «вертушка» «Ка-8», сделанная уже после войны, прозванная «воздушным мотоциклом». Это был первый отечественный вертолет соосной схемы. Оригинально были сконструированы цельнодеревянные лопасти несущих винтов, управление, механизм общего и дифференциального шага. Эти конструкции лягут в основу всей дальнейшей деятельности в области соосного вертолетостроения.

В 1948 г. по решению правительства страны создано КБ под руководством Н.Камова. И первое задание последовало на постройку легких малогабаритных корабельных вертолетов типа «Ка-10». Затем был спроектирован более крупный «Ка-15», причем не только корабельный вариант, но и народнохозяйственные: для сельского хозяйства, спасательный и т.п. (рис. 4.11.).

Следующая модель «Ка-18», прозванная «Малюткой», была тем не менее, достаточно мощной машиной с двигателем 280 л.с. и максимальной скоростью 150 км/ч, в ней можно было перевезти трех человек на расстояние 300 км.

Во второй половине 50-х гг. Камов работает над проектом винтокрыла. Дело в том, что максимальная скорость, с которой летали в то время вертолеты, была не более 200 км/ч. Решая проблему увеличения скорости, но не меняя основного достоинства вертолета – вертикального взлета и посадки, Камов приходит к идее конструктивного совмещения самолета и вертолета. От первого ЛА брались крылья, от второго – несущие винты.

Винтокрыл – своеобразный самолет с вертикальным взлетом и посадкой. Он, как обычный транспортный самолет, имеет вместительный фюзеляж, крыло, хвостовое оперение и два двигателя с тянущими винтами. Но у этой машины, как у вертолета, два несущих винта. И он может подниматься и спускаться вертикально. В это время вся мощность двигателей идет на несущие винты. Их оси имеют небольшой наклон вперед. По мере увеличения скорости горизонтального полета мощность двигателей автоматически

«перетекает» с несущих винтов на тянущие. Это происходит путем уменьшения углов установки лопастей несущих винтов и увеличения углов установки тянущих. Винтокрыл Камова получил название «Ка-22» (рис. 4.12.).



Рис. 4.11.- Вертолет «Ка-15»

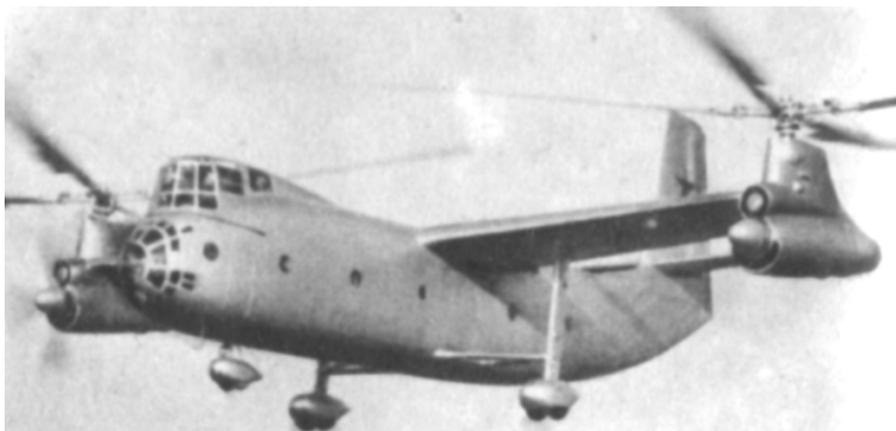


Рис. 4.12.- Винтокрыл «Ка-22»

В конце 50-х гг. КБ Камова разрабатывает для ВМФ новый противолодочный вертолет с газотурбинными двигателями и складными лопастями «Ка-25» (рис. 4.13.). Впоследствии ими был укомплектован вертолетоносец «Москва».



Рис. 4.13.- Вертолет «Ка-25»

Для нужд народного хозяйства в 1964 г. КБ разрабатывает «летающее шасси» – многоцелевой вертолет «Ка-26» (рис. 4.14.). Его серийный выпуск начался в 1969 г.



Рис. 4.14.- Вертолет «Ка-26»

Вскоре ВМФ и народному хозяйству понадобился всепогодный вертолет нового поколения. Им стал «Ка-32», совершивший свой первый испытательный полет в 1973 г. (рис. 4.15.). Эта машина установила 7 мировых рекордов.



Рис. 4.15.- Вертолет «Ка-32»

Подлинным шедевром КБ Камова стал армейский боевой вертолет «Ка-50» - «Черная акула» (наш ответ на боевой вертолет США «АН-64»), разработанный под руководством генерального конструктора С.В.Михеева в середине 70-х годов (рис. 4.16.). Он имеет фюзеляж и хвостовое оперение самолетного типа, сравнительно большое крыло и убирающееся шасси. Управляется одним человеком, имеет автоматизированную систему управления и интегрально прицельно-пилотажно-навигационный комплекс для поиска и автоматического наведения на цель по лазерному лучу противотанковых управляемых ракет и др. видов вооружения. Впервые в истории в кабине летчика установлено катапультное кресло с тянущей ракетной системой. После предварительного отстрела лопастей несущих винтов летчик может катапультироваться на любой высоте и при любой скорости, включая нулевую. (Новая втулка и автомат-перекок).



Рис. 4.16.- Вертолет «Ка-50 Черная акула»

25 июня 1997 г. взлетела первая опытная машина ОКБ Камова «Ка-52 Аллигатор» - новая разработка многоцелевого всепогодного боевого вертолета (рис. 4.17.).



Рис. 4.17.- Вертолет «Ка-52 Аллигатор»

Если Н.Камов прославился на весь мир своими соосными вертолетами, то пальма первенства в конструировании одновинтовых машин по праву принадлежит Михаилу Леонтьевичу Милу.

У вертолетов одновинтовой схемы крутящий момент несущего винта, как правило, парируется рулевым винтом, выполняющим одновременно роль средства управления относительно вертикальной оси.

«Ми-1» стал одним из первых отечественных серийных одновинтовых вертолетов конца сороковых годов (рис. 4.18.). В серию был запущен в 1951 г. оказался очень надежным, маневренным. Всего выпущено более 2,5 тыс., причем 15 модификаций.



Рис. 4.18.- Вертолет «Ми-1»

Более 5 тыс. вертолетов «Ми-2» пяти модификаций произведено с 1965 г. Это более крупная машина, оснащенная ГТД (рис. 4.19.). Выпускалась в рамках интеграции СЭВ в Польше. Стала базовой учебно-тренировочной машиной для ДОСААФ.



Рис. 4.19.- Вертолет «Ми-2»

Следующей разработкой ОКБ Миля стал вертолет «Ми-4» (рис. 4.20.). На нем было установлено 20 мировых достижений. Считается лучшим вертолетом в мире для высокогорья. С 1952 по 1979 гг. выпущено более 3,8 тыс. таких машин 11 модификаций.



Рис. 4.20.- Вертолет «Ми-4»

На авиационном параде в Тушино публика впервые увидела новый вертолет «Ми-6». По размерам (5-и лопастной винт диаметром 35 м) и грузоподъемности (масса 27-44 т), мощности двигателей (11 тыс. л.с.) и летно-техническим данным (скорость 300 км/ч, потолок 4500 м, дальность 300-900 км) в те годы ему не было равных в мире (рис. 4.21.).



Рис. 4.21.- Вертолет «Ми-6»

На этом вертолете установлено 16 мировых рекордов. С 1959 по 1980 г. выпущено 926 вертолетов десяти модификаций (грузовых, пассажирских, специальных). Конструкция этой машины открыла дорогу летающему крану «Ми-10» (рис. 4.22.) и его «строительно-монтажной» версии «Ми-10К» (выпускался с 1967 по 1975 г.).



Рис. 4.22.- Вертолет «Ми-10»

До сих пор трудится в небе «Ми-8», который стал самым популярным пассажирским вертолетом (рис. 4.23.). С 1965 г. было выпущено более 8200 вертолетов этой серии одиннадцати модификаций.

О надежности данной машины говорит тот факт, что она входит в число правительственных. Ее модификацией стал вертолет «Ми-17». А вариант «Ми-8 МТВ-5» является военно-транспортным. Он имеет на борту комплекс РЭБ, экранно-выхлопные устройства на соплах двигателей, снижающие инфракрасную заметность, устройства постановки ИК помех и отстрела тепловых ловушек. На четырех пилонах возможна подвеска бомб калибра 500 кг, блоков НАР, пушечных и пулеметных контейнеров; кроме того, в состав вооружения включены ПТУР «Малютка-2» и УР класса «воздух-воздух» «Игла».



Рис. 4.23. - Вертолет «Ми-8Т»

Печальна биография самого большого и самого грузоподъемного в мире вертолета «Ми-12» («В-12»), сконструированного лично М.Л.Милем. Его первый полет состоялся в 1967 г. Этот винтокрылый ЛА (рис. 4.24.) поперечной схемы с полным размахом лопастей двух несущих винтов в 67 м, диаметром винта 35 м и длиной фюзеляжа 37 м был оснащен четырьмя двигателями суммарной мощностью 26 000 л.с. Максимальный вес 105 т. Вес поднимаемого груза более 40 т. На нем установлено 8 мировых рекордов. Основное назначение – как военно-транспортный для перевозки к месту старта в труднодоступные районы ракет и больших грузов. Оригинально была решена проблема перехлеста винтов (на 1,5 м). Однако военные от этого гиганта отказались, а его производство для гражданских нужд оказалось нерентабельным.

Но на замену ему пришел самый большой среди серийных вертолетов настоящего времени «Ми-26 Гало» (рис. 4.25.). Его восьмилопастной винт диаметром свыше 40 м позволяет поднимать полезную нагрузку более 20 т.

Прототип этого ЛА поднялся в воздух в 1977 г., а первый полет серийного вертолета в небе над Ростовом состоялся в 1980 г.

Вертолет «Ми-26» установил 5 рекордов грузоподъемности.



Рис. 4.24.- Вертолет «Ми-12» («В-12»)



Рис. 4.25.- Вертолет «Ми-26 Гало»

Первым советским транспортно-боевым вертолетом огневой поддержки стал в начале 1970-х годов «Ми-24» (рис. 4.26.). На сегодняшний день выпущено уже более 2 500 таких ЛА четырнадцати модификаций, и их число продолжает увеличиваться в связи с принятым курсом Минобороны на модернизацию парка устаревших машин и заказами из-за рубежа. Летные и боевые качества вертолета проверены во многих «горячих» точках, аппарат находится на вооружении ВВС более чем в 18 странах.



Рис. 4.26.- Вертолет «Ми-24П»

Крупным вкладом ОКБ им. М.Л.Миля в развитие отечественного вертолетостроения явилась разработка вертолета огневой поддержки XXI века «Ми-28» (рис. 4.27.). Машина имеет пятилопастной несущий винт, изготовленный из композиционных материалов, обладающий повышенной надежностью. Экипаж защищен титаново-композитной броней.



Рис. 4.27.- Вертолет «Ми-28»

Модификация этого вертолета «Ми-28Н» (ночной) представляет собой ЛА круглосуточного многоцелевого применения: уничтожение воздушных и наземных целей, ночная атака и огневая поддержка пехоты (рис. 4.28.).

Летно-технические характеристики вертолетов семейства Ми приведены в справочном приложении Б.



Рис. 4.28.- Вертолет «Ми-28Н»

#### **4.2. Развитие космонавтики и аэронавтики**

Эра космонавтики началась 4 октября 1957 г. ровно в 22 ч 28 мин., когда в СССР был запущен первый искусственный спутник Земли («Спутник-1»). Он весил 83,6 кг; диаметр составлял 58 см. Спутник совершил 1440 об. вокруг Земли. Апогей его орбиты составил 947 км. На 92-е сутки он сгорел в плотных слоях атмосферы.

Второй спутник с живым существом на борту был выведен на орбиту 3 ноября 1957 г. В герметичной кабине «Спутника-2» в космос поднялась собака Лайка (508 кг, 7 дней, 2370 оборотов).

Следующим достижением советской космонавтики стал запуск к Луне автоматической станции «Луна-1». Спустя 34 ч после старта станция прошла на расстоянии 6 тыс. км от поверхности Луны, впервые передав на землю изображение ее обратной стороны.

В августе 1960 г. стартовал корабль-спутник с собаками Белкой и Стрелкой, которые после суточного (17 оборотов) пребывания на орбите благополучно возвратились на Землю.

А 12 апреля 1961 г. в 9ч 07 мин. полетом Ю.А.Гагарина открылась дорога человеку в космос. С этого момента началась эра пилотируемых полетов, наряду с запуском автоматических спутников Земли.

На околоземной орбите работают:

научные спутники, собирающие сведения об околоземном и межпланетном пространстве;

спутники связи, в т.ч. геостационарные (на удалении 35 880 км);

спутники для изучения природных ресурсов Земли;

морские спутники (связи и исследования Мирового океана).

С помощью автоматических аппаратов исследуются планеты Солнечной системы: Луна (вначале облет, затем посадка и, наконец, «Луноход-1»), Венера, Марс. С помощью американских аппаратов «Вояджер-1» и «Вояджер-2» исследовались другие планеты – Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун. Предположительно оба аппарата, запущенные еще в 1977, сохраняют свою работоспособность до 2015 г.

Пилотируемые полеты: космические корабли первого поколения «Восток» (СССР), «Меркурий» (США); многоразовые серий «Восход» (СССР), «Джемини» (США); корабли второго поколения «Союз» (СССР), «Аполлон» (США). В 1969 г. «Аполлон-11» с Н.Армстронгом, М.Коллинзом и Э.Олдрином на борту совершил полет с посадкой на Луну. Затем еще 6 «Аполлонов» совершили 5 посадок на ее поверхность, а завершилась программа в 1972 г. полетом «Аполлона-17». В 1975 г. состоялся совместный полет по программе «Союз-Аполлон».

Транспортные корабли: «Прогресс», «Союз-Т» для полета к орбитальным станциям.

Космические системы многоразового использования «Буран» (СССР) и «Спейс Шаттл» (США).

Орбитальные станции: «Салют» (СССР), «Скайлэб» (США).

Орбитальные комплексы: «Салют-6»-«Союз» (СССР), «Мир»-«Квант»-«Союз» (СССР), МКС.

## ЛЕКЦИЯ №5

**Тема:** Принципы полета и классификация летательных аппаратов

### 5.1. Классификация принципов полета

Полет основан на преодолении гравитационной силы (силы тяжести)  $G = mg$ , где  $G$  - сила земного тяготения,  $N$ ;  $m$  - масса летящего тела,  $kg$ ;  $g$  - ускорение свободного падения,  $m/c^2$ .

Сила, преодолевающая силу тяжести, называется подъемной силой. В равномерном горизонтальном установившемся полете подъемная сила  $Y$  уравнивает силу тяжести ( $Y = -G$ ).

Принцип полета определяется тем, каким образом и за счет чего создается подъемная сила. В настоящее время техническое значение имеют следующие принципы полета:

- баллистический - здесь сила  $Y$  определяется силой инерции летящего тела за счет начального запаса скорости или высоты, поэтому баллистический полет называют также пассивным;

- ракетодинамический - здесь сила  $Y$  определяется реактивной силой за счет отбрасывания части массы летящего тела. В соответствии с законом сохранения импульса системы возникает движение при отделении от тела с какой-либо скоростью некоторой части его массы;

- аэростатический - здесь сила  $Y$  определяется архимедовой силой, равной силе тяжести вытесненной телом массы воздуха;

- аэродинамический - здесь сила  $Y$  определяется реактивной силой за счет отбрасывания вниз части воздуха, обтекающего тело при его движении, т. е. определяется силовым воздействием воздуха на движущееся тело.

При полете в атмосфере кроме силы тяжести приходится преодолевать силу сопротивления внешней среды. Силу, преодолевающую сопротивление внешней среды  $X$ , называют силой тяги (тягой)  $P$ . В равномерном горизонтальном установившемся полете сила тяги  $P$  уравнивает силу сопротивления среды

$$(P = -X).$$

Силу тяги, как и подъемную силу, можно создавать различными способами.

В соответствии с реализуемым принципом полета (способом создания подъемной силы) можно провести классификацию летательных аппаратов (рис. 5.1.).

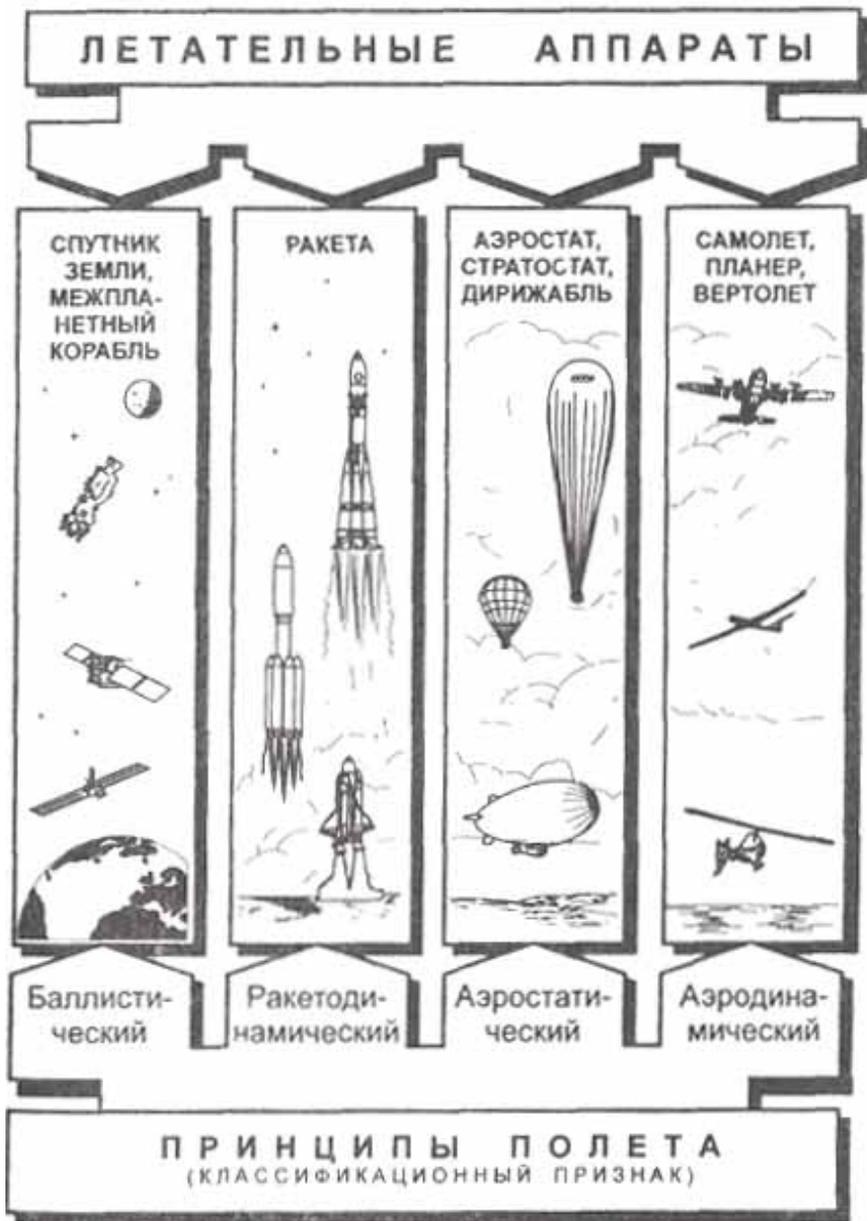


Рис. 5.1.- Классификация летательных аппаратов по принципу полета

### 5.2 Реализация ракетодинамического и баллистического принципов полета

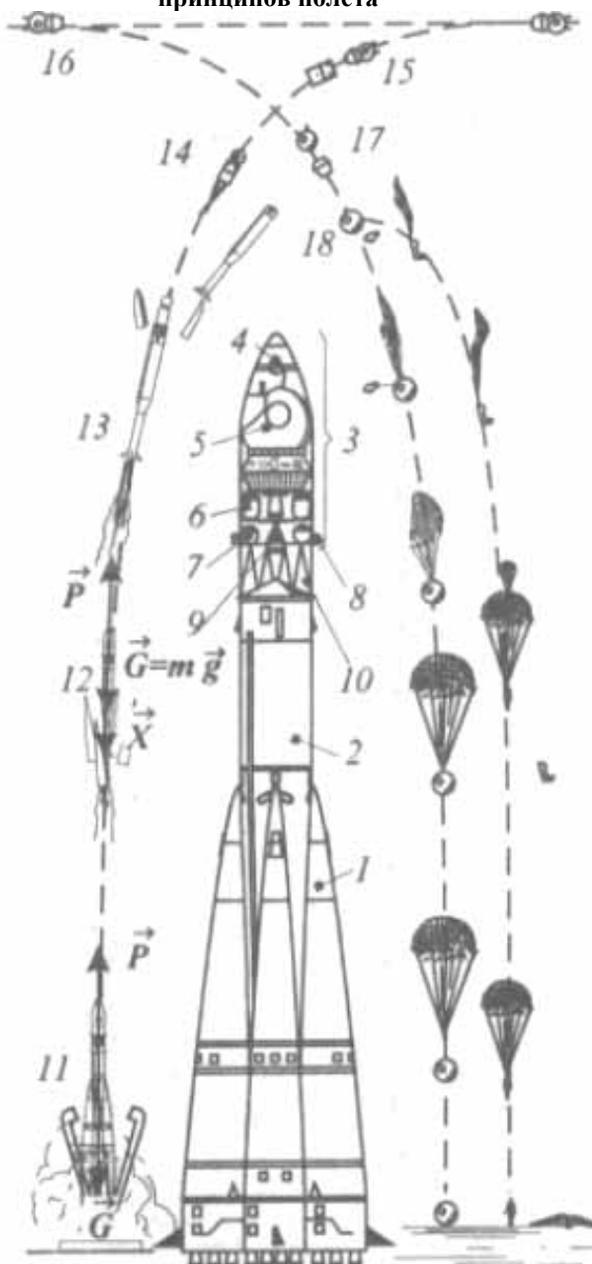


Рис. 5.2.- К объяснению принципа полета ракеты и спутника Земли

По решению ООН во всем мире 12 апреля отмечается как День космонавтики. 12 апреля 1961 года ракета-носитель «Восток» вывела на орбиту искусственного спутника Земли первый в мире космический корабль «Восток», пилотируемый гражданином СССР Ю.А. Гагариным.

Стартовая масса трехступенчатой ракетно-космической системы «Восток» (рис. 5.2.) - 287 000 кг. Жидкостные реактивные двигатели (ЖРД) боковых блоков первой ступени 1 совместно с ЖРД второй ступени 2 создавали стартовую тягу 4000 кН. Полная длина системы на старте - 38 360 мм.

Система вывела на околоземную орбиту полезную нагрузку (космический корабль) массой  $m_{п.н} = 4725$  кг.

Третья ступень системы 3 соединена с ракетой-носителем переходной фермой 10. Двигательный отсек третьей ступени включает в себя ЖРД 9, двигатели системы ориентации 8, бак горючего (керосин) 7 и бак окислителя (жидкий кислород) 6. Установленный на вершине комплекса космический корабль «Восток» 5 при полете в плотных слоях атмосферы предохраняется от воздействия набегающего потока воздуха головным обтекателем 4.

При запуске ЖРД ракетно-космической системы, стоящей на стартовой позиции 11, газы, вытекающие из реактивного сопла ЖРД с большой скоростью, создают силу тяги двигателя

$$P = m_{сек} W_c + f_c(p_c - p_0),$$

где  $P$  - сила тяги, Н;

$m_{сек}$  - расход массы топлива (горючего и окислителя) в течение секунды, кг/с;

$W_c$  - скорость истечения газов из сопла, м/с;

$f_c$  - площадь выходного отверстия (среза) сопла, м<sup>2</sup>;

$p_c$  - давление истекающих газов на срезе сопла, Па;

$p_0$  - давление окружающей среды, Па.

При достижении силой тяги значения, равного силе тяжести, ракета «отрывается» от земли; с увеличением силы тяги ракета начинает подъем с ускорением. Таким образом реализуется ракетно-динамический принцип полета.

После выработки топлива из баков первой ступени ее блоки отделяются (12), и ракета продолжает набирать высоту с ускорением. Далее производится сброс (13) головного обтекателя, включение двигателя третьей ступени и отделение ее (14) от второй ступени ракеты-носителя. После достижения первой космической скорости отделяется двигательный отсек третьей ступени, космический корабль «Восток» выходит на орбиту искусственного спутника Земли (15) и движется по баллистическому принципу только под действием сил всемирного тяготения в состоянии невесомости.

Состояние невесомости не означает отсутствия веса, так как именно этот вес (центростремительную силу) уравнивает центробежная сила инерции движущегося по круговой орбите тела. Космонавт только не ощущает

привычного веса (силы, с которой вследствие тяготения к Земле тело действует на опору, удерживающую его от свободного падения). На Земле ощущение веса возникает именно за счет силы реакции опоры (пола, земли, когда человек стоит; стула, когда он сидит, и т. п.).

Возвращение космического корабля «Восток» и космонавта на Землю происходило после включения (16) тормозной двигательной установки корабля, корабль начинал двигаться к Земле по траектории баллистического спуска (17) с торможением в атмосфере. На высоте порядка 7 км отделялась (отстреливалась) крышка люка возвращаемого аппарата, через 2 с космонавт катапультировался (18), и далее происходил раздельный спуск возвращаемого аппарата и космонавта с последовательным вводом в поток воздуха сначала тормозных, а затем основных парашютов.

Нетрудно заметить, что весовая отдача ракетно-космических систем (отношение массы полезной нагрузки к стартовой массе аппарата) очень мала. Это вызвано колоссальными расходами топлива для создания подъемной силы. Ракетодинамический принцип, единственно возможный для выведения ЛА на орбиту, является весьма неэкономичным для обеспечения полетов в атмосфере Земли, хотя в плотных слоях атмосферы возможен полет аппарата, реализующего и ракетодинамический, и баллистический принципы полета.

Здесь следует отметить, что движение аппаратов в космическом пространстве возможно не только по ракетодинамическому и баллистическому (под действием сил всемирного тяготения) принципам полета. Реально использование «солнечного паруса» - устройства (например, в виде металлизированной пленки-паруса), обеспечивающего перемещение космического аппарата световым давлением солнечных лучей (солнечного ветра).

### **5.3. Реализация аэростатического принципа полета**

6 мая 1937 года после трехсуточного трансатлантического перелета на летном поле в Лейкхорсте под Нью-Йорком потерпел катастрофу германский дирижабль «Гинденбург», гигантский воздушный корабль длиной около 250 м, объемом 190 000 м<sup>3</sup>, с четырьмя дизельными двигателями мощностью по 810 кВт, с 25 каютами, ресторанами, салонами и библиотекой на борту. Около ста пассажиров и членов экипажа погибли во время катастрофы в результате возгорания, а затем взрыва водорода, которым была наполнена оболочка дирижабля.

Практически во всем мире после этой катастрофы были прекращены попытки применить дирижабль (от франц. dirigeable-управляемый) в качестве пассажирского воздушного транспорта (так называемый «синдром “Гинденбурга”»).

На долгие годы был сдан в архив самый экономичный в энергетическом смысле способ создания подъемной силы  $Y$  в атмосфере - за счет реализации аэростатического принципа.



Рис. 5.3.- К объяснению аэростатического принципа

При полете дирижабля (рис. 5.3.) аэростатическая подъемная сила  $Y$  уравнивает силу тяжести дирижабля  $G$ , а сила тяги двигателей  $P$  - силу лобового сопротивления  $X$  (и силу инерции при полете дирижабля с ускорением).

Подъемная (архимедова, выталкивающая) сила аэростатических ЛА, которые принято называть аппаратами легче воздуха, в соответствии с законом Архимеда (по имени древнегреческого ученого)

$$Y = W \rho_v g,$$

где  $W$  - объем газонаполненной оболочки аппарата,  $m^3$ ;

$\rho_v$  - плотность воздуха, вытесняемого дирижаблем,  $kg/m^3$ ;

$g$  - ускорение свободного падения,  $m/s^2$ .

Запишем силу тяжести дирижабля в виде

$$G = m_0 g = (m_A + W \rho_z) g,$$

где  $m_0$  - взлетная масса дирижабля;

$m_A$  - масса аппарата, определяемая как сумма масс полезной нагрузки, различного оборудования, силовой установки, топлива, конструкции (в том числе и наполняемой газом оболочки объемом  $W$ )

$W \rho_z$  - масса заполняющего оболочку газа, имеющего плотность  $\rho_z$ .

Необходимая для уравнивания силы тяжести дирижабля подъемная сила

$$Y = W \rho_v g = (m_A + W \rho_z) g.$$

Отсюда:  $(\rho_v - \rho_z) W g = m_A$ .

То есть для того, чтобы дирижабль с массой  $m_A$  смог совершать полет, необходимо, чтобы плотность газа, заполняющего оболочку, была меньше плотности воздуха. Необходимый для полета объем газонаполненной оболочки

$$W = \frac{m_A}{(\rho_v - \rho_z)}.$$

Напомним, что плотность воздуха (на уровне моря при температуре  $0^\circ C$ )  $\rho_v = 1,29 \text{ кг/м}^3$ . Для заполнения оболочки обычно используется водород ( $\rho_z = 0,09 \text{ кг/м}^3$ ) или гелий ( $\rho_z = 0,179 \text{ кг/м}^3$ ). Можно также заполнять оболочку подогретым воздухом, плотность которого будет меньше плотности воздуха, окружающего ЛА.

В период Второй мировой войны в США возникла потребность долговременного патрулирования океанских акваторий с целью организации

противолодочной обороны, и эту задачу с успехом решали дирижабли, которые входили в состав военно-морских сил до 1961 года.

Быстрое истощение запасов углеводородного топлива на нашей планете и появление принципиально новых транспортных задач побудили проектировщиков с начала 70-х годов вновь обратиться к использованию аэростатического принципа полета.

#### 5.4. Реализация аэродинамического принципа полета

Аэродинамический принцип создания подъемной силы (отбрасывание вниз части воздуха) можно технически реализовать либо за счет движения всего аппарата, снабженного неподвижной несущей поверхностью (крыло), либо за счет движения отдельных несущих частей аппарата (несущий винт, вентилятор и т. д.) относительно воздушной среды. И в том и в другом случае образование подъемной силы основано на законе механики о количестве движения (второй закон Ньютона, по имени английского математика, механика, астронома и физика И. Ньютона):

$$m(V_2 - V_1) = Pt,$$

где  $m$  - масса тела (в данном случае это масса отбрасываемого воздуха), кг;

$V_2 - V_1$  - изменение скорости тела (в данном случае вертикальная скорость отбрасываемого несущей поверхностью воздуха), м/с;

$P$  - сила, приложенная к воздуху и направленная вниз, Н;

$t$  - время действия силы, с.

Следовательно,  $P = m(V_2 - V_1)/t$ .

В соответствии с третьим законом Ньютона подъемная сила  $Y$  будет приложена к несущей поверхности и направлена вверх (против силы  $P$ , приложенной к воздуху и направленной вниз):

$$Y = -P.$$

В дальнейшем при обозначении сил, имеющих аэродинамическую природу, будем применять индекс «а» ( $Y_a$ ,  $X_a$ ).

Подробно механизм возникновения аэродинамической подъемной силы будет рассмотрен в разделе 6.2. Здесь еще раз подчеркнем, что движущаяся в воздухе несущая поверхность, создающая подъемную силу  $Y_a$ , совершает работу по преодолению действующей на нее силы лобового сопротивления  $X_a$ . Поэтому для создания подъемной силы необходимо затрачивать энергию. Очевидно, что энергетические затраты ЛА, использующего аэродинамический принцип полета, будут тем меньше, чем меньше будет сила лобового сопротивления  $X_a$ , возникающая при создании необходимой для полета подъемной силы  $Y_a$ , т. е. чем больше будет значение аэродинамического качества ЛА, определяемого отношением подъемной силы к силе лобового сопротивления:

$$Ka = Y_a / X_a$$

Далее будет показано, что аэродинамическое качество является свойством ЛА, определяемым в основном его геометрическими параметрами.

Среди ЛА, реализующих аэродинамический принцип полета, наибольшее распространение получили планеры (франц. *planeur*, от *planer* - парить), самолеты и вертолеты.

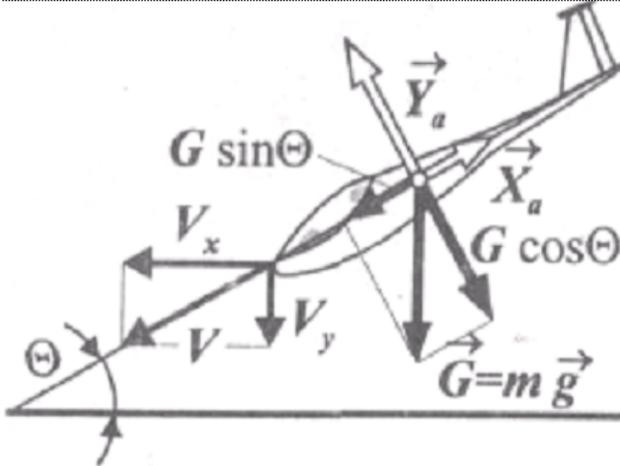


Рис. 5.4.- К объяснению планирующего полета

Планер не имеет силовой установки, поэтому его полет (рис. 5.4.) в спокойной атмосфере возможен только с постоянным снижением под некоторым углом  $\Theta$  к горизонту со скоростью планирования  $V$ , которая может быть представлена векторной суммой скорости снижения  $V_y$  и горизонтальной скорости полета  $V_x$ . Движение планера вперед происходит под действием составляющей  $G \sin\Theta$  силы тяжести  $G$ , которая уравнивает силу лобового сопротивления  $X_a$ , возникающую вместе с подъемной силой крыла  $Y_a$ , уравнивающей составляющую  $G \cos\Theta$  силы тяжести. Таким образом, при полете планера на создание подъемной силы и преодоление силы лобового сопротивления с потерей высоты расходуется потенциальная энергия, которой обладал планер, доставленный на высоту начала планирования с помощью наземной лебедки или самолета-буксировщика. Увеличить запас энергии для полета планер может, набирая высоту за счет энергии «термиков» - восходящих потоков теплого воздуха.

Рассматривая схему сил, действующих на планер при планировании (см. рис. 5.4.), запишем:

$$Y_a = G \cos\Theta; X_a = G \sin\Theta.$$

Отсюда  $\operatorname{tg}\Theta = X_a / Y_a = 1/K_a$ , т. е. планер, имеющий большее аэродинамическое качество, будет планировать по более пологой траектории и дальность полета его при прочих равных условиях будет больше,

следовательно, он более эффективно использует начальный запас энергии. Для современных планеров аэродинамическое качество  $Ka = 40..50$ .

Самолет совершает полет в атмосфере за счет силы тяги, создаваемой силовой установкой, и подъемной силы, создаваемой неподвижным относительно других частей самолета крылом.

Двигатель самолета создает силу тяги воздушным винтом или реакцией струи выхлопных газов, расходуя при этом химическую энергию топлива, находящегося в топливных баках, на совершение работы против сил аэродинамического сопротивления или сопротивления трения при разбеге самолета по ВПП на взлете.

При полете самолета со скоростью  $V$  (рис. 5.5.) возникает подъемная сила  $Y_a$ , противостоящая гравитационной силе (силе тяжести)  $G$ ;

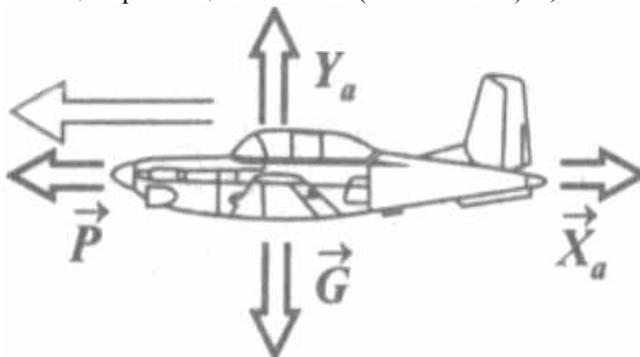


Рис. 5.5.- Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

вместе с тем возникает и сила, оказывающая сопротивление движению самолета  $X_a$ , которая преодолевается силой тяги двигателя  $P$ .

Таким образом, для совершения горизонтального полета самолета необходимо выполнить условия:

$$G = Y_a ; P = X_a.$$

Отсюда сила тяги двигателя, необходимая для совершения горизонтального полета,

$$P_{номр} = G X_a / Y_a = G / Ka = mg / Ka$$

Очевидно, что энергетические затраты ЛА, реализующего аэродинамический принцип полета, на преодоление силы земного тяготения существенно меньше затрат ЛА, реализующего ракетодинамический принцип полета (где  $P_{номр} = mg$ ). У современных дозвуковых самолетов аэродинамическое качество  $Ka = 15 \div 18$ , у сверхзвуковых самолетов  $Ka = 8 \div 12$ .

Однако самолет (в традиционной конфигурации) не способен совершать вертикальный взлет и посадку, поскольку неподвижное крыло создает подъемную силу только при поступательном движении самолета.

Вертолет, устаревшее название - геликоптер (от греч. helix (helikos) - спираль, винт и pterop - крыло), совершает полет за счет подъемной силы и силы тяги, создаваемых одним или несколькими несущими винтами, способными создавать подъемную силу без поступательного движения ЛА.

Несущий винт 1 вертолета (рис. 5.6., а) состоит из нескольких лопастей, которые представляют собой крылья, приводимые во вращение двигателем. За счет вращения лопастей возникает аэродинамическая подъемная сила (сила тяги винта)  $Ta$ , которая в режиме висения уравнивает силу тяжести  $G$ .

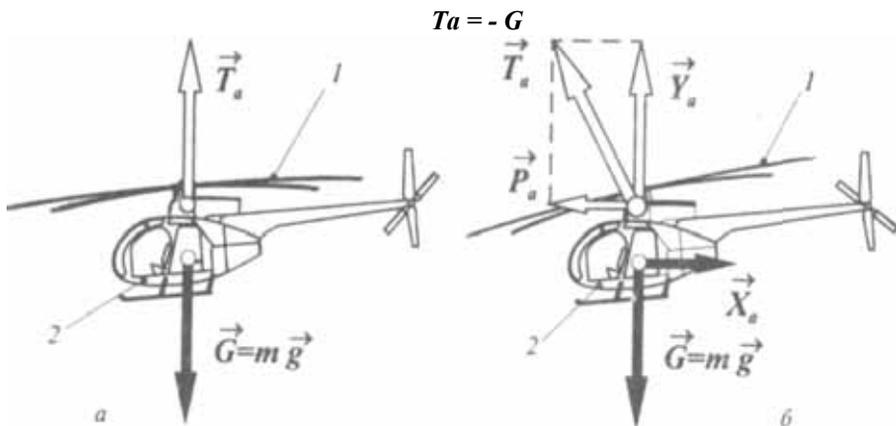


Рис. 5.6.- К объяснению принципа полета вертолета

На рис. 5.6, б показана схема сил, действующих на вертолет в горизонтальном полете. Несущий винт 1 при помощи специального устройства наклонен относительно фюзеляжа вертолета 2 вперед. Составляющая  $Ya$  силы тяги винта  $Ta$  уравнивает силу тяжести  $G$  ( $Ya = G$ ), т. е. является подъемной силой вертолета; проекция  $Pa$  силы  $Ta$  на горизонтальную ось обеспечивает поступательное движение вертолета, уравнивая возникающую при этом силу лобового сопротивления  $Xa$  ( $Pa = Xa$ ), т. е. является силой тяги вертолета в горизонтальном полете.

Аэродинамическое качество современных вертолетов  $Ka = 4÷5$ .

Практика показывает, что энергетические затраты на полет вертолета существенно больше, чем энергетические затраты на полет самолета при одинаковых взлетных массах и скорости полета.

Однако вертолет обладает существенным свойством, которого не имеют самолеты традиционных схем, - он способен совершать вертикальный взлет, посадку и находиться в режиме висения.

### 5.5. Летательные аппараты, реализующие несколько принципов полета

Классификация летательных аппаратов по принципам полета, приведенная выше, весьма условна. Так, ракета, выводящая спутник на околоземную

орбиту, сочетает ракетодинамический принцип полета на начальном (активном) участке с баллистическим принципом на пассивном участке. Самолет-лаборатория, двигаясь по баллистической траектории, обеспечивает кратковременную (30-40 с) невесомость для тренировки космонавтов. В последнее время большое внимание уделяется созданию самолетов, базирующихся на малоразмерных ВПП. Самолеты, вертикального взлета и посадки (СВВП) используют направленную вертикально силу тяги воздушных винтов или реализуют ракетодинамический принцип (силу тяги реактивных двигателей) на режимах вертикального взлета и посадки, а на крейсерских режимах - аэродинамический принцип. Самолеты короткого (СКВП) или укороченного (СУВП) взлета и посадки на взлетно-посадочных режимах преодолевают силу тяжести за счет подъемной силы крыла и вертикальной силы тяги двигателей, реализуя одновременно аэродинамический и ракетодинамический принципы полета.



Рис. 5.7.- Проект комбинированного летательного аппарата

В связи с новыми достижениями науки и технологии появилась возможность создания самолетов, сочетающих аэродинамический и аэростатический принципы полета. ЛА «Эйрон-340» (рис. 5.7.), проект которого разрабатывался в США, представляет собой горизонтально взлетающий аппарат, корпус которого способен создавать аэродинамическую подъемную силу при движении в атмосфере. За счет гелия, заполняющего часть корпуса, создается аэростатическая подъемная сила, компенсирующая силу тяжести конструкции. Аппарат рассчитан на перевозку груза массой 125 тонн на расстояние 4000 км с крейсерской скоростью 240 км/ч на высоте 3600 м. Общая мощность четырех турбовинтовых двигателей 16200кВт. Многоразовые воздушно-космические аппараты (МВКА) типа «Спейс Шаттл» (США) и «Буран» (СССР), выводимые в космическое пространство с помощью ракет-носителей, в полете по орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ) реализуют баллистический принцип полета, при маневрировании на орбите с помощью ракетных двигателей - ракетодинамический принцип, при снижении с ОИСЗ в верхних слоях атмосферы - баллистический, а в нижних, плотных слоях атмосферы - аэродинамический принципы полета.

## 5.6. Крылатый летательный аппарат в космическом пространстве

Надежда на положительное решение человечеством вопроса об исключительно мирном использовании космического пространства позволяет нам не касаться военных аспектов использования космических ЛА, хотя во многих технически развитых странах в этом направлении ведутся ширококомасштабные работы.

В то же время непрерывно расширяется сфера использования космических ЛА для решения сугубо земных проблем:

- создание глобальной системы спутниковой радио- и телевизионной связи с непосредственным вещанием на индивидуальные антенны;
- проведение метеорологических, геодезических, картографических работ и исследование природных ресурсов;
- создание спутниковых систем навигации морского и воздушного транспорта и поиска терпящих бедствие;
- производство в условиях невесомости уникальных по свойствам неорганических и органических материалов и веществ.

Информация, получаемая из космоса, способствует интенсивному развитию производительных сил, контролю за состоянием и охране природной среды, она активно используется для нужд сельского, лесного, водного и рыбного хозяйства, океанографии, мелиорации, промышленного и гражданского строительства. Расширение этих работ требует увеличения грузопотока, направляемого на околоземные орбиты. Возникли и новые задачи, связанные с возвращением с орбиты на Землю крупногабаритных и тяжелых грузов.

Доставка с околоземной орбиты полезной нагрузки (экипажей, оборудования и т. п.) уже давно осуществляется спускаемыми аппаратами (СА) космических кораблей.

Спускаемые аппараты типа «Восток» возвращались с орбиты по баллистической траектории, поскольку их корпус сферической формы практически не создает подъемную силу и их аэродинамическое качество близко к нулю.

СА типа «Союз» и «Аполлон» (США), имеющие форму «фары», при входе в плотные слои атмосферы с аэродинамическим качеством порядка  $K_a = 0,1 \div 0,3$  осуществляют «скользящий» спуск на режимах интенсивного торможения. Это позволяет достаточно точно привести их в заданную точку

приземления, лежащую в плоскости орбиты ИСЗ или достаточно близкую к ней.

Применение СА с несущим корпусом 3 ( $Ka = 0,3 \div 0,6$ ) и крылатых ЛА 4 ( $Ka = 1,7 \div 2,5$ ) существенно увеличивает эксплуатационные возможности по транспортировке грузов, поскольку такие аппараты обеспечивают маневрирование из плоскости орбиты при планирующем спуске в атмосфере, что позволяет расширить географию мест возможной посадки.

При планирующем спуске примерно вдвое по сравнению со скользящим спуском снижается силовое воздействие на спускаемый аппарат воздушного потока и настолько уменьшается интенсивность омывающих аппарат высокотемпературных потоков воздуха, что это позволяет создать тепловую защиту, обеспечивающую возможность многократного применения крылатого ЛА для операций в космическом пространстве.

Однако относительная масса полезной нагрузки тп.н. (отношение массы полезной нагрузки к массе аппарата) планирующих ЛА существенно меньше, чем тп.н. СА скользящего спуска вследствие увеличения массы конструкции за счет крыла, оперения и существенно большей площади (и массы) теплозащитного покрытия.

Так, на МВКА «Буран» площадь теплозащитного покрытия превышает  $1000 \text{ м}^2$ , что почти в 100 раз больше, чем на СА «Союз».

Поэтому, как показывают технико-экономические расчеты, при решении широкого комплекса задач по доставке грузов на орбиту ИСЗ и с орбиты на Землю рентабельными могут быть как способы, ставшие уже традиционными (использование одноразовых ракет-носителей и СА), так и способы, основанные на применении многоразовых ЛА, имеющих частично или полностью сохраняемые компоненты (элементы ЛА), пригодные для использования их в последующих полетах.

В общем случае МВКА (или МТКК - многоразовый транспортный космический корабль) можно представить как ЛА, состоящий из разгонной ступени и воздушно-космического самолета (ВКС).

Разгонная ступень (например, ракета-носитель) обеспечивает вывод ВКС на орбиту ИСЗ. ВКС (орбитальная ступень) производит все необходимые операции в космосе и возвращается на Землю «по-самолетному».

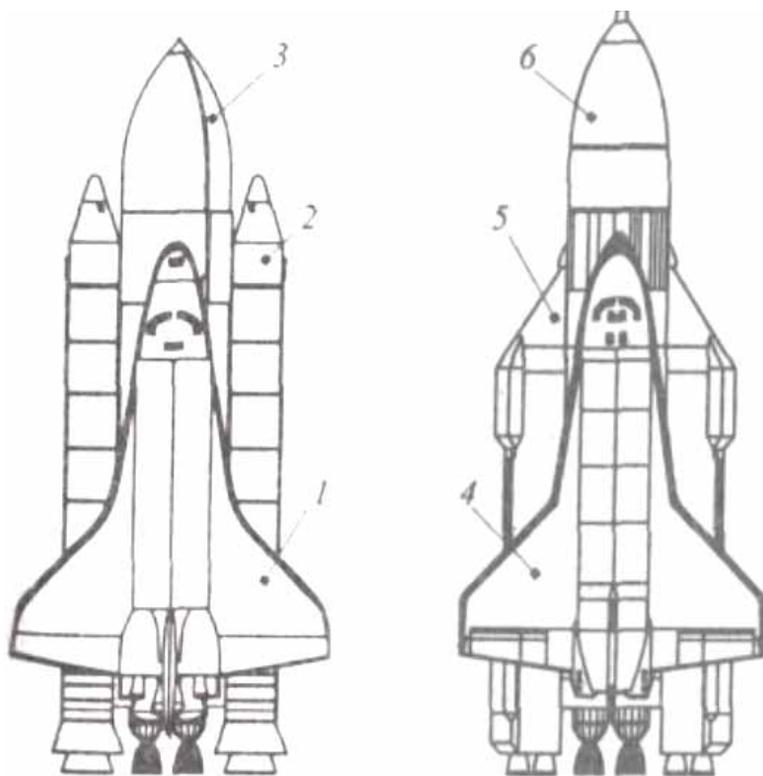


Рис. 5.8.- МВКА первого поколения

Первыми в этом классе ЛА стали «Спейс Шаттл» (космический челнок, США) и комплекс «Энергия» - «Буран» (СССР) (рис. 5.8.). Почти одинаковые параметры ТЗ на проектирование орбитальных ступеней (масса и объем полезной нагрузки), одинаковые условия возвращения с ОИСЗ с гиперзвуковой (от греч. *hureg* - над, сверх) скоростью, соответствующей - числам  $M=5..25$ , и посадки на ВПП объективно привели к выбору практически одинаковых компоновочных решений и геометрических параметров ВКС (ракетопланов) «Спейс Шаттл» 1 и «Буран» 4. Однако для комплексов в целом приняты принципиально различные технические концепции.

МВКА «Спейс Шаттл» - это, фактически, снабженный ускорителями орбитальный самолет. Космический корабль 1, имеющий три маршевых кислородно-водородных ЖРД, крепится к внешнему топливному баку 3, содержащему запасы жидкого водорода (горючее) и жидкого кислорода (окислитель). На внешний топливной бак крепятся также два разгонных

ракетных двигателя твердого топлива (РДТТ) 2, в корпусах РДТТ размещен твердый топливный заряд, горение которого обеспечивает создание силы тяги.

При вертикальном старте МВКА «Спейс Шаттл» необходимая для преодоления силы земного тяготения сила тяги создается одновременной работой РДТТ и маршевых ЖРД корабля, расходующих топливо из внешнего топливного бака. После выгорания топлива разгонные РДТТ отделяются от внешнего топливного бака и с помощью парашютной спасательной системы, установленной под носовым обтекателем разгонной ступени, совершают мягкое приводнение. Маршевые двигатели корабля продолжают работу до выработки топлива из внешнего бака, после чего происходит разделение корабля и бака, который, двигаясь по баллистической траектории, падает в определенном районе Атлантического океана. Специальная двигательная установка орбитального маневрирования корабля «Спейс Шаттл», состоящая из двух ЖРД, работающих на самовоспламеняющихся компонентах топлива, размещенного в баках корабля (горючее - монометилгидразин, окислитель - четырехокись азота), завершает вывод корабля на орбиту. Таким образом, МВКА «Спейс Шаттл» (первый пилотируемый запуск корабля, названного «Колумбия», состоялся 12 апреля 1981 года) имеет два компонента многоразового применения - собственно орбитальный корабль и разгонные РДТТ.

Вертикальный старт «Бурана» обеспечивает универсальная двухступенчатая ракета-носитель «Энергия», первая ступень которой состоит из четырех ракетных блоков 5, каждый из которых оснащен кислородно-керосиновым ЖРД. Вторая ступень 6 «Энергии» - оснащенный четырьмя кислородно-водородными ЖРД центральный блок, на который komponуются блоки первой ступени и ВКС.

Старт комплекса производится при работающих двигателях первой и второй ступеней. После выработки топлива из блоков первой ступени они попарно отделяются, затем происходит их разделение, они стабилизируются и осуществляют управляемый спуск в атмосфере. Отделение «Бурана» от второй ступени происходит, когда в расчетной точке промежуточной орбиты (суборбиты) будет достигнута заданная скорость. Включая на суборбите маршевый двигатель, «Буран» сначала поднимается на промежуточную, а затем на круговую опорную орбиту, а вторая ступень РН «Энергия», продолжая пассивный (баллистический) полет, падает в определенном районе Тихого океана.

Таким образом, на момент первого пуска (15 ноября 1988 года) система «Энергия» - «Буран» имела только один компонент многоразового применения - собственно орбитальный корабль.

Блоки первой ступени РН «Энергия» могут оснащаться парашютно-ракетной системой спасения. Отработка РН в последующих пусках этой системы и оснащение аналогичной системой второй ступени - возможный путь превращения комплекса «Энергия»-«Буран» в полностью многоразовую систему.

Осуществление таких проектов МВКА, как «Спейс Шаттл» и «Буран», потребовало, безусловно, огромных материальных затрат. Окупиться эти затраты могут лишь в процессе длительной эксплуатации таких систем.

Однако разработка, испытания и опыт их эксплуатации открывают пути для поиска новых, более экономичных разработок многоразовых космических ЛА. Очевидно, что парашютный способ спасения отдельных компонентов МВКА достаточно сложен и не обеспечивает возвращения спасаемых компонентов непосредственно на стартовую площадку, а это значит, что для подготовки к повторному полету потребуются значительные затраты средств и времени. Очевидно также, что повторное использование всех компонентов космической транспортной системы резко увеличивает ее экономическую эффективность. Резко увеличить экономическую эффективность можно, отказавшись от дорогостоящих сооружений стартового комплекса, обеспечивающего вертикальный старт.

Использование крылатого ЛА в качестве разгонной ступени, выводящей на орбиту ИСЗ крылатый возвращаемый аппарат, может быть достаточно серьезной, альтернативой другим проектным проработкам МВКА.

Возможные проектные концепции таких МВКА проиллюстрированы рис. 5.9. и 5.10. (1 – самолет-разгонщик, 2 – МВКА).



Рис. 5.9.- Концепция МВКА с дозвуковым разгонщиком

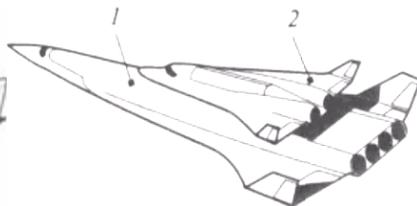


Рис. 5.10.- Концепция МВКА с гиперзвуковым разгонщиком

## ЛЕКЦИЯ №6

**Тема:** Основы аэродинамики. Основы теории воздушного винта и динамики полета.

### 6.1. Основные понятия и законы аэродинамики

**Траектория частиц** — линия, по которой движется выделенная частица в воздушном потоке. В каждой точке траектории скорость направлена по касательной к ней (рис. 6.1.).

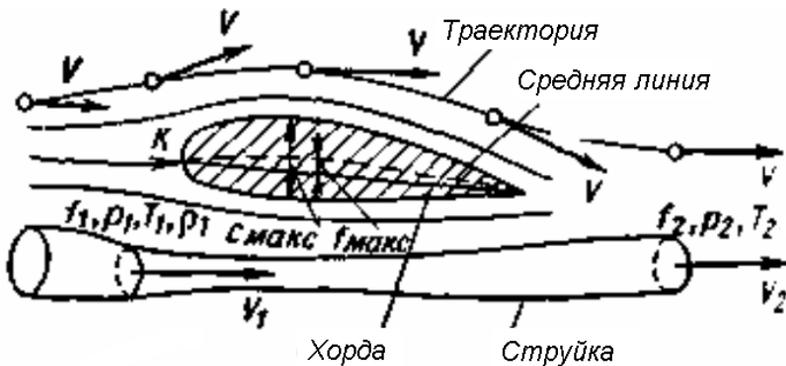


Рис. 6.1.- Обтекание профиля дозвуковым потоком.

**Струйка.** Если в воздухе выделить замкнутый контур (рисунок 6.1) и через каждую точку контура провести траекторию, то получим **трубку**. Воздух, движущийся внутри трубки, называется **стружкой**.

**Геометрические характеристики профиля** (рис. 6.1.):

а) Хорда  $b$  — линия, соединяющая две наиболее удаленные точки профиля.

б) Относительная толщина  $c$  — отношение максимальной толщины  $C_{\max}$  к хорде:

$$C = C_{\max} / b \quad (6.1)$$

в) Относительная вогнутость (кривизна) — отношение максимальной вогнутости  $f_{\max}$  к хорде:

$$f = f_{\max} / b, \quad (6.2)$$

где  $f_{\max}$  — наибольшее расстояние от средней линии профиля до хорды.

### Геометрические характеристики крыла

а) Различные формы крыла в плане показаны на рис. 6.2 (прямоугольная, трапециевидная, стреловидная, криволинейная, комбинированная, треугольная).

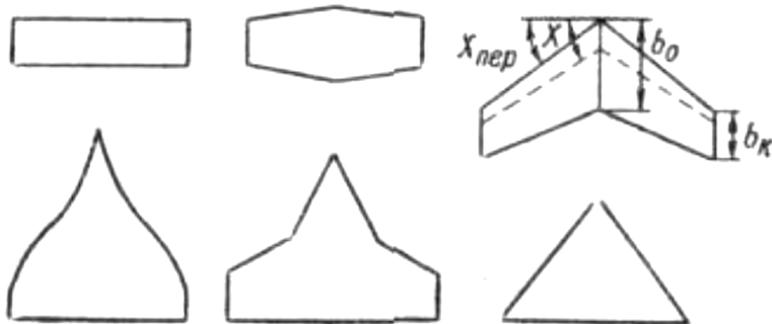


Рис. 6.2. Формы крыла

б) Размах крыла  $l$  — расстояние между концами крыла.

в) Стреловидность крыла  $\chi$  измеряется по линии четвертой хорд или по передней кромке

г) Удлинение крыла  $\lambda$  определяется для крыльев любой формы в плане выражением

$$\lambda = l^2/S \quad (6.3)$$

где  $S$  — площадь крыла.

Для прямоугольного крыла

$$\lambda = l/b \quad (6.4)$$

д) Сужение крыла  $\eta$  — отношение осевой хорды  $b_0$  концевой, т. е.

$$\eta = b_0/b_k \quad (6.5)$$

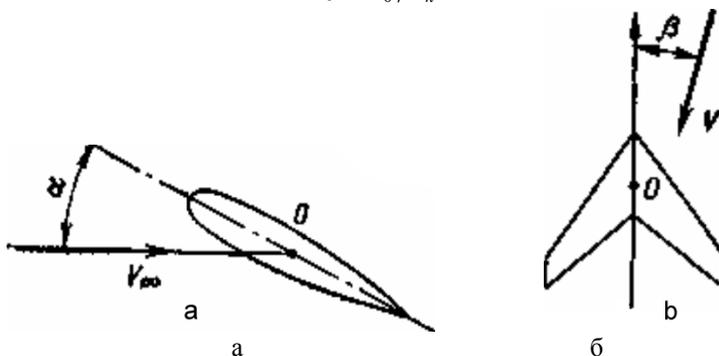


Рис. 6.3.- К определению углов атаки и скольжения

Угол атаки  $\alpha$  - угол между хордой крыла и вектором скорости (рис. 6.3, а).

Угол скольжения  $\beta$  — угол между плоскостью симметрии крыла (продольной осью) и вектором скорости (рис. 6.3., б).

Число Маха  $M=V/a$  — отношение скорости полета (воздушного потока) к скорости звука.

Уравнение постоянства расхода определяет соотношение между скоростью воздуха  $V$ , площадью сечения струйки  $f$  и плотностью воздуха  $\rho$  в различных сечениях струйки. Так как при установившемся движении воздуха через любое сечение струйки проходит одинаковая масса воздуха, то уравнение постоянства расхода записывается следующим образом (рис. 6.1.):

$$\rho fV = \rho_1 f_1 V_1 = \rho_2 f_2 V_2 = const \quad (6.6)$$

Если сжимаемостью воздуха можно пренебречь (на малых скоростях), то

$$fV = f_1 V_1 = f_2 V_2 \quad (6.7)$$

т.е. чем больше сечение, тем меньше скорость.

Уравнение энергии (уравнение Бернулли). При установившемся течении воздуха без теплообмена с окружающей средой полная энергия воздуха в каждом сечении струйки одинакова.

Уравнение энергии (Бернулли) для случая, когда сжимаемостью, а также изменением энергии веса воздуха можно пренебречь, записывается следующим образом:

$$\frac{\rho V^2}{2} + p = \frac{\rho_1 V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho_2 V_2^2}{2} + p_2 = const \quad (6.8)$$

где  $\frac{\rho V^2}{2}$  — скоростной напор;  $p$  — статическое давление.

Таким образом, при отсутствии влияния сжимаемости воздуха сумма скоростного напора и статического давления в струйке есть величина постоянная.

## 6.2. Физическая природа аэродинамических сил

Аэродинамические силы, действующие на тело, помещенное в воздушный поток, определяются силами трения и силами давления.

Вследствие того, что имеется приторможенный слой воздуха (обусловленный вязкостью) у поверхности обтекаемого воздухом тела, называемый пограничным слоем, появляются силы трения, которые направлены по касательной к поверхности тела.

Силы давления зависят от формы тела, ориентации его относительно потока, плотности, давления и скорости воздуха. Помещенное в воздушный поток тело деформирует его. На рис.6.1 показана картина обтекания профиля

крыла при дозвуковой скорости потока. Вблизи передней кромки поток разделяется на две области (границей раздела является критическая точка К). Струйки воздуха деформируются, что приводит согласно уравнению постоянства расхода к изменению скорости и плотности, а, следовательно, и давления на поверхности тела.

Каждой точке профиля соответствуют свои, называемые местными, скорость и давление. Разность давлений на верхней и нижней поверхностях профиля является одной из причин возникновения аэродинамических сил.

### 6.3. Подъемная сила

Полная аэродинамическая сила  $R_a$  (рис. 6.4.) — результирующая всех сил давления и трения — определяется по формуле

$$R_a = c_R S \frac{\rho V^2}{2} \quad (6.9)$$

где  $c_R$  — коэффициент полной аэродинамической силы;  $S$  — площадь крыла.

Подъемная сила  $Y_a$  — проекция полной аэродинамической силы на перпендикуляр к скорости воздушного потока. Подъемная сила определяется по формуле

$$Y_a = c_y S \frac{\rho V^2}{2} \quad (6.10)$$

где  $C_y$  — коэффициент подъемной силы.

Величина подъемной силы при одном и том же коэффициенте  $C_y$  зависит от высоты и скорости полета.

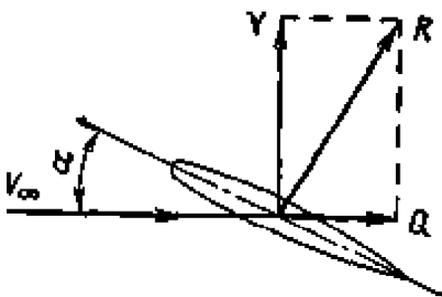


Рис. 6.4. Аэродинамические силы

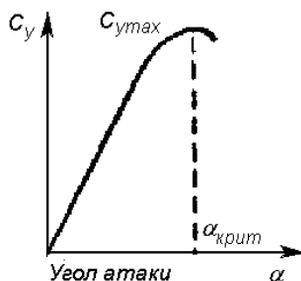


Рис.6.5. Влияние угла атаки на коэффициент подъемной силы

На коэффициент подъемной силы крыла данной формы влияет угол атаки и число  $M$  полета. С увеличением угла атаки коэффициент подъемной силы растет (рис. 6.5.); по достижении критического угла атаки  $\alpha_{крит}$  коэффициент

подъемной силы достигает максимального значения  $c_{y\text{макс}}$ . Дальнейшее увеличение угла атаки из-за срыва потока приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы. Полет с критическими углами атаки недопустим, поэтому в реальных условиях используются углы атаки меньше критического.

На величину коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки влияет число  $M$ .

#### 6.4. Лобовое сопротивление

Лобовое сопротивление  $X_a$  — проекция полной аэродинамической силы  $R_a$  на направление скорости набегающего потока (рис. 6.4). Сила лобового сопротивления направлена в сторону, противоположную движению.

Величина лобового сопротивления определяется по формуле:

$$X_a = c_x S \frac{\rho V^2}{2} \quad (6.11)$$

Коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  складывается из двух коэффициентов:

$$c_x = c_{x_0} + c_{x_i} \quad (6.12)$$

где  $c_{x_0}$  — коэффициент сопротивления при подъемной силе, равной нулю;

$c_{x_i}$  — коэффициент индуктивного сопротивления, обусловленного наличием подъемной силы.

Аэродинамическое качество  $K_a$  — отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению, или отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления:

$$K_a = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_y}{c_x} \quad (6.13)$$

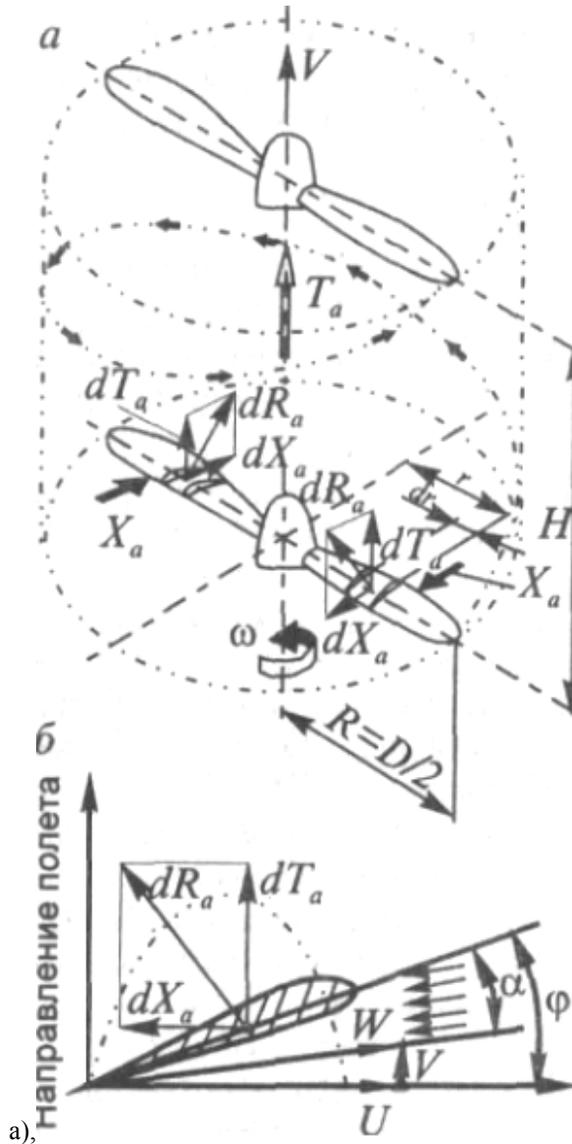
При определении угла атаки  $\alpha_{\text{наив}}$ , называемого наивыгоднейшим, аэродинамическое качество достигает максимального значения  $K_{\text{макс}}$ .

На сверхзвуковой скорости максимальное аэродинамическое качество меньше, чем в дозвуковом диапазоне чисел  $M$ .

#### 6.5. Основы теории воздушного винта

Как уже отмечалось, движителем вертолета (устройством, преобразующим работу двигателя в работу, обеспечивающую движение) является воздушный винт.

Воздушный винт (пропеллер - англ. propeller, от лат. propello - гоню, толкаю вперед) создает при вращении аэродинамическую силу  $T_a$  (рис. 6.6,



а), Рис. 6.6.- К объяснению принципа работы винта

которая служит силой тяги у самолета с винтомоторной силовой установкой или подъемной силой и силой тяги у вертолета. Лопасть винта можно рассматривать как крыло, совершающее вращательное (относительно оси втулки винта) и поступательное (в направлении, перпендикулярном плоскости вращения) движение. При этом на любой элементарный участок

лопасти длиной  $dr$  (спрофилированный аналогично профилю крыла) будет набегать воздушный поток с истинной скоростью  $W$  (рис. 6.6,б), определяемой как геометрическая сумма окружной скорости вращения  $U = \omega r = 2\pi r n$  и скорости потока  $V$  вдоль оси винта. Здесь используются обозначения:

$\omega$  - угловая скорость вращения винта, рад/с;

$n$  - частота вращения (число оборотов винта в секунду), с<sup>-1</sup>;

$V$  - скорость потока, проходящего через плоскость вращения винта (скорость полета в направлении оси винта), м/с.

При работе винта на месте (в режиме вентилятора)  $V$  - это скорость подсосывания струи винтом. Таким образом, поток обтекает элемент лопасти под углом атаки  $\alpha$ , отличающимся от угла установки (установочного угла сечения винта)  $\varphi$  на угол  $\beta$ , называемый углом притекания струи. Естественно, что при работе винта на месте  $\alpha = \varphi$ .

На каждом элементе лопасти винта возникает элементарная аэродинамическая сила, которую по аналогии с аэродинамической силой крыла можно записать в виде

$$dR_a = C_{Ra} \frac{\rho W^2}{2} dS$$

где  $C_{Ra}$  - коэффициент полной аэродинамической силы элемента лопасти;

$dS$  - площадь элемента лопасти в плане.

Проекция этой силы на направление полета  $dTa$  называется элементарной силой тяги. Проекция на плоскость вращения винта  $dXa$ , препятствующая его вращению, называется элементарной силой сопротивления вращению. Система элементарных сил приводится к равнодействующим силам:  $Ta$ , которая является силой тяги винта, и паре сил  $Xa$ , момент которых относительно оси винта препятствует его вращению и называется моментом торможения или моментом сопротивления вращению винта. Для преодоления этого момента к валу винта должен быть приложен крутящий момент от двигателя. Так же, как и аэродинамические силы крыла, сила тяги винта зависит от его геометрических параметров: формы профилей, из которых набрана лопасть, и распределения их по размаху лопасти (крутки лопасти); формы в плане и размеров лопасти (длины лопасти, диаметра винта и, соответственно, площади, ометаемой винтом); числа лопастей винта.

Изменять силу тяги винта можно изменением частоты вращения (числа оборотов) винта и изменением угла установки лопасти  $\varphi$ . При увеличении числа оборотов увеличивается не только истинная скорость обтекания лопасти  $W$  за счет увеличения окружной скорости  $U$  (см. рис. 6.6., б), но и угол атаки лопасти  $\alpha$ .

К увеличению угла атаки лопасти приводит и увеличение угла установки лопасти  $\varphi$  или, как принято говорить, увеличение шага винта  $H$  (см. рис. 6.6., а).

Теоретический (геометрический) шаг винта - путь  $H$ , который прошел бы в осевом направлении винт за один оборот, если бы он ввинчивался в воздух, как в гайку. Из развертки пути, пройденного за один оборот концом лопасти при постоянном по размаху угле установки, получим  $tg\varphi = H/(2\pi R)$  и  $H = 2\pi R tg\varphi$ .

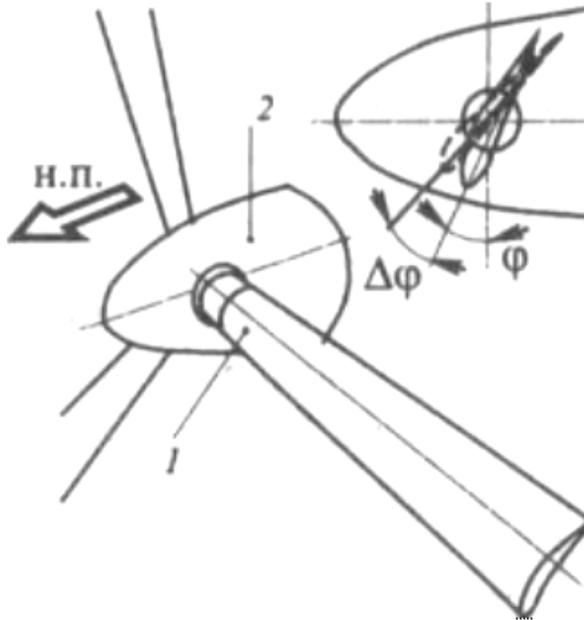


Рис. 6.7.- Винт изменяемого шага

Лопастей винтов имеют переменный по размаху угол  $\varphi$  (аэродинамическую и геометрическую крутку). Поэтому условно шагом винта называют шаг расчетного сечения лопасти, отстоящего от оси вращения на расстояние, равное 75% размаха лопасти. Конструкция винтов изменяемого шага (ВИШ) (рис. 6.7) позволяет изменять шаг винта (угол установки лопастей  $\varphi$ ), поворачивая с помощью специальных устройств или механизмов лопасть относительно продольной оси А-А за ее корневую часть (комель лопасти) 1, шарнирно закрепленную во втулке винта 2.

**Несущий винт (НВ) вертолета.** Выше мы рассмотрели работу воздушного винта в условиях осевой обдувки (скорость набегающего потока перпендикулярна плоскости вращения винта). В этих условиях НВ вертолета работает только на режимах висения и вертикального взлета и посадки. На всех остальных режимах полета НВ вертолета работает в условиях косоугольной обдувки, когда характер обтекания лопастей несущего винта периодически изменяется.

Так, в горизонтальном полете скорости воздушного потока, набегающего на лопасти четырехлопастного несущего винта (рис. 6.8), меняются в зависимости от азимута (араб. ас-сумут, мн. число от ас-самт - путь, направление) - углового положения лопасти относительно вектора скорости набегающего потока (направления полета).

Для произвольного азимутального положения лопасти, определяемого углом  $\psi$ , скорость обтекания концевое сечения лопасти, определяющая действующие в сечении аэродинамические силы,

$$W \sin \psi = U + V = \omega R + V \sin \psi,$$

где  $\omega$  - угловая скорость вращения винта;

$U$  - окружная скорость концевое сечения;

$V \sin \psi$  - составляющая скорости воздушного потока от поступательного движения лопасти вместе с вертолетом. Составляющая  $V \cos \psi$  направлена вдоль плоскости лопасти и не участвует в создании аэродинамической подъемной силы.

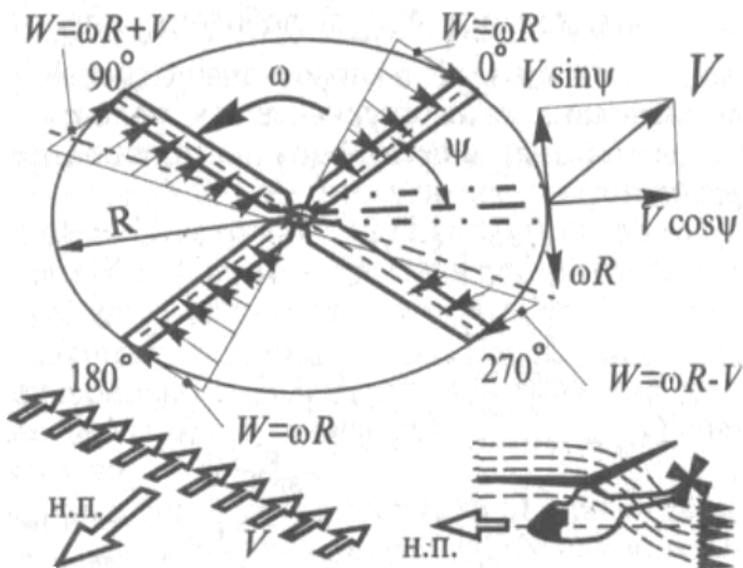


Рис. 6.8. Распределение скоростей на лопастях несущего винта

На рис. 6.8. показаны эпюры распределения скоростей обтекания по размаху лопастей и указаны суммарные скорости концевых сечений лопастей в характерных азимутальных положениях.

Для уменьшения этих неблагоприятных явлений применяют различные способы крепления лопастей к втулке, через которую при механическом приводе передается крутящий момент от двигателя и которая передает на фюзеляж вертолета аэродинамические и инерционные силы и моменты, возникающие на лопастях несущего винта.

Широко распространенным способом (рис. 6.9.) является крепление лопасти 1 несущего винта к втулке 5 при помощи шарниров: осевого шарнира (ОШ) 2, за счет которого с помощью рычага изменения шага лопасти 6 можно изменять угол ее установки  $\Delta\varphi$ ; вертикального (ВШ) 3 и горизонтального (ГШ) 4 шарниров.

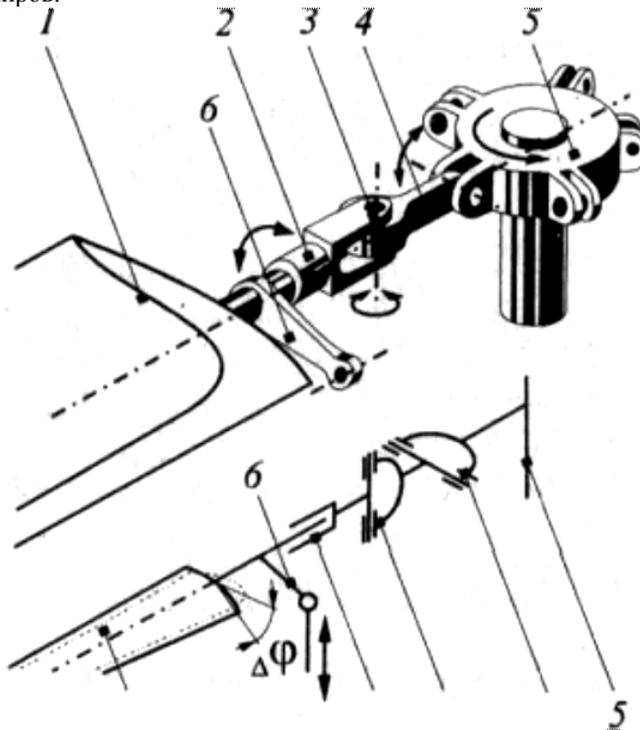


Рис.6.9. Шарнирное крепление лопасти несущего винта

В режимах осевой обдувки несущего винта (висение, вертикальный подъем и спуск вертолета) (рис. 6.10.) при шарнирном креплении под действием силы тяжести лопасти  $G_l$ , аэродинамических сил (тяги лопасти  $Y_{ал}$  и лобового сопротивления  $X_{ал}$ ) и центробежной силы  $F$  (которая значительно больше остальных сил) лопасть сама находит равновесное положение, при котором сумма моментов сил, действующих на лопасть, относительно шарниров равна нулю.

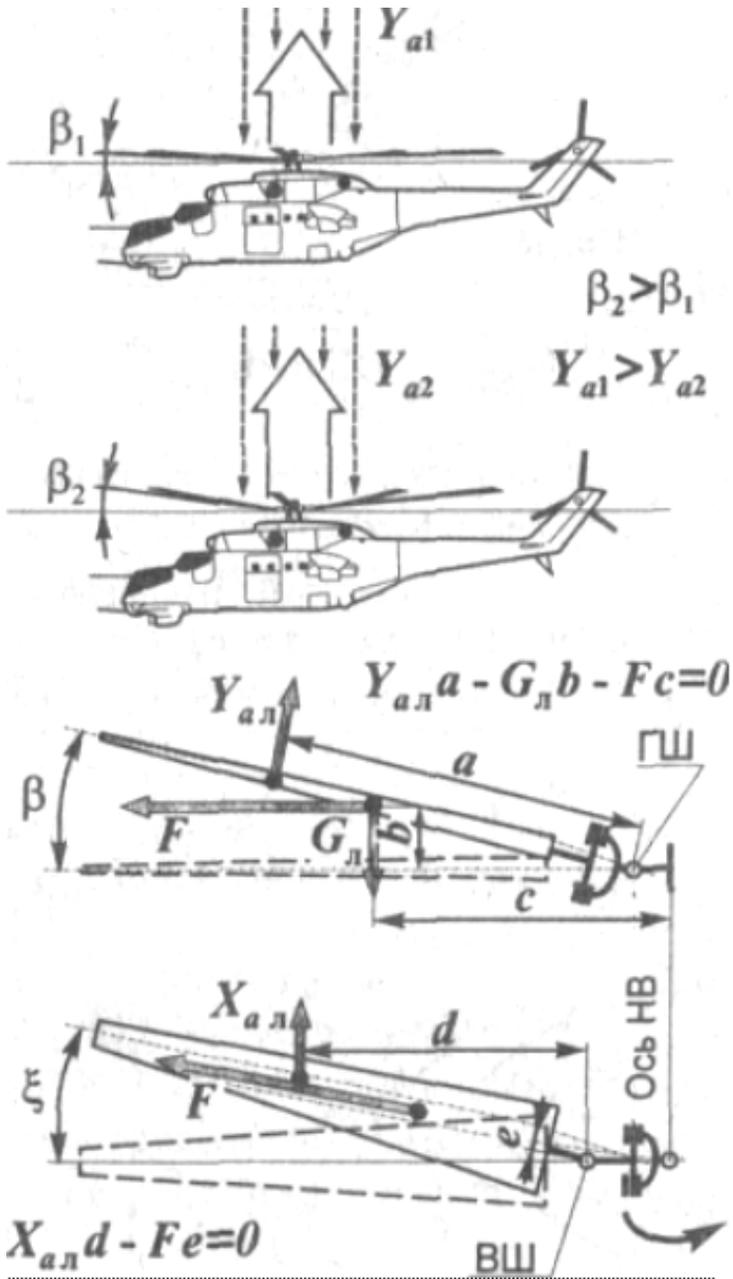


Рис. 6.10. К объяснению действия шарниров крепления лопасти

Таким образом, силовое воздействие лопасти на втулку уменьшается по сравнению с жестким креплением лопасти к втулке. Лопасты при этом отклоняются относительно ВШ в горизонтальной плоскости на угол  $\xi$  (угол отставания лопасти) и относительно ГШ на угол  $\beta$  в вертикальной плоскости, в результате чего движение лопастей происходит по поверхности конуса. Угол  $\beta$  поэтому называется углом конусности (или углом взмаха). Он тем больше, чем больше сила тяги винта (подъемная сила  $Y_a$ ) при неизменной частоте вращения.

Шарнирная втулка несущего винта - один из сложнейших агрегатов вертолета, поэтому конструкторы непрерывно ищут новые решения. Появились втулки НВ с совмещенными горизонтальным и вертикальным шарнирами и втулки со сферическими эластомерными подшипниками (от греч. *elastos* - гибкий, тягучий), которые за счет эластичности полимерных элементов конструкции обеспечивают необходимые углы установки лопастей НВ. Перемещение вертолета в вертикальном направлении происходит под действием силы тяги (подъемной силы) несущего винта. Увеличивать или уменьшать эту силу можно изменением мощности двигателя и одновременным изменением угла установки всех лопастей несущего винта (изменением общего шага винта).

Для перемещения вертолета в горизонтальной плоскости необходимо наклонить ось конуса, по поверхности которого происходит движение лопастей несущего винта, в направлении движения.

В этой ситуации при кривой обдувке лопасти несущего винта в процессе вращения обтекаются потоком с различными скоростями (см. рис. 6.8.), и, следовательно, на них действуют изменяющиеся в зависимости от азимутального положения лопасти аэродинамические силы. При этом возникает маховое движение лопасти в вертикальной плоскости относительно горизонтального шарнира, причем амплитуда маховых движений лопастей возрастает с увеличением скорости полета.

Колебательные движения лопастей относительно горизонтального шарнира приводят к появлению в плоскости вращения лопасти (горизонтальной плоскости) сил, стремящихся в зависимости от направления махового движения лопасти (вверх или вниз) ускорить или замедлить вращение лопасти, так называемых кориолисовых сил, которые совместно с переменными по азимуту силами сопротивления вызывают колебательные движения лопасти в горизонтальной плоскости относительно вертикального шарнира.

Наличие горизонтального и вертикального шарниров позволяет за счет махового и колебательного движения лопасти значительно уменьшить неравномерность силового воздействия лопасти на втулку при поступательном движении вертолета и уменьшить вибрации и тряску.

Изменение (в зависимости от азимутального положения лопасти) значений аэродинамических сил на лопастях несущего винта можно уменьшить и за счет изменения угла установки лопасти в зависимости от ее азимутального положения (изменением циклического шага несущего винта). В этом случае угол установки лопасти автоматически увеличивается (поворотом лопасти в осевом шарнире), когда результирующая скорость движения лопасти уменьшается; при увеличении результирующей скорости лопасти угол установки лопасти уменьшается.

Управляя циклическим шагом несущего винта таким образом, чтобы на лопасти, направленной в сторону желаемого горизонтального перемещения вертолета, уменьшался угол установки, а на лопасти, направленной в обратную сторону, угол установки лопасти увеличивался, мы соответственно изменим подъемные силы лопастей, и ось конуса винта (и, соответственно, сила тяги) отклонится в необходимом направлении.

Изменение общего и циклического шага несущего винта вертолета с шарнирным креплением лопастей производится при помощи автомата перекоса, принципиальная схема которого представлена на рис. 6.11., а.

Автомат перекоса расположен на валу (оси вращения) 5 несущего винта непосредственно под его втулкой 4 и представляет собой универсальный шарнир, внешнее вращающееся кольцо 6 которого может перемещаться вверх и вниз вдоль оси вращения несущего винта и наклоняться относительно любой оси, лежащей в плоскости, перпендикулярной оси вращения 5.

Внешнее кольцо 6 является обоймой шарикоподшипника и вращается одновременно с валом 5 несущего винта за счет поводков (тяг) 12, соединяющих кольцо с рычагами управления шагом 2 лопастей 1 винта. Кольцо 7, являющееся внутренней обоймой шарикоподшипника, неподвижно в плоскости вращения внешнего кольца, однако эта плоскость может изменять свое положение в пространстве, поворачиваясь за счет сферического шарнира 8, которым внутреннее кольцо 7 подвижно соединяется с ползуном 9, способным перемещаться вдоль вала 5.

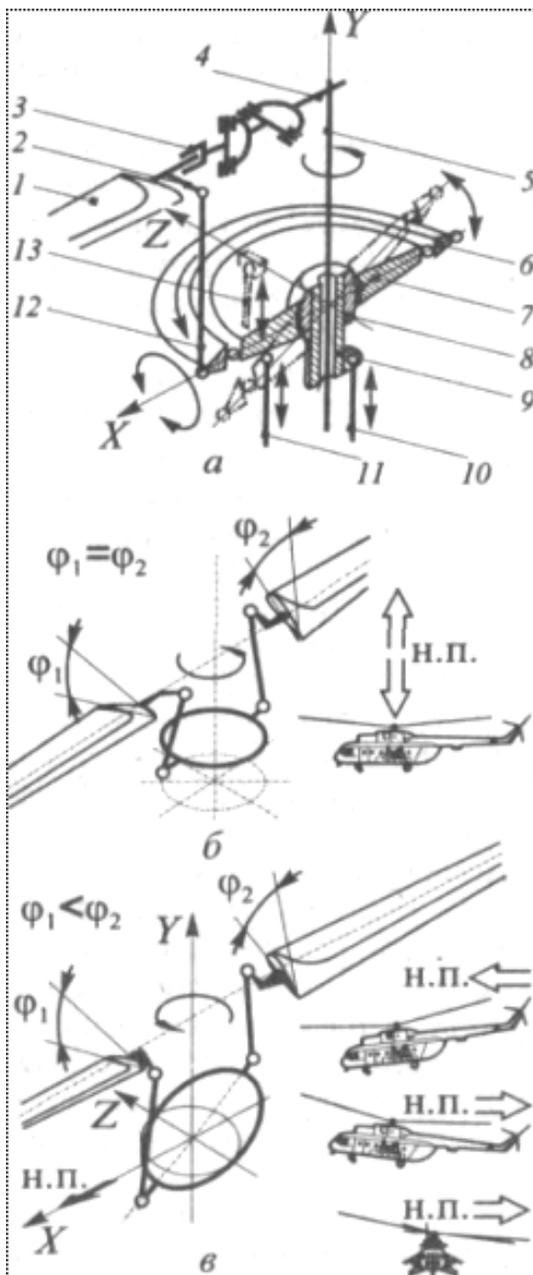


Рис. 6.11.- К объяснению действия автомата перекося

При перемещении ползуна с помощью тяги 10 за счет одновременного перемещения поводками 12 рычагов 2 управления шагом все лопасти несущего винта поворачиваются в осевых шарнирах 3 на одинаковые углы, которые при горизонтальном положении плоскости внешнего кольца не изменяются по азимуту в процессе вращения несущего винта. Так осуществляется управление общим шагом винта (рис. 6.11,б), которое с одновременным изменением мощности двигателя изменяет силу тяги несущего винта и обеспечивает режимы висения, вертикального взлета, набора высоты и посадки.

При отказе двигателя он специальной муфтой свободного хода автоматически отключается от несущего винта, а общий шаг несущего винта устанавливается таким образом, чтобы обеспечить безопасное вертикальное снижение и посадку на режиме авторотации (самовращения) несущего винта. Объединенное управление системой «общий шаг несущего винта - двигатель» летчик осуществляет рычагом «шаг-газ», который связан проводкой управления с ползуном автомата перекоса и регулятором насоса подачи топлива в двигатель.

Внешнее кольцо 6 автомата перекоса (см. рис. 6.11, а) с помощью тяги 11 можно наклонить относительно оси  $Z-Z$ , а с помощью тяги 13 - относительно оси  $X-X$ . В этом случае поводки 12, связывающие внешнее вращающееся кольцо 6 с рычагами 2 управления шагом, в процессе вращения винта будут циклически (рис. 6.11, в) изменять по азимуту шаг лопастей от  $\varphi_1 = \varphi_{\min}$  в направлении полета, до  $\varphi_2 = \varphi_{\max}$  в противоположном направлении.

Управление циклическим шагом летчик осуществляет с помощью ручки продольно-путевого управления, движение которой вперед-назад или вбок приводит к аналогичному перемещению вертолета.

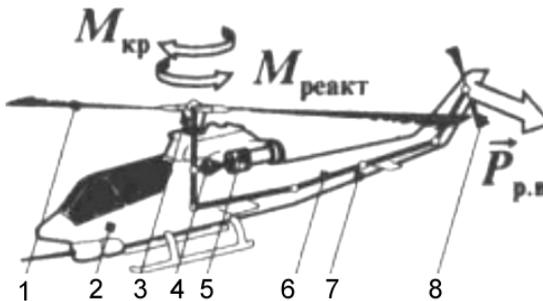


Рис.6.12. Вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом

Несущий винт 1 вертолета (рис. 6.12.), управление которым производится с помощью автомата перекоса 3, приводится в действие двигателем 5 через главный редуктор 4 (от лат. reduktor - отводящий назад, приводящий обратно). Редуктор служит для уменьшения частоты вращения несущего винта по сравнению с частотой вращения вала двигателя и, следовательно, увеличения

крутящего момента на валу несущего винта, чтобы преодолеть момент сил сопротивления несущему винту. При передаче крутящего момента  $M_{кр}$  несущему винту на фюзеляж вертолета 2 действует реактивный крутящий момент  $M_{реакт}$ , который стремится развернуть фюзеляж в сторону, противоположную направлению вращения несущего винта. Рулевой винт 8, установленный на хвостовой балке 7, приводится во вращение от двигателя через трансмиссию (от лат. transmissio - передача) 6. При вращении рулевого винта возникает аэродинамическая сила  $P_{р.в}$ , которая уравнивает реактивный крутящий момент.

Летчик с помощью ножного управления воздействует на механизм изменения шага рулевого винта, изменяет значение силы  $P_{р.в}$  и разворачивает вертолет относительно вертикальной оси, осуществляя путевое управление.

Проблема парирования реактивного момента от движителя-винта возникает и на самолетах с винтомоторной силовой установкой. Однако при одинаковой мощности двигателя  $W$  крутящий момент на валу  $M_{кр}$  и, соответственно, реактивный момент ( $M_{реакт} = W/\omega$ ) у вертолета значительно больше, чем у самолета, поскольку частота  $\omega$  вращения винта самолета порядка 2000-3000 мин<sup>-1</sup> (об/мин), а у вертолета - 200-500 мин<sup>-1</sup>. Поэтому эта проблема даже для одномоторных винтовых самолетов решается достаточно просто, например, за счет практически незаметной аэродинамической асимметрии крыльев, создающих постоянный кренящий момент, обратный реактивному моменту винта.

Возникающий от несущего винта вертолета большой реактивный момент требует специальных технических решений для его компенсации (т. е. для балансировки вертолета относительно оси ОУ), и эти решения фактически определяют облик (аэродинамическую схему) вертолета (рис. 6.13.).

У вертолетов двухвинтовой схемы реактивные моменты от несущих винтов компенсируются за счет противоположного направления их вращения.

При реактивном приводе несущего винта момент от сил сопротивления лопастей (момент сопротивления вращению) преодолевается моментом силы тяги реактивных двигателей, установленных на концах лопастей. Это могут быть реактивные двигатели, к которым через втулку и лопасти несущего винта подается топливо и сжатый воздух (горячий цикл). Это могут быть и просто сопла, к которым подается сжатый воздух (холодный цикл). Поскольку в этих случаях несущий винт свободно подвешен на валу, то на корпус вертолета передается только относительно небольшой момент сил трения в подвеске несущего винта.

## УРАВНОВЕШИВАНИЕ РЕАКТИВНОГО КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА



Рис. 6.13.- Классификация вертолетов по способу компенсации реактивного момента несущего винта

Максимальная скорость современных вертолетов, выполненных по чисто вертолетной схеме, ограничена возникновением срыва потока на лопастях несущего винта, в том числе и волнового срыва при достижении концевыми сечениями лопастей скоростей, соответствующих критическому числу  $M$ . Поэтому она не превышает 330-350 км/ч.

Отодвинуть появление срыва потока на лопастях до скоростей 350-400 км/ч и, соответственно, увеличить скорость вертолета можно, если применить на вертолете крыло самолетного типа, которое в горизонтальном полете создает 30-40% необходимой подъемной силы (Ми-6, Ми-12).

Диапазон скоростей горизонтального полета определяет ту область, где возможен горизонтальный полет (рис. 6.14).

Наибольшая возможная высота полета с горизонтальной составляющей скорости называется динамическим потолком  $H_{дин}$ , наибольшая высота висения — потолком висения (статическим потолком  $H_{ст}$ ).

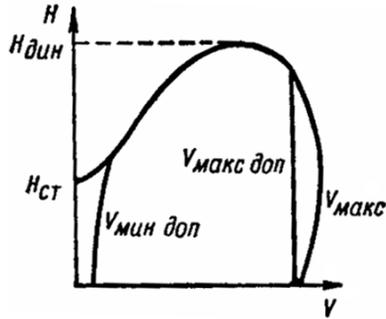


Рис. 6.14.- Диапазон скоростей полета вертолета

Использовать весь диапазон скоростей полета у вертолетов обычно нельзя из-за ограничений. Срыв потока на несущем винте при полете с большой скоростью приводит к ограничению скорости полета максимально допустимым значением  $V_{макс доп}$ . Из-за срыва могут ограничиваться и максимально допустимые высоты полета.

На малой скорости полета из-за вибраций или неустойчивых показаний указателя скоростей вводится ограничение по минимально допустимой скорости  $V_{мин доп}$ .

### 6.6. Основные понятия динамики полета самолета

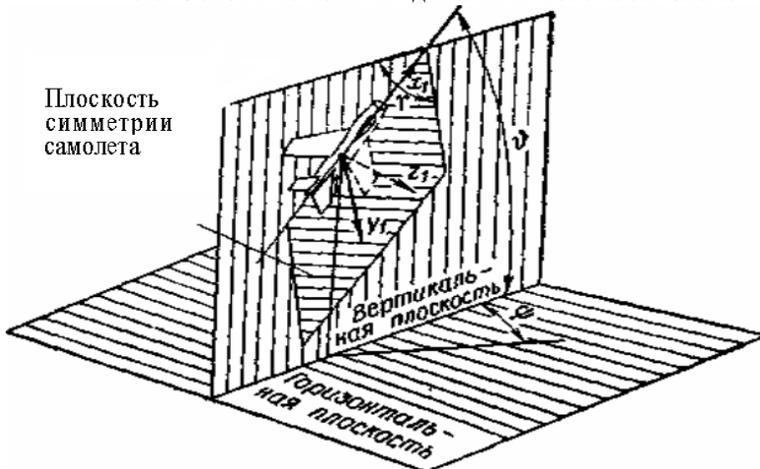


Рис. 6.15.- Характерные углы, определяющие положение самолета в пространстве

Динамика полета самолета — область науки, изучающая законы движения самолетов на различных этапах полета.

Угловое положение самолета в пространстве определяется тремя углами: углом тангажа  $\theta$  (тета), углом крена  $\gamma$  (гамма) и углом рыскания  $\psi$  (пси) (рис. 6.15.).

Угол тангажа  $\theta$  - угол между продольной осью самолета  $Ox_1$  и плоскостью горизонта (рис. 6.15.). Ось  $Ox_1$  параллельна хорде крыла.

Угол крена  $\gamma$  — угол между плоскостью симметрии самолета и вертикальной плоскостью, проходящей через ось  $Ox_1$  (рис. 6.15.).

Угол рыскания  $\psi$  — угол между проекцией оси  $Ox_1$  на плоскость горизонта и условно выбранным первоначальным направлением (рис. 6.15.).

Моменты, действующие на самолет (рис. 6.16.):

момент крена (поперечный момент)  $M_x$  стремится повернуть самолет относительно оси  $Ox_1$ ;

момент рыскания (путевой момент)  $M_y$  стремится повернуть самолет относительно оси  $Oy_1$ ;

момент тангажа  $M_z$  (продольный момент) стремится повернуть самолет относительно оси  $Oz_1$ .

На рис. 6.16. показаны направления моментов, принятые за положительные.

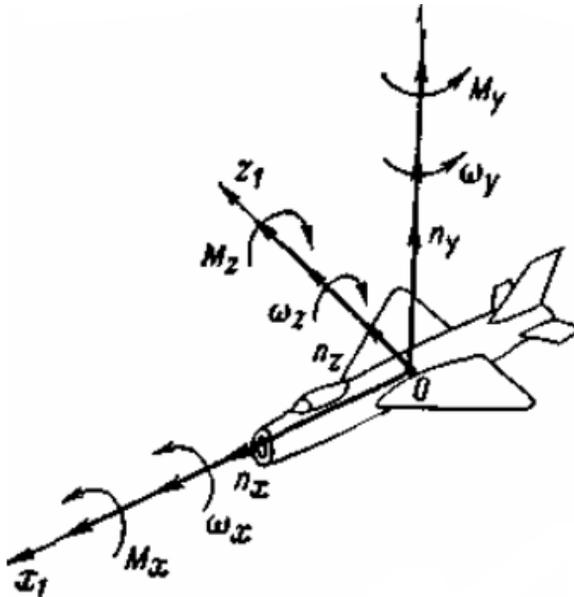


Рис. 6.16. Положительные направления действия моментов и положительные угловые скорости

## 6.7. Взлет и посадка

**Взлет** — движение самолета от момента старта до достижения значений скорости и высоты, обеспечивающих безопасность выполнения полета.

Для современных самолетов взлет состоит из следующих этапов: разбега (при этом путь, пройденный по земле, называется длиной разбега  $L_p$ ), отрыва и разгона с набором высоты (путь  $L_p$  н.в., рис. 6.17).

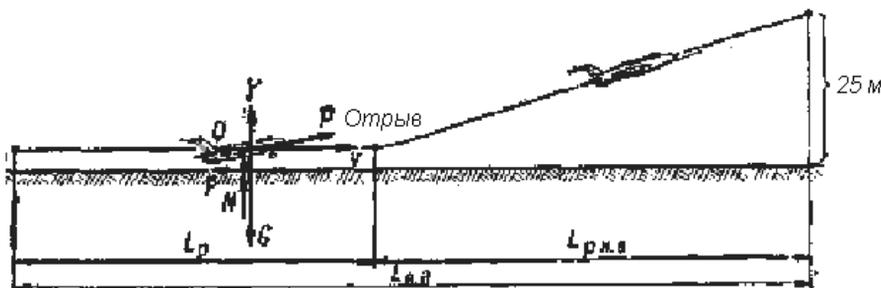


Рис. 6.17. Этапы взлета

**Разбег** — ускоренное движение при взлете самолета по земной поверхности.

Разбег производится на форсажном или бесфорсажном режиме работы двигателя. В первой фазе разбега самолет движется на трех опорах. Во второй фазе разбега летчик отклонением стабилизатора устанавливает самолет во взлетное положение, отрывая переднюю стойку от земли. Разбег заканчивается по достижении скорости отрыва и отделении самолета от земли.

Темп увеличения скорости при разбеге определяется величиной ускорения, которое зависит от соотношения сил, действующих на самолет.

В процессе разбега движение близко к равноускоренному, т. е. ускорение изменяется незначительно.

**Скорость отрыва  $V_{отр}$**  — минимальная скорость безопасного отделения самолета от земли.

**Длина разбега  $L_p$**  — путь, пройденный самолетом по земле при разбеге. Величина длины разбега связана со скоростью отрыва и ускорением на разбеге (средним значением).

**Разгон с набором высоты  $L_p$  н.в.** — этап разбега от момента отрыва до достижения на высоте условного препятствия (25 м) заданной безопасной скорости. На этом этапе полет происходит по наклонной траектории с разгоном.

**Взлетная дистанция  $L_{в.д.}$**  — суммарный путь, пройденный самолетом на этапах разбега и разгона с набором высоты:

$$L_{в.д.} = L_p + L_p \text{ н.в.}$$

**Посадка** самолета состоит из следующих этапов: снижения, выравнивания, выдерживания, приземления, пробега (рис. 6.18.).

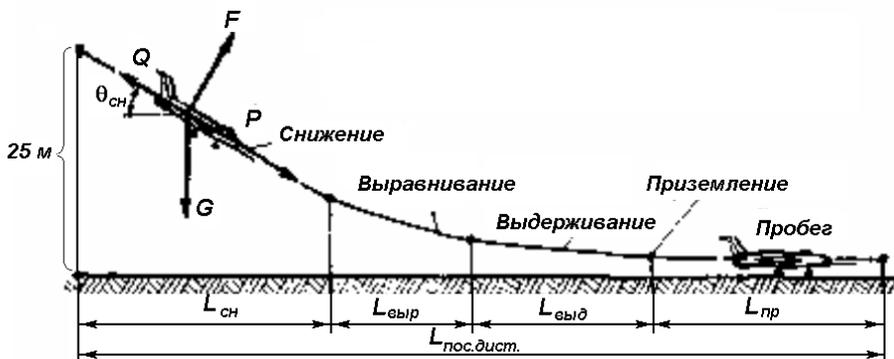


Рис. 6.18. Этапы посадки

Чем больше тяга, тем более пологая траектория снижения с постоянной скоростью.

**Выравнивание** — криволинейное движение самолета в целях уменьшения наклона траектории и вертикальной скорости снижения до нуля или до значений, обеспечивающих благоприятные условия посадки.

При уменьшении (во время снижения) высоты до 7 — 15 м летчик выбирает ручку (штурвал) на себя и этим увеличивает подъемную силу  $Y$  — траектория искривляется. Самолет на высоте 0,5—1,0 м (от колес шасси до земли) переходит в практически горизонтальный полет.

**Выдерживание** — горизонтальный полет на высоте 0,5—1,0 м, или полет с постепенным снижением. Режим работы двигателя на этом этапе — «Малый газ». Так как тяга двигателя практически отсутствует, то под действием лобового сопротивления самолет уменьшает скорость. Для поддержания горизонтального полета летчик постепенно выбирает ручку на себя для увеличения угла атаки. По достижении самолетом посадочного положения летчик прекращает увеличение угла атаки — подъемная сила уменьшается и происходит приземление.

**Посадочная скорость  $V_{пос}$**  — минимальная скорость безопасного приземления самолета при посадке.

**Пробег** — замедленное движение самолета по земной поверхности от точки приземления до остановки или до начала руления.

При пробеге уменьшение скорости происходит под действием сил лобового сопротивления и трения колес о поверхность ВПП. Для более интенсивного падения скорости используются тормозные парашюты, создающие дополнительное аэродинамическое сопротивление, а для самолетов отдельных типов и реверс тяги, при котором тяга двигателей направлена в сторону, противоположную движению.

**Посадочная дистанция** самолета — расстояние от точки траектории на высоте условного препятствия (25 м) до полной остановки самолета:

$$L_{п.д} = L_{сн} + L_{выр} + L_{выд} + L_{пр}$$

### 6.8. Боевые маневры: вираж, горка, пикирование, петля Нестерова, полупетля, переворот, боевой разворот

**Вираж** — криволинейное движение самолета на постоянной высоте (в горизонтальной плоскости) с поворотом траектории на  $360^\circ$ . Если траектория поворачивается на угол меньше  $360^\circ$ , то такой маневр называется **разворотом**.

**Горка** имеет траекторию, форма которой показана на рис. 6.19. На нем же показаны силы, действующие на самолет.

Траектория горки состоит из трех участков: ввода (а—б), прямолинейного (б—в), вывода (в—г).

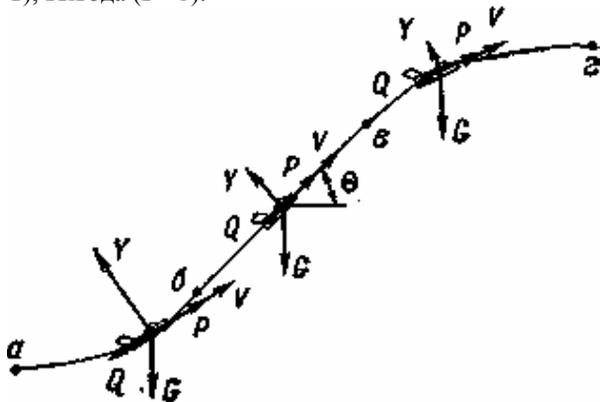


Рис. 6.19. Траектория горки

**Пикирование** состоит из трех участков (рис. 6.20.): ввода (а—б), прямолинейного (б—в), вывода (в—г).

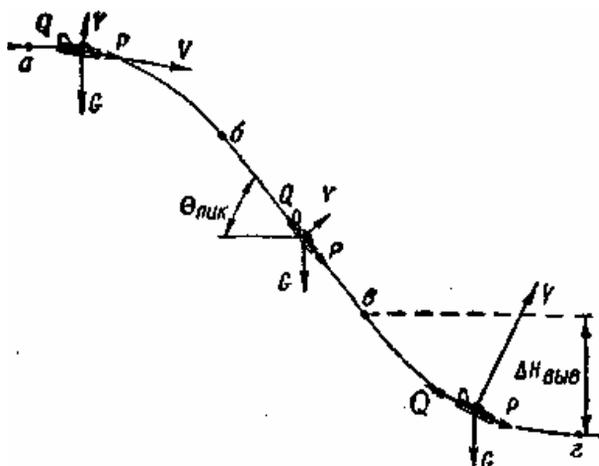


Рис. 6.20. Траектория пикирования

**Петля Нестерова** — криволинейное движение в вертикальной плоскости по траектории, имеющей форму петли (рис. 6.21).

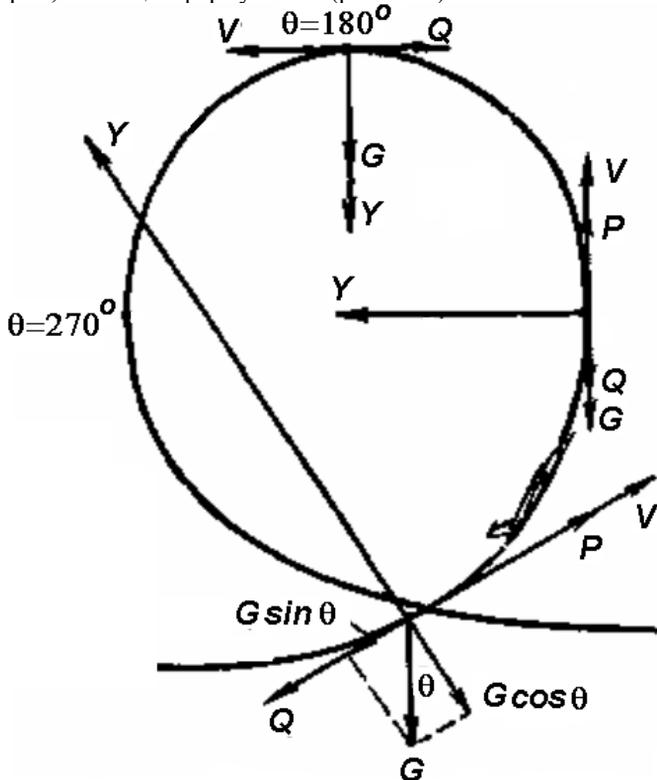


Рис. 6.21. Траектория петли Нестерова

Петля носит имя русского летчика П. Н. Н е с т е р о в а, выполнившего петлю впервые в мире осенью 1913 г.

Полупетля выполняется в основном так же, как и первая половина петли Нестерова. В отличие от петли при подходе к верхней точке летчик поворачивает самолет вокруг продольной оси на  $180^\circ$  и переводит его в горизонтальный полет.

**Переворот** имеет траекторию, аналогичную второй половине петли Нестерова. Для выполнения переворота летчик из горизонтального полета поворачивает самолет вокруг продольной оси на  $180^\circ$  (вверх колесами) и в последующем управляет самолетом так же, как и при выполнении второй половины петли Нестерова.

**Боевой разворот** — пространственная траектория с изменением высоты полета и изменением направления движения на  $180^\circ$ .

## 6.9. Взлет и посадка вертолета

**Взлет вертолета** может выполняться **по-вертолетному** и **по-самолетному**.

При взлете по-вертолетному вертолет без разбега вертикально отделяется от земли. На высоте примерно 2 м производится зависание для контроля за системами, затем одновременный разгон с набором высоты. Для использования эффекта воздушной подушки, обеспечивающей взлет, после отрыва разгон производится не с набором, а на постоянной высоте.

Взлет по-самолетному выполняется с разбегом. Такой взлет производится с аэродрома (площадки), расположенного в высокогорной местности, а также при высокой температуре наружного воздуха и при перегруженном вертолете.

**Посадка вертолета** производится либо **по-вертолетному**, либо **по-самолетному**.

Посадка по-вертолетному осуществляется следующим образом. Снижение по наклонной траектории выполняется с постепенным уменьшением скорости по траектории. Снижение заканчивается зависанием вертолета на высоте, равной примерно 2 м, после чего производится вертикальное снижение до приземления.

Посадка вертолета по-самолетному состоит из тех же этапов, что и посадка самолета.

Так как посадочная скорость вертолета существенно меньше посадочной скорости самолета, то длина пробега незначительна.

**Посадка при работе несущего винта на режиме самовращения** выполняется при отказе двигателя. Снижение в этом случае производится с большими вертикальными скоростями, причем если снижение происходит по наклонной траектории, то вертикальные скорости меньше. Для безопасной посадки летчик перед приземлением создает тормозящую силу, увеличивая шаг лопастей и отклоняя конус несущего винта назад.

## 6.10. Понятие об устойчивости и управляемости вертолета

**Устойчивость вертолета** — способность вертолета без вмешательства летчика сохранять исходный режим полета.

**Статическая устойчивость по углу атаки** определяется реакцией вертолета на изменение угла атаки — угла между направлением скорости полета и плоскостью несущего винта. Если при изменении угла атаки, вызванном какой-либо причиной, появляется момент, направленный на уменьшение угла атаки, то имеется статическая устойчивость. Если у вертолета, выполняющего горизонтальный полет, при изменении угла атаки возникает дестабилизирующий момент, стремящийся еще больше увеличить угол атаки, это означает, что вертолет по углу атаки неустойчив.

**Статическая устойчивость по скорости** характеризуется стремлением вертолета без вмешательства летчика к сохранению скорости исходного режима полета. Если по какой-то причине увеличилась скорость полета, то это приводит к изменению маховых движений лопастей. Возникающие при этом

силы способствуют уменьшению скорости. Вертолет статически устойчив по скорости в большей части диапазона скоростей. Небольшая неустойчивость по скорости может наблюдаться при полете с малой скоростью.

**Управляемость вертолета** характеризуется реакцией вертолета на отклонение органов управления. Показателями управляемости вертолета являются эффективность, чувствительность и мощность управления. **Эффективность управления** характеризуется управляющим моментом, действующим на вертолет при отклонении органа управления на величину, принимаемую за единицу. **Чувствительность управления** определяется реакцией вертолета на единичное отклонение органа управления. **Мощность управления** характеризуется величиной управляющего момента, возникающего при максимальном отклонении органа управления.

## ЛЕКЦИЯ №7

**Тема:** Общее устройство вертолетов. Основные системы вертолетов. Устройство авиационных двигателей.

### 7.1. Общее устройство вертолетов

#### 7.1.1. Краткие сведения о схеме и конструкции вертолета Ми-24

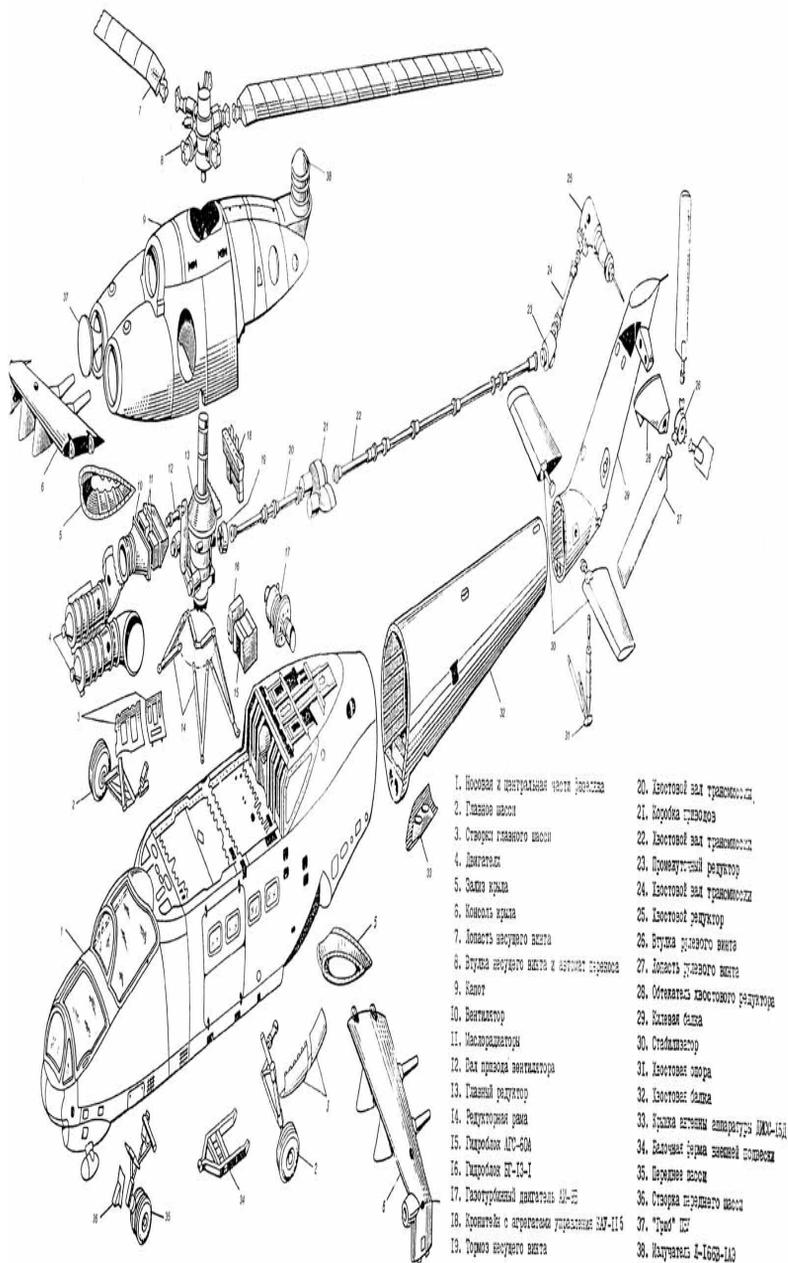
Транспортно-боевой вертолет огневой поддержки подразделений сухопутных войск Ми-24 предназначен для уничтожения бронетанковой техники, высадки десанта и эвакуации раненых, а также для транспортировки грузов в кабине и на внешней подвеске.

Он построен по одновинтовой схеме с хвостовым (рулевым) винтом (рис. 7.1). Имеет пятилопастной несущий и трехлопастной рулевой винты.

Конструкция вертолета состоит из следующих основных частей и систем: фюзеляжа, двигательной установки, крыла, стабилизатора, несущего (НВ) и рулевого винтов (РВ), трансмиссии, вентиляторной установки, управления, шасси, гидросистемы, воздушной системы, авиационного и радиоэлектронного специального оборудования.

Фюзеляж 1 представляет собой цельнометаллическую конструкцию, состоящую из продольного стрингерного набора, шпангоутов и дюралюминиевой обшивки. Конструктивно-технологический разъем проходит по хвостовой балке 32 в месте ее крепления к центральной части фюзеляжа анкерными болтами. Рулевой винт 27 вместе с хвостовым и промежуточным редукторами, стабилизатором 30 и хвостовой опорой 31 размещены на килевой балке 29.

В носовой части фюзеляжа (НЧФ) располагается тандемная двухместная кабина экипажа, за которой в центральной части фюзеляжа (ЦЧФ) находится 8-местная грузовая кабина. В кабине может располагаться отделение пехотинцев с вооружением и боеприпасами. Обе кабины герметизированы и оборудованы СКВ, что дает возможность вести боевые действия в условиях химического и радиационного заражения и в широком диапазоне температур.



- 1. Номера и центральная часть фюзеляжа
- 2. Главная шпиль
- 3. Створки главного шлица
- 4. Двигатель
- 5. Залки крыла
- 6. Концы крыла
- 7. Область наружного вала
- 8. Втулка наружного вала и валчик привода
- 9. Капот
- 10. Вентилятор
- 11. Маслорадиаторы
- 12. Вал привода вентилятора
- 13. Главный редуктор
- 14. Редукторная рама
- 15. Тирболон АУ-50А
- 16. Тирболон ТУ-13-1
- 17. Газотурбинный двигатель АУ-5
- 18. Кронштейн с агрегатом управления АУ-11Б
- 19. Тормоз наружного вала
- 20. Хвостовой вал трансмиссии
- 21. Коробка туповала
- 22. Хвостовой вал трансмиссии
- 23. Промежуточный редуктор
- 24. Хвостовой вал трансмиссии
- 25. Хвостовой редуктор
- 26. Втулка внутреннего вала
- 27. Область внутреннего вала
- 28. Обогреватель хвостового редуктора
- 29. Схвата баша
- 30. Стабилизатор
- 31. Хвостовая опора
- 32. Хвостовые балки
- 33. Крышка антенны аппаратуры ДИУ-15Д
- 34. Валочная фурма внешней колонки
- 35. Передаче весов
- 36. Створка переднего шлица
- 37. "Труба" ТСУ
- 38. Жалюзиетка 4-1600-113

Рис. 7.1. Конструктивно-технологическое членение вертолета Ми-24

Вертолет имеет трехстоечное, убирающееся в полете колесное шасси 35 и 2, а также крыло 6 относительно большого размаха (6,66 м), которое в полете развивает подъемную силу, равную примерно 25% массы вертолета (у вертолета Ми-35 крыло укорочено). Под каждой из консолей 6 крыла смонтировано по два пилона для подвески вооружения, консоли заканчиваются вертикальными законцовками, также использующимися для размещения вооружения.

Силовая установка Ми-24 имеет в своем составе два турбовальных газотурбинных двигателя 4 (ГТД) типа ТВ3-117 различных модификаций, установленные в общем обтекателе (капоте 9) над грузовой кабиной. Для запуска двигателей на необорудованных площадках предусмотрена вспомогательная силовая установка (ВСУ) 17 типа АИ-9В. Для снижения заметности вертолета в инфракрасном диапазоне частот и уменьшения, таким образом, вероятности его поражения ракетами с тепловыми головками самонаведения на соплах двигателей установлены экранно-выхлопные устройства (ЭВУ). Размещенные на воздухозаборниках пылезащитные устройства (ПЗУ) 37 предотвращают попадание в двигатели пыли и посторонних предметов во время руления, взлета и посадки.

Трансмиссия вертолета состоит из главного редуктора 13, установленного на подредукторной раме 14, хвостового вала 20 и 22 с коробкой приводов 21, промежуточного редуктора 23, хвостового вала 24 и хвостового (углового) редуктора 25. От главного редуктора через приводной вал 12 приводится во вращение вентилятор 10, охлаждающий маслорадиаторы 11 и корпус главного редуктора. Тормоз несущего винта 19 предназначен для затормаживания трансмиссии при стоянках вертолета, а также для плавного торможения НВ перед его полной остановкой.

Для повышения боевой живучести на вертолете реализован комплекс мер, включающий в себя бронирование кабины экипажа и наиболее важных агрегатов и систем, дублирование пилотажных приборов в кабинах летчика и оператора, резервирование ряда систем и внедрение противопожарной системы заполнения топливных баков пенополиуретаном. В целях защиты от ракет с тепловыми головками самонаведения на фюзеляже вертолета установлены контейнеры АСО-2, снаряженные 132 зарядами – ложными целями, а также ИК система создания помех «Липа» 38.

Пилотажно-навигационное оборудование вертолета включает в себя автопилот, автоматические радиокомпасы, радиовысотомер, доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС), автоматические навигационные планшеты с движущейся картой района боевых действий, а также другую аппаратуру в зависимости от модификации. Для обеспечения радиосвязи используются три работающие в разных диапазонах частот командные УКВ радиостанции, а также коротковолновая связанная радиостанция. В кабинах смонтировано самолетное переговорное устройство (СПУ) и аппаратура речевых сообщений.

### **7.1.2. Краткие сведения о схеме и конструкции вертолета Ми-26**

Транспортно-десантный вертолет Ми-26 предназначен для высадки воздушных десантов, эвакуации раненых, выполнения монтажных работ и оперативной доставки горюче-смазочных материалов с последующей дозаправкой на земле авиационной или бронетанковой техники. Выпускаемая в настоящее время модификация Ми-26Т представляет собой гражданскую версию без броневой защиты и ЭВУ. Варианты исполнения: транспортный, аварийно-спасательный для нужд МЧС, противопожарный, санитарный, летающий кран.

Вертолет построен по одновинтовой схеме с двумя двигателями и трехстоечным не убирающимся в полете колесным шасси. Имеет восьмиллопастной несущий и пятилопастной рулевой винты. Фюзеляж цельнометаллический, переменного сечения. В конструкции фюзеляжа используются композиционные материалы (весьящие на 26% меньше традиционных алюминиевых сплавов), оптимальное соотношение шага стрингеров и толщины обшивки, новая силовая схема крепления хвостовой балки. Конструктивно-технологическим членением предусмотрены два технологических разъема, делящих фюзеляж на НЧФ, ЦЧФ и хвостовую балку.

В НЧФ 9 (рис. 7.2.) размещаются закрытая обтекателем 1 антенна 3 РЛС, кабина экипажа, кабина для сопровождающих и отсеки (стеллажи) для размещения оборудования. Кабины экипажа и сопровождающих герметические, оборудованы СКВ, блок агрегатов 71 которой размещен под полом кабины. Здесь же установлен двигатель 6 типа ТА-8В бортовой ВСУ.

В военном варианте передняя и боковые части кабины экипажа защищены съемными бронеплитами. У рабочего места каждого члена экипажа расположены люки 7, 8, 65 и сдвижные блистеры 4, 66, 72 для аварийного покидания вертолета.

ЦЧФ включает в себя грузовую кабину с размерами 12,0 × 3,2 × 3,0 м и задний отсек, переходящий в концевую балку. Грузовая кабина вмещает до 68 парашютистов, или до 80 солдат с полным вооружением, или до 60 носилок с ранеными. Загрузка крупногабаритной техники и грузов производится через расположенный в задней части фюзеляжа большой грузовой люк с опускаемым трапом 57 и подтрапниками 56. Проем грузового люка закрывается трапом и двумя боковыми створками 55, оборудованными люками 54 для аварийного выхода на землю. Управление трапом и створками осуществляется с помощью гидропривода. Грузовая кабина оснащена двумя электролебедками со специальным устройством, обеспечивающим подъем и перемещение грузов весом до 5 т. Масса перевозимого в грузовой кабине груза достигает 20 т.

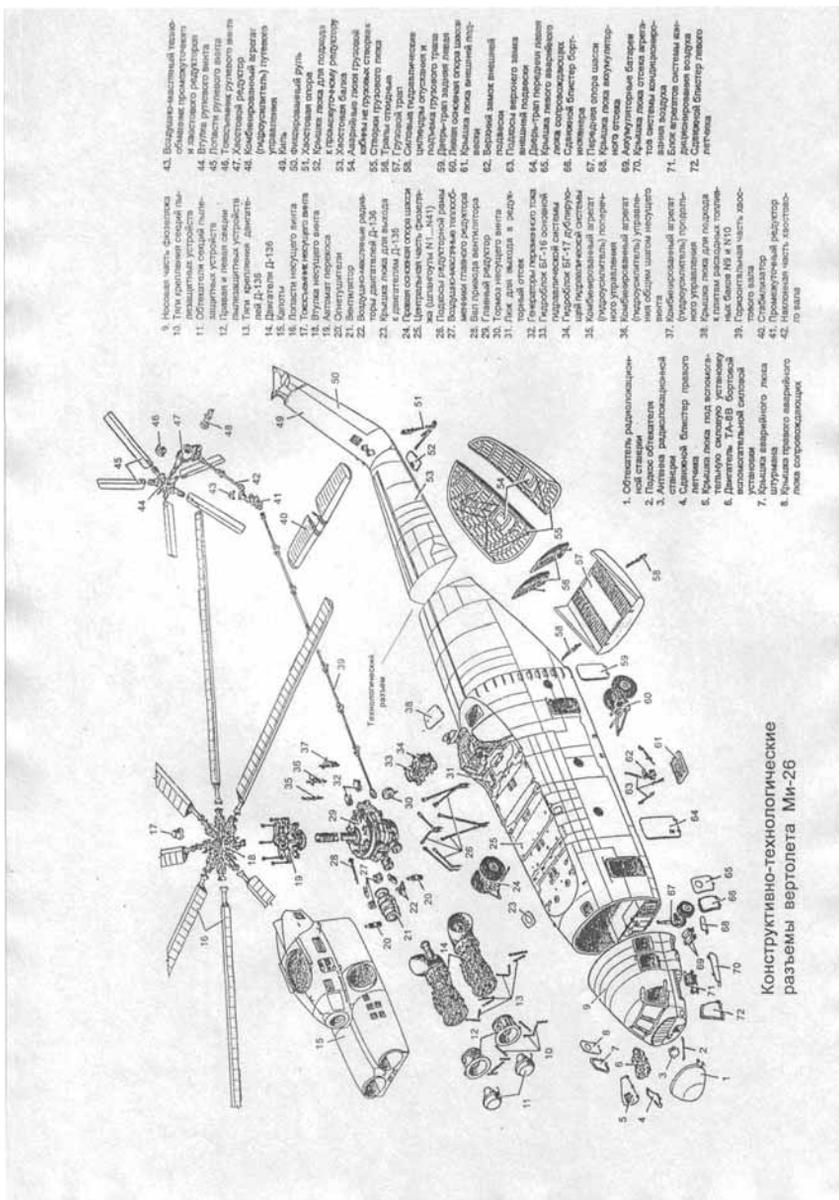


Рис. 7.2. Конструктивно-технологическое членение вертолета Ми-26

В полу кабины устанавливается съемный замок системы внешней подвески грузов, позволяющий транспортировать на внешней подвеске грузы массой до 18,5 т. Для удобства погрузки основные стойки шасси 24, 60 имеют конструкцию, позволяющую изменять клиренс при стоянке. В состав шасси входит также убирающаяся хвостовая опора. Для наблюдения за процессами погрузки и разгрузки вертолет оснащен телевизионной установкой.

Над ЦЧФ находится силовая установка, состоящая из двух турбовальных ГТД (14) со свободной турбиной типа Д-136, размещенных рядом в отдельных обтекателях (капотах 15). Здесь же установлены главный редуктор 29, гидроблоки 33, 34 основной и дублирующей гидравлических систем, генераторы переменного тока 32 системы электроснабжения, комбинированные агрегаты (гидросилители) управления (КАУ): поперечного 35, продольного 37, и общим шагом НВ 36. Аналогичный КАУ для путевого управления (48) установлен на киле 49 для управления шагом рулевого винта, лопасти 45 которого шарнирно закреплены на втулке 44 вместе с токосъемником 46. На входе в двигатели установлены ПЗУ 11, 12. Для принудительного охлаждения радиаторов 22 двигателей и теплообменников 27 главного редуктора используется вентилятор 21. Кроме него в состав трансмиссии вертолета входят хвостовой вал 39, промежуточный редуктор 41, наклонный вал 42, хвостовой редуктор 47 и тормоз НВ 30.

Емкость топливной системы вертолета – 12000 л, запас топлива находится в восьми топливных баках, размещенных под полом грузовой кабины, и имеющих пористый наполнитель для предотвращения взрыва при простреле их пулями. Расходные топливные баки №9 и №10 расположены в верхней части вертолета за главным редуктором.

На валу главного редуктора установлен автомат перекося 19 и втулка НВ 18. Лопасти несущего винта (ЛНВ) имеют стальной лонжерон, стеклопластиковый каркас и специальный бумажный сотовый наполнитель (это позволило снизить массу лопасти с 705 кг у Ми-6 до 375 кг). Они оборудованы противообледенительной системой (ПОС), получающей питание через токосъемник 17, и системой сигнализации о повреждении лонжерона. На передних кромках лопастей имеются титановые противоабразивные оковки.

Бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО) вертолета позволяет выполнять полеты в сложных метеорологических условиях в любое время суток. Входящий в его состав навигационный комплекс включает в себя комбинированную курсовую систему «Гребень-2», пилотажный командный прибор ПКП-77М, радиовысотомер, автоматические радиоконпасы и ДИСС. Пилотажный комплекс вертолета ПКВ-26-1 состоит из четырехканального автопилота ВУАП-1, системы траекторного управления, директорного управления и гашения колебаний груза на внешней подвеске. Вертолет оборудован метеолокатором, средствами связи.

## 7.2. Основные системы вертолетов

Системы вертолетов подразделяются на системы, обслуживающие силовую установку и системы, обеспечивающие полет вертолета в целом.

К системам, обслуживающим силовую установку относятся:

- система питания двигателей топливом (топливная система);
- масляная система (смазки) двигателей и главного редуктора;
- система запуска двигателей;
- противопожарная система.

Системы управления и обеспечения полета включают:

- гидравлическую систему, состоящую в свою очередь из основной, дублирующей и вспомогательной;
- воздушную систему;
- систему электроснабжения;
- систему кондиционирования воздуха;
- противообледенительную систему;
- навигационную систему;
- систему управления вооружением;
- систему связи;
- систему регистрации параметров полета.

Основная гидросистема обеспечивает работу всех КАУ.

Дублирующая система является аварийной и обеспечивает работу гидроусилителей при отказе основной системы.

Вспомогательная система обеспечивает управление створками и трапами грузовой кабины, капотами, изменением клиренса и др.

## АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

### 7.3. Общие сведения о реактивных двигателях

Авиационный двигатель составляет основу силовой установки летательного аппарата, которая предназначена для создания ему необходимой для полета силы — силы тяги.

Авиационная силовая установка состоит из собственно двигателей (один или несколько) с их системами управления, запуска, топливопитания, а также входных и выходных устройств (воздухозаборники, воздухоподводящие каналы, сопла), устройств для реверса тяги и движителей в виде воздушных винтов и других элементов, которые в ряде случаев могут быть включены непосредственно в конструкцию ЛА.

В настоящее время основным, господствующим типом авиационных двигателей стали воздушно-реактивные газотурбинные двигатели (ГТД). ГТД относятся к обширному классу так называемых реактивных двигателей прямой реакции.

### 7.3.1. Понятие о реактивном двигателе и реактивном движении

Реактивным двигателем называется двигатель, в котором подводимая энергия преобразуется в кинетическую энергию струи рабочего тела, вытекающего из двигателя, а получающаяся за счет этого сила реакции (отдачи) струи (закон равенства действия и противодействия) непосредственно используется как движущая сила — сила тяги.

Всякое движение под действием сил реактивно, так как основано на отбрасывании массы в обратном движению направлении. Так, винты самолета отбрасывают назад воздух, винты корабля — воду и т.п. В свою очередь, струи воздуха и воды действуют с равной и противоположной силой на воздушный и водяной винты, создавая на них силу тяги. Однако силовые установки этих аппаратов имеют двигатели с непрямой реакцией, так как реактивная сила действует на двигатели через промежуточное звено — движитель (воздушный или водяной винт). Кроме того, указанные силовые установки для создания тяги требуют обязательного наличия окружающей среды (воздуха, воды и пр.), с которой должны взаимодействовать движители. При работе же реактивного двигателя сила тяги получается непосредственно как равнодействующая всех сил, действующих на поверхности элементов самого двигателя. Поэтому реактивный двигатель органически соединяет в себе двигатель и движитель, и в этом смысле реактивный двигатель называют двигателем прямой реакции. В нем понятия двигатель и движитель неразделимы.

Движение реактивного аппарата не требует наличия окружающей среды (исключение составляют воздушно-реактивные двигатели), так как отбрасываемая масса рабочего тела находится на борту летательного аппарата. Реактивный двигатель как бы «отталкивается» от своей собственной струи.

Реактивный двигатель пока является единственно возможным типом двигателя для осуществления полетов в космическом пространстве.

Принцип возникновения реактивной силы легко уяснить на примере простейшего реактивного двигателя — ракетного двигателя твердого топлива<sup>1</sup> (РДТТ), схема которого изображена на рис. 7.3, а.

Двигатель состоит из цилиндрической камеры сгорания, где размещен заряд твердого топлива, например пороховой шашки, и выходного сопла. После воспламенения топливного заряда продукты горения, имеющие высокие давление и температуру, заполняют свободный объем камеры и устремляются в выходное сопло. Рассматривая силы давления, действующие на наружную и внутреннюю поверхности двигателя (рис. 7.3, б), обнаруживаем, что на каждый элемент поверхности двигателя снаружи действует атмосферное давление  $P_n$ , а внутри — давление продуктов сгорания  $P_{вн}$ , превышающее атмосферное давление.

---

<sup>1</sup> В ракетной технике топливом называют совокупность компонентов (горючее и окислитель), необходимых для осуществления процесса в камере сгорания двигателя.

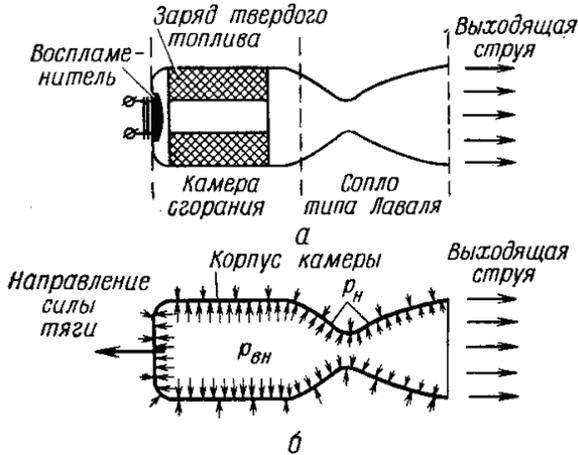


Рис. 7.3. Схема ракетного двигателя твердого топлива РДТТ (а) и схема, поясняющая принцип создания реактивной тяги (б)

Все составляющие сил давления на стенки камеры двигателя в радиальном направлении уравниваются. Силы же, действующие на торцевые стенки и элементы выходного сопла в осевом направлении в совокупности образуют некоторую равнодействующую, которая и является силой тяги. Она, как видно из рис. 7.3, б, направлена в сторону, противоположную направлению вытекающей из двигателя струи газа.

Любая реактивная силовая установка должна иметь какое-либо рабочее тело, ускоряемое и отбрасываемое двигателем в направлении, противоположном движению летательного аппарата. Таким рабочим телом могут быть газ, жидкость, плазма, ядерные частицы, ионы и даже фотоны.

Для сообщения массе рабочего тела скорости относительно двигателя необходимы затраты энергии того или иного вида. С этой целью в реактивном двигателе должен быть предусмотрен бортовой источник энергии либо средство для сбора и накопления энергии, содержащейся в окружающем пространстве. В качестве первичной энергии может быть использована энергия химических связей, ядерная и солнечная энергия.

Для получения тяги часть накопленной энергии преобразуется в рабочем процессе реактивного двигателя в направленное движение реактивной струи. Ускорение рабочего тела осуществляется различными способами. Большинство схем реактивных двигателей использует тепловой принцип, когда потенциальная энергия химических или ядерных связей сначала преобразуется в тепло, а затем в сопловом устройстве (в сопле) в кинетическую энергию струи рабочего тела. Возможен и электрический принцип, когда предварительно ионизированное рабочее тело ускоряется с помощью электромагнитных полей.

### 7.3.2 Классификация и основные параметры реактивных двигателей

Реактивные двигатели классифицируются по роду рабочего процесса, виду топлива, характеру источника энергии, способу передачи энергии рабочему телу и другим признакам. Наиболее характерно деление реактивных двигателей на две основные группы:

- ракетные двигатели (РД);
- воздушно-реактивные двигатели (ВРД).

Ракетным двигателем принято называть реактивный двигатель, работающий независимо от окружающей среды, т.е. имеющий на борту летательного аппарата все необходимое для осуществления рабочего процесса.

В воздушно-реактивных двигателях рабочим телом является атмосферный воздух, кислород которого при использовании химического источника энергии служит в качестве окислителя при горении, например, керосина. Указанная особенность ставит работу воздушно-реактивного двигателя по способу получения рабочего тела в зависимость от окружающих условий.

В свою очередь, отмеченные выше группы реактивных двигателей подразделяются по другим характерным признакам. Одна из возможных классификаций реактивных двигателей приведена на рис. 7.4.

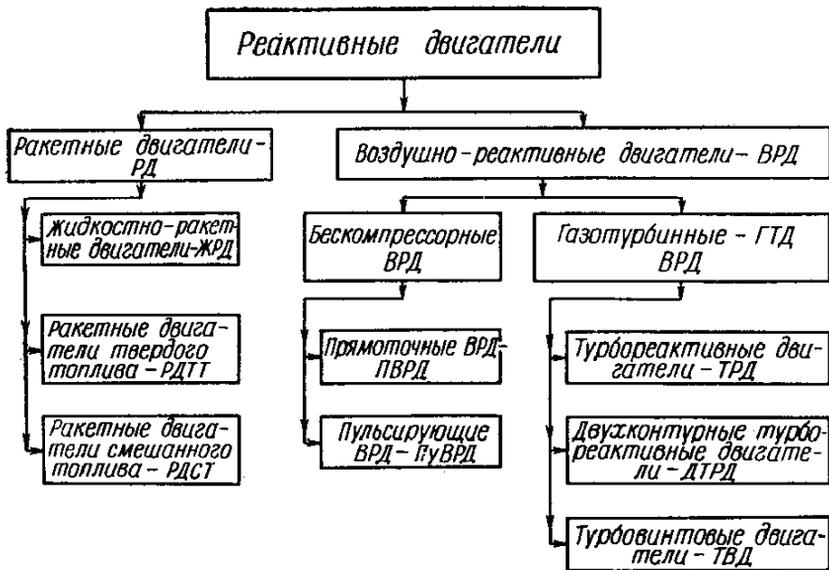


Рис. 7.4. Классификация реактивных двигателей

Оценку качества реактивного двигателя, определение области его рационального, эффективного использования производят по целому комплексу величин абсолютных и относительных параметров.

Сила тяги  $P$  является основной величиной, характеризующей реактивный двигатель как элемент силовой установки летательного аппарата. Величина тяги, развиваемая одним двигателем, может достигать нескольких сот тонн.

### **Ракетные двигатели**

Ракетные двигатели на химическом топливе по состоянию используемого топлива подразделяются (рис. 7.4) на жидкостно-ракетные двигатели (ЖРД), ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) и ракетные двигатели на смешанном топливе (РДСТ). Основными особенностями, объединяющими двигатели этих типов в одну группу — ракетные двигатели, являются:

- полная автономность;
- независимость характеристик двигателя от скорости полета;
- возможность получения огромных количеств энергии в малых объемах камер сгорания;
- относительно низкая экономичность.

### **Воздушно-реактивные двигатели (ВРД)**

В воздушно-реактивных двигателях (ВРД) в качестве рабочего тела используется воздух окружающей атмосферы, что и обуславливает зависимость работы ВРД от внешней среды.

Воздушно-реактивные двигатели составляют большую группу реактивных двигателей, включающую наиболее распространенные в настоящее время типы двигателей. Широкое применение ВРД объясняется лучшей сравнительно с ракетными двигателями экономичностью на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета в условиях атмосферы.

По способу сжатия воздуха ВРД делятся (рис. 7.4.) на **бескомпрессорные** и **компрессорные** двигатели. В бескомпрессорных двигателях сжатие воздуха, предшествующее процессу подвода тепла, осуществляется лишь за счет скоростного напора, набегающего на двигатель в полете воздушного потока. В компрессорных двигателях сжатие воздуха происходит как за счет скоростного напора, так и в специальных компрессорах, приводимых во вращение газовыми турбинами.

По виду рабочего процесса бескомпрессорные ВРД делятся на **прямоточные** (ПВРД) и **пульсирующие** (ПуВРД) воздушно-реактивные двигатели. Компрессорные двигатели включают **турбореактивные** (ТРД), **двухконтурные** (ДТРД) и **турбовинтовые** двигатели (ТВД).

### **Авиационные газотурбинные двигатели (ГТД)**

Газотурбинные двигатели устанавливаются как на современных сверхзвуковых истребителях и бомбардировщиках, так и на транспортных самолетах и вертолетах. Все более широкое распространение находят ГТД и в качестве вспомогательных бортовых и аэродромных источников мощности для привода генераторов, насосов, для запуска двигателей в качестве стартеров и пр. Хорошая экономичность и высокая эксплуатационная надежность обеспечили самое широкое распространение ГТД и на самолетах гражданской авиации. Уже сейчас ГТД обеспечили пилотируемым летательным аппаратам

скорости полета, превышающие более чем втрое скорость звука, и высоты полета свыше 30 км. На базе газотурбинных двигателей стало возможным создание силовых установок, обеспечивающих самолету вертикальный взлет и посадку, т. е. практически безаэродромное базирование. Огромные мощности, развиваемые в одном агрегате при приемлемых весовых и габаритных данных, позволили создать самолеты-гиганты и вертолеты значительной грузоподъемности.

Современные авиационные газотурбинные двигатели подразделяются на *турбореактивные* и *турбореактивные двигатели с форсажем* (ТРД и ТРДФ), *двухконтурные* и *двухконтурные турбореактивные двигатели с форсажем* (ДТРД и ДТРДФ), а также *турбовинтовые* двигатели (ТВД).

В технической литературе встречается также термин «*турбовальные двигатели*», под которыми понимают ГТД, обеспечивающие избыточную мощность на выходном валу. К этим двигателям в основном относят вертолетные ГТД и вспомогательные ГТД, используемые в качестве бортовых и аэродромных источников мощности.

Принципиально основной частью конструктивной схемы каждого газотурбинного двигателя можно считать так называемую турбокомпрессорную часть, или турбокомпрессор, который включает в себя последовательно расположенные компрессор, камеру сгорания и газовую турбину (рис. 7.5.). Поэтому ГТД называют также турбокомпрессорными воздушно-реактивными двигателями (ТКВРД).

Компрессор служит для обеспечения расхода воздуха через турбокомпрессор и его сжатия до определенного давления, что необходимо в ВРД, как уже отмечалось ранее, для лучшего преобразования тепла, подводимого к камере сгорания. Процесс подвода тепла осуществляется в ГТД практически при мало изменяющемся давлении. В турбине газовый поток с повышенным давлением и температурой расширяется, и часть его энергии преобразуется в механическую работу на валу. При этом на установившемся режиме работы турбокомпрессора (постоянные обороты) мощность турбины полностью расходуется на привод компрессора и агрегатов обслуживания двигателя.

Важно отметить, что параметры газа на выходе из турбокомпрессора по уровню давления и температуры существенно превосходят параметры воздуха на входе в него, т.е. газ, пройдя турбокомпрессор, повышает свои энергетические свойства. Известно, что газ с высоким давлением и температурой способен совершать полезную работу, вращая, например, колеса турбин; кроме того, такой газ, направленный в сопловые насадки, способен при расширении разогнаться до больших скоростей истечения.

По существу, турбокомпрессорную часть газотурбинного двигателя можно условно рассматривать в виде источника энергии, который устанавливается на пути воздуха, непрерывно движущегося по тракту двигателя, и обеспечивает повышение температуры и давления газа в потоке.

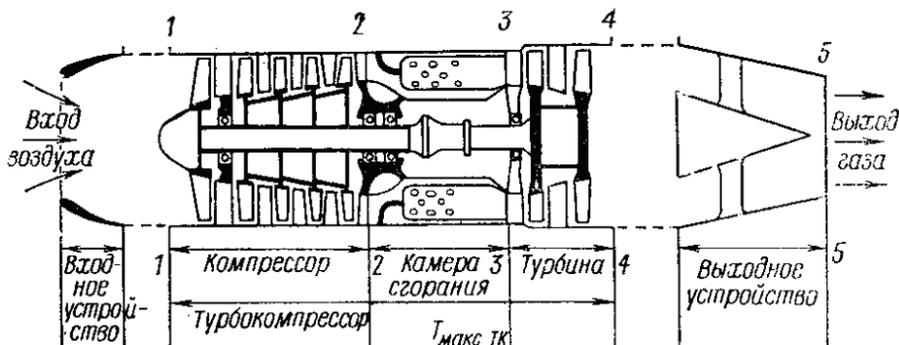


Рис. 7.5. Турбокомпрессор в схеме ТРД

Рабочий процесс вертолетных ГТД (рис. 7.6) аналогичен рабочему процессу турбовинтового двигателя. Турбину привода несущего винта обычно выполняют «свободной», механически не связанной с основным турбокомпрессором. Незначительная величина скорости и относительно малая температура выходящих газов обуславливают возможность для удобства компоновки на вертолете предусматривать вывод вала винта через выходное устройство — назад.

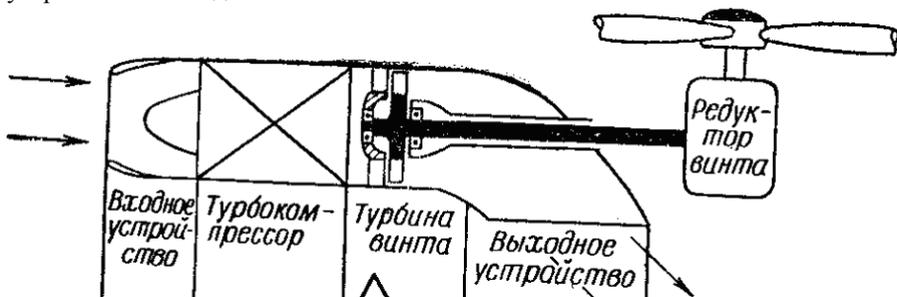


Рис. 7.6. Схема вертолетного ГТД

## ЛЕКЦИЯ №8

**Тема:** Основы производства летательных аппаратов

Проектирование опытного образца ЛА ведется в ОКБ, а его изготовление - на опытном заводе. ЛА запускается в серийное производство после целого комплекса прочностных и летных испытаний.

Производство ЛА, одно из наиболее сложных и дорогостоящих производств, обладает следующими специфическими особенностями:

- объект производства (ЛА) - сложная техническая система. Количество деталей, выполненных различными технологическими процессами и из различных материалов в конструкции планера современного ЛА (не считая крепежных деталей) составляет сотни тысяч единиц. Так, в конструкции планера самолета Ил-86 только из металлических материалов методом отливки изготавливается около 5000 деталей, около 12500 деталей получены из горячештампованных заготовок, более 59600 деталей из профилей и 2400 деталей из труб изготовлены методами холодной штамповки. Более 1 млн. 480 тыс. заклепок различного типа и около 153 тыс. болтов соединяют эти детали.

Современный ЛА насыщен различными приборами, механизмами, бортовыми системами, представляющими собой сложные технические комплексы автоматического и полуавтоматического действия, которые также являются весьма сложными объектами производства. Так, электросеть самолета Ил-86 включает в себя более 1800 электрических соединителей, более 450 электрожгутов с общей длиной проводов около 800 км;

- обеспечение высокой эффективности ЛА требует создания, освоения и применения широкой номенклатуры дорогостоящих и труднообрабатываемых материалов;

- сложность пространственных форм ЛА, высокие требования, предъявляемые к обводам ЛА, многообразие систем, работающих на различных физических принципах, требуют применения огромного (до нескольких тысяч) количества разнообразных технологических процессов, оснащения производства разнообразным очень точным и дорогостоящим оборудованием, привлечения к производству ЛА большого количества высококвалифицированных специалистов различных специальностей;

- широко разветвленная кооперация (от лат. cooperatio - сотрудничество, от со (sit) - совместно и opus (opens) - работа, труд) предприятий (их число достигает десятков тысяч), работающих на конечный объект производства - ЛА, требует применения прогрессивных форм управления производством с широким использованием вычислительной техники.

### **8.1 Основные этапы изготовления летательных аппаратов**

В процессе проектирования и изготовления ЛА все его агрегаты и системы делят на законченные в конструктивном и технологическом смысле части. Принципиальная схема изготовления планера вертолета представлена на рис. 8.1.

**Деталь** - первичная монолитная часть вертолета - получается из исходных материалов, полуфабрикатов и заготовок в результате различных технологических процессов.

**Узел** - часть отсека агрегата или вертолета - получается в результате сборки из деталей при помощи различных крепежных изделий (заклепки, болты, припой, клеи и т. д.) различными технологическими процессами (клепка, сварка, склейка и т. д.).



Рис. 8.1.- Принципиальная схема изготовления планера вертолета

**Агрегат** - наиболее крупная часть планера вертолета (фюзеляж, лопасть, крыло, стойка шасси и т. д.), законченная в конструктивном и технологическом отношении.

**Отсек** - наиболее крупная часть агрегата (носовая, центральная, хвостовая часть фюзеляжа, лопасти и т. д.).

Метод деления планера ЛА на части определяет и деление общего процесса изготовления ЛА на относительно самостоятельные технологические процессы. Так, процесс изготовления агрегата можно рассматривать как самостоятельный, включающий в себя процессы изготовления составляющих его деталей и узлов и процессы сборки, монтажа, регулировки и испытания агрегата.

Бортовые системы, аналогично конструкции планера ЛА, разделяют в процессе производства на отдельные самостоятельные конструктивно-технологические единицы.

Таким образом, технологический процесс изготовления ЛА представляет собой сложный комплекс взаимодействий исполнителей и оборудования по преобразованию исходных материалов в ЛА, включающий в себя процессы (этапы) изготовления деталей, их сборки и монтажа, испытания и регулирования. Принципиальная схема, приведенная на рис. 8.1., отражает не только процесс изготовления планера, но и процесс изготовления любой системы и вертолета в целом.

На этапе общей сборки стыкуются агрегаты планера ЛА, ведется монтаж силовых установок, отдельных функциональных систем и коммуникаций, соединяющих системы между собой. Изготовление ЛА завершается комплексом регулировочно-испытательных работ, отработкой всех систем ЛА на функционирование с целью получения соответствующих ТЗ выходных параметров ЛА в целом и всех его систем. Регулировочно-испытательные работы проводятся или в цехе окончательной сборки ЛА, или на специально оборудованной контрольно-испытательной станции (КИС). По окончании этих работ производится приемка-сдача ЛА и оформление соответствующих документов.

Для многоразовых ЛА (самолетов, вертолетов) перед приемкой-сдачей серийного ЛА проводятся регулировочно-испытательные работы на лётно-испытательной станции (ЛИС), включающие испытательные полеты ЛА с заводским экипажем и полет с экипажем заказчика.

## **8.2. Производство авиационного предприятия и субподрядчики**

Сложность современного ЛА, исключительное многообразие материалов, полуфабрикатов, заготовок, технологических процессов их переработки, большое количество приборов и агрегатов для различных систем ЛА, повышенные требования к надежности не только планера и силовой установки ЛА, но и всех компонентов бортового оборудования обусловили необходимость специализации предприятий и, как следствие, их кооперирования при производстве ЛА.

Специализация, т. е. сосредоточение на отдельном предприятии производства однородной по номенклатуре или по технологическим процессам продукции, позволяет существенно повысить качество продукции за счет высокого уровня механизации и автоматизации производства, применения специализированной технологической оснастки и оборудования. Специализированные предприятия, располагающие высококвалифицированными инженерными и рабочими кадрами, имеют большие возможности для разработки и внедрения в производство новых высокоэффективных гибких технологических процессов и оборудования - многономенклатурных переналаживаемых автоматических линий с управляемыми ЭВМ производственными автоматами. Гибкость специализированного производства позволяет эффективно и в короткий срок

обеспечить выпуск необходимой партии отличающихся друг от друга изделий и таким образом вести модернизацию объекта производства в соответствии с требованиями заказчика.

Современное предприятие, производящее ЛА, кооперируется с множеством субподрядчиков (предприятий-смежников), поставляющих ему стандартные крепежные детали, отливки, поковки, прокат и т. п. для производства планера ЛА, двигателя, приборы и агрегаты для пилотажно-навигационных, электрических, гидравлических и других систем.

Естественным результатом развития авиационного предприятия является превращение его в специализированный сборочный комплекс (головное, ведущее предприятие), производящий общую сборку ЛА из крупных блоков (отсеков, агрегатов), выполненных с большой степенью готовности на субподрядных (ведомых) предприятиях, специализирующихся на производстве (сборке) отсеков (например, фюзеляжа вертолета) с проведением всего комплекса работ по монтажу, регулировке и испытаниям отсека.

При такой организации авиационного производства, направленной на повышение эффективности ЛА, особое значение приобретает технологическая подготовка производства (ТПП) – комплекс конструкторских, технологических и организационно-экономических мероприятий, обеспечивающий полную готовность предприятия к производству изделия в соответствии с выбранными в процессе проектирования технико-экономическими показателями.

Возможность применения в производстве прогрессивных технологических процессов и методов ТПП полностью определяется уровнем конструкторских разработок, однако по мере повышения требований к конструкции ЛА роль технологических способов изготовления, сборки и испытаний значительно возрастает. В этой ситуации большое внимание следует уделить повышению уровня технической оснащенности, выбору наиболее рациональных форм организации производства, координации работ всех предприятий, участвующих в проектировании и производстве ЛА.

### **8.3. Стандартизация и унификация в авиационном производстве**

Одним из основных путей, позволяющих обеспечить высокую эффективность ЛА, является использование на всех этапах его создания всего лучшего, что было достигнуто в созданных ранее ЛА. Это касается не только методов проектирования и производства, но и отдельных конструктивно-технологических решений. Первый шаг в этом направлении - конструктивная и технологическая преемственность, т. е. наделение нового изделия такими свойствами, которые определяют возможность применения в нем составных частей (деталей, узлов, агрегатов и т. д.) и технологических процессов, показавших высокие качества в ранее разработанных изделиях. Следующий шаг - обязательное применение в новом изделии определенных конструктивно-технологических решений, т. е. их стандартизация (от англ.

standard - норма, образец, мерило), и, наконец, унификация (от лат. unus - один и facio - делаю) - рациональное сокращение в изделии числа объектов одинакового функционального назначения.

По мере развития техники стандартизации и унификации подвергались вначале простейшие (болты, заклепки, подшипники и т.п.), а затем все более сложные (элементы трубопроводов, электрожгутов и т.п.) элементы конструкции. В настоящее время объектами стандартизации и унификации являются целые агрегаты (например, катапультные кресла) и системы.

Нормализуются компоновочные решения (например, кабина экипажа), методы изготовления и испытания систем, наземная техника и т. д.

Стандартизация и унификация в производстве позволяет комплексно управлять качеством продукции на всех стадиях ее разработки, изготовления и эксплуатации, ускорять разработку новой техники.

На ОАО «Роствертол» принята и действует «Система менеджмента качества» (ранее «Комплексная система управления качеством продукции» КС УПК), целью которой является обеспечение заданного уровня качества, установление и поддержание его с учетом научно-технического прогресса и требований потребителя в течение всего жизненного цикла изделия.

Система менеджмента качества базируется на комплексе стандартов предприятия (СТП), разработанных в соответствии с требованиями НТД международных стандартов ИСО серии 9000-2000 и охватывающих все стадии производственной деятельности предприятия, а именно:

- стадию постановки на производство;
- стадию производства;
- стадию эксплуатации.

Следует, однако, отметить, что требования конструктивной и технологической преемственности, стандартизации и унификации, имеющиеся на предприятиях справочники по разработанным ранее конструкциям, рекомендуемым для новых изделий в качестве типовых конструкторских решений (ТКР), в определенной мере являются психологическим фактором, сдерживающим поиск новых конструктивно-компоновочных решений.

#### **8.4. Некоторые технологические аспекты проектирования летательных аппаратов**

При оценке проектной эффективности ЛА на ранних стадиях проектирования ведется анализ и оценка объема выпуска (серийности), продолжительности цикла изготовления ЛА и издержек производства. Проектировщик должен найти разумный компромисс между проектно-конструкторскими решениями, основанными на использовании новейших материалов и технологических процессов (требующих значительных временных и материальных затрат при технологической подготовке производства, но дающих увеличение эффективности ЛА), и решениями, базирующимися на использовании ранее освоенных в серии материалов и

процессов, т. е. определить степень технологической преэминентности конструкции.

Рациональное конструктивно-технологическое членение ЛА (разделение его в процессе проектирования и изготовления конструкции на агрегаты, и схема технологических разъемов агрегатов на узлы и детали определяются на основе технико-экономического расчета с учетом условий производства и существенным образом влияют на издержки производства и эффективность вертолета в процессе эксплуатации, поскольку каждый конструктивно-технологический и технологический разъем, с одной стороны, увеличивает массу вертолета, а с другой - повышает производственную технологичность изделия.

Производственная технологичность - совокупность свойств ЛА, определяющих его приспособленность к конкретным условиям производства и позволяющих получить требуемую эффективность (качество) ЛА при минимальных временных и материальных затратах.

Таким образом, уже на начальных стадиях «внутреннего» проектирования необходимо учитывать производственно-технологические возможности разнообразного сложного и дорогого оборудования на опытных и серийных заводах и заводах-субподрядчиках.

По мере детализации проекта ЛА в процессе проектирования совместными усилиями работников ОКБ, НИИ и заводов прорабатываются мероприятия, направленные на повышение производственной технологичности всех агрегатов, систем, узлов и деталей ЛА, что позволяет подтвердить заложенные в проект параметры и характеристики при эксплуатации ЛА.

## **8.5. Структура производства на ОАО «Роствертол»**

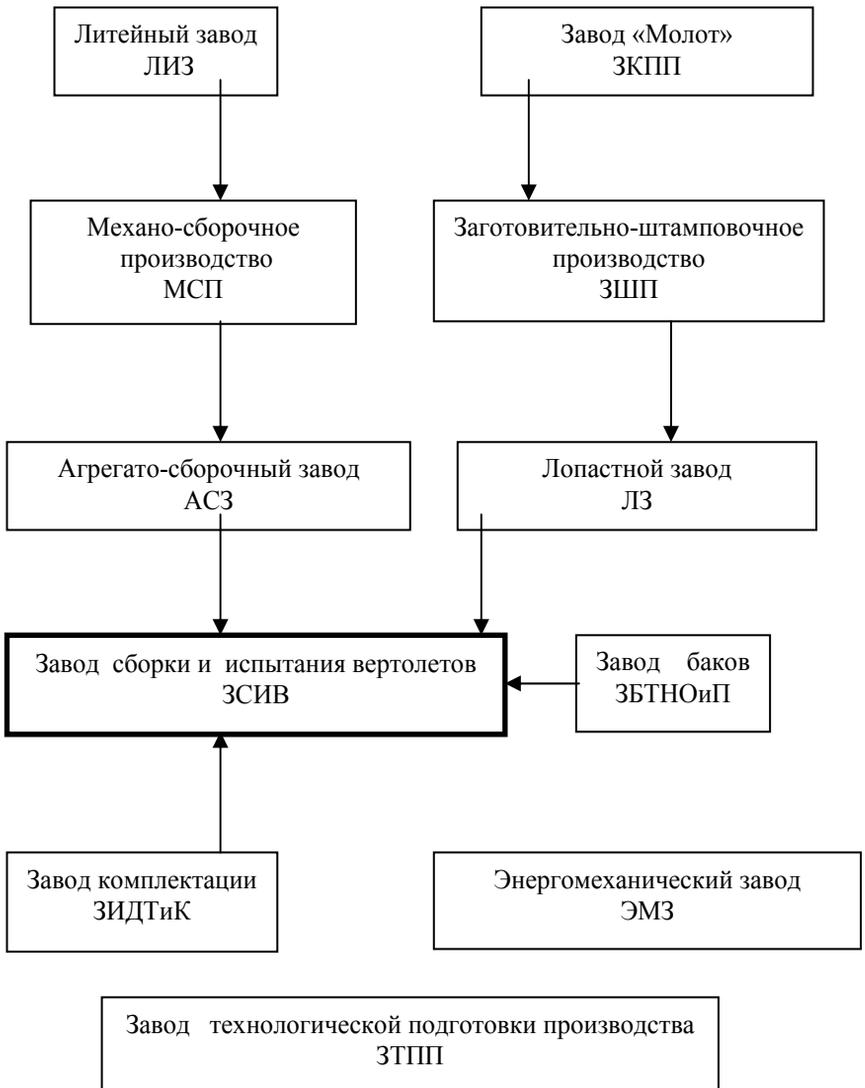
Ростовский вертолетный производственный комплекс - открытое акционерное общество «Роствертол» представляет собой группу самофинансируемых производств (СФП) - отдельных заводов с соответствующей инфраструктурой. Укрупненная структура производства приведена на схеме (рис. 8.2.).

Литейный завод (ЛИЗ), завод кузнечно-прессового производства (завод «Молот») и заготовительно-штамповочное производство (ЗШП) входят в группу заводов обеспечения основного производства заготовками.

В цехах механо-сборочного производства (МСП) выполняется механическая обработка деталей и сборка подузлов и узлов ЛА.

Цехи агрегатно-сборочного завода (АСЗ) осуществляют сборку агрегатов из поданных узлов и деталей, а также сборку планеров всех типов выпускаемых ОАО вертолетов.

### СТРУКТУРА ПРОИЗВОДСТВА ОАО «Роствертол»



Из АСЗ планеры передаются в цех окончательной сборки завода сборки и испытания вертолетов (ЗСИВ), где производится монтаж комплектующих изделий и агрегатов всех систем вертолета, поступающих по кооперации от заводов-поставщиков. На этот же завод работают цехи лопастного завода (ЛЗ), выпускающего различные типы лопастей, завод баков, трубопроводов, наземного оборудования и покрытий (ЗБТНОиП) и завод изделий из древесины, текстиля, комплектации и упаковки готовой продукции (ЗИДТиК). В состав ЗСИВ входят также контрольно-испытательный цех и лётно-испытательная станция.

Энергомеханический завод обеспечивает перечисленные заводы энергоносителями: электроэнергией, газом, паром, холодной и горячей водой, сжатым воздухом, азотом, кислородом, углекислым газом и др.

Завод технологической подготовки производства (ЗТПП) обеспечивает все заводы и производства оборудованием и технологической оснасткой.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Всемирная история авиации (Всемирная история).Соболева Г.А., Рычкова Ю.В. - М: Вече, 2002.

С.М.Егер, А.М.Матвиенко, И.А.Шаталов. Основы авиационной техники: Учебник (Под ред. И.А.Шаталова) -М: Машиностроение, 2003.

Изаксон А.М. Советское вертолетостроение. -М: Машиностроение, 1981.

Шунков В.Н. Боевые вертолеты.- Мн.: Харвест, 1999.

Развитие самолетов мира/ Р.И.Виноградов, А.Н.Пономарев, -М: Машиностроение, 1991.

Военная авиация. Иллюстрированный авиационный справочник на компакт-диске. Издательство «Media 2000».

**ОГЛАВЛЕНИЕ**

ЛЕКЦИЯ №1	2
Введение	2
1.1. История воздухоплавания	2
1.2. Первые попытки летания в России	7
ЛЕКЦИЯ №2	10
2.1. Летательные аппараты легче воздуха	10
2.2. Аэростаты	11
2.3. Дирижабли	14
ЛЕКЦИЯ №3	17
3.1. Летательные аппараты тяжелее воздуха	17
3.2. Развитие военной авиации	24
3.3. Гражданская авиация	26
ЛЕКЦИЯ №4	27
4.1. Вертолеты	27
4.2. Развитие космонавтики и аэронавтики	42
ЛЕКЦИЯ №5	43
5.1. Классификация принципов полета	43
5.2. Реализация ракетодинамического и баллистического принципов полета	46
5.3. Реализация аэростатического принципа полета	47
5.4. Реализация аэродинамического принципа полета	49
5.5. Летательные аппараты, реализующие несколько принципов полета	52
5.6. Крылатый летательный аппарат в космическом пространстве	53
ЛЕКЦИЯ №6	57
6.1. Основные понятия и законы аэродинамики	57
6.2. Физическая природа аэродинамических сил	60
6.3. Подъемная сила	60
6.4. Лобовое сопротивление	61
6.5. Основы теории воздушного винта	62
6.6. Основные понятия динамики полета самолета	71
6.7. Взлет и посадка	73
6.8. Боевые маневры: вираж, горка, пикирование, петля Нестерова, полупетля, переворот, боевой разворот	75
6.9. Взлет и посадка вертолета	77
6.10. Понятие об устойчивости и управляемости вертолета	78
ЛЕКЦИЯ №7	78
7.1. Общее устройство вертолетов	78
7.2. Основные системы вертолетов	82
7.3. Общие сведения о реактивных двигателях	85
7.3.1. Понятие о реактивном двигателе и реактивном движении	85
7.3.2. Классификация и основные параметры реактивных	87

## двигателей

Лекция №8	91
8.1. Основные этапы изготовления летательных аппаратов	92
8.2. Производство авиационного предприятия и субподрядчики	94
8.3. Стандартизация и унификация в авиационном производстве	95
8.4. Некоторые технологические аспекты проектирования летатель-ных аппаратов	96
8.5. Структура производства на ОАО «Роствертол»	97
Список литературы	100
Оглавление	101
Приложение А	103
Приложение Б (справочное)	104

**Приложение А**

**ПРОГРАММА**  
теоретического курса  
«Введение в авиационную технику и технологию»

Тема лекционного занятия	Количество часов
Предмет дисциплины. Структура курса «Введение в авиационную технику и технологию». История воздухоплавания. От воздушного змея - к планеру.	2
Летательные аппараты легче воздуха. Неуправляемые воздушные шары. Управляемые аэростаты. Дирижабли.	2
Летательные аппараты тяжелее воздуха. Махолеты. Самолеты. Развитие военной авиации. Гражданская авиация.	2
Вертолеты. Автожиры. Винтокрылы. Гибридные аппараты. Развитие космонавтики и аэронавтики.	2
Принципы полета и классификация летательных аппаратов.	2
Основы аэродинамики. Основы теории воздушного винта и динамики полета.	2
Общее устройство вертолетов. Основные системы вертолетов. Устройство авиационных двигателей.	2
Основы производства летательных аппаратов.	2
Итого:	16

## Приложение Б

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

для зачетного занятия студентов кафедры «Авиастроение»  
по дисциплине «Введение в авиационную технику и технологию»

Что изучает дисциплина «Введение в авиационную технику и технологию»?

Что называется воздушным змеем?

Кто стоял у истоков создания первых планеров?

В чем заключаются отличительные особенности планера конструкции Отто Лилиенталя?

Какой вклад внес М.В.Ломоносов в зарождение авиации в России?

Каковы основные отличия дирижабля от аэростата и воздушного шара?

Что из себя представляет махолет?

В чем заключаются особенности конструкции монопланов и бипланов? Их преимущества и недостатки.

Каково устройство первого самолета братьев Райт?

Дайте определение вертолета и его назначения.

В чем особенности конструкции автожира?

Винтокрыл, как синтез самолета и вертолета.

Каковы отличительные особенности вертолетов конструкции КБ Н.И.Камова?

Какие вертолеты были разработаны в КБ М.Л.Миля?

Охарактеризуйте модели, выпускаемые на ОАО «Роствертол».

Какая сила называется подъемной?

Приведите классификацию принципов полета.

Как делятся летательные аппараты (ЛА) по принципу полета?

Как реализуется ракетодинамический принцип полета?

Как реализуется баллистический принцип полета?

Как определяется подъемная сила аэростатических ЛА?

В чем сущность аэродинамического принципа полета?

Каковы особенности полета планера?

За счет чего совершает полет самолет? Какая ему необходима для этого сила тяги?

Какие силы, действуют на вертолет в полете?

Приведите примеры ЛА, реализующих несколько принципов полета.

Какие существуют системы, обеспечивающие полет крылатых ЛА в космическом пространстве?

Охарактеризуйте основные геометрические характеристики крыла (лопасти).

Как формулируется уравнение постоянства расхода?

Как формулируется уравнение энергии (уравнение Бернулли)?

- Какие силы действуют на тело, помещенное в воздушный поток?
- Как определяется полная аэродинамическая сила, подъемная сила?.
- Как определяется величина лобового сопротивления?
- Что такое аэродинамическое качество?
- На каком принципе основана работа воздушного винта?
- Что такое теоретический шаг винта?

В чем заключаются особенности работы несущего винта (НВ) вертолета в условиях осевой и косой обдувки?

Для чего применяется шарнирное крепление лопастей НВ?

Что такое угол отставания лопасти?

Что такое угол конусности?

Что происходит при изменении общего шага НВ?

Для чего необходимо изменение циклического шага НВ?

Сформулируйте назначение автомата-перекоса.

Назовите основные элементы конструкции и принцип работы автомата-перекоса.

Какую функцию выполняет рулевой винт вертолета?

Каким образом уравнивается реактивный крутящий момент НВ?

Что такое авторотация?

Какими углами определяется положение самолета в пространстве?

Охарактеризуйте этапы взлета и посадки самолета и основные боевые маневры.

В чем заключаются особенности взлета и посадки вертолета?

Сформулируйте назначение и опишите конструкцию вертолета Ми-24.

Сформулируйте назначение и опишите конструкцию вертолета Ми-26.

Какие основные бортовые системы существуют на вертолете?

Что входит в состав авиационной силовой установки?

Что из себя представляет реактивный двигатель? В чем различие двигателей с прямой и непрямой реакцией?

Приведите классификацию реактивных двигателей.

Какие основные элементы входят в конструктивную схему газотурбинного двигателя (ГТД)?

В чем особенность конструктивной схемы вертолетных ГТД?

Назовите основные этапы изготовления ЛА.

Что такое деталь?

Что такое узел?

Что такое агрегат?

Что такое отсек?

Чем характеризуется специализация в авиационном производстве?

Чем вызвана необходимость кооперации производителей ЛА?

Что такое технологическая подготовка производства?

Что такое конструктивная и технологическая преемственность?

Дайте определение стандартизации и унификации.

Что такое производственная технологичность?

## Приложение В

# ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТОВ СЕМЕЙСТВА МИ

### Вертолет Ми-1

Обозначение НАТО: HARE

Многоцелевой вертолет

В 1947 г. Михаил Леонтьевич Миль продолжил проектирование вертолета Ми-1, первоначально известного как ГМ-1, - первого вертолета традиционной схемы с одним несущим винтом. Он поднялся в воздух в сентябре 1948 г., а в 1951 г. был введен в эксплуатацию. Вертолет строился как для гражданского, так и для военного применения и имел в НАТО кодовое имя Hare (заяц). В 1956-57 гг. в Польше было начато производство этих вертолетов под обозначением SM-1. Общий серийный выпуск оценивается от 2500 до 3000 машин.

#### Модификации вертолета:

**Ми-1** - стандартный вариант с одним пилотом и тремя пассажирами.

**Ми-1 Москвич** - доработанный вариант; позднее наименование "Москвич" было отброшено.

**Ми-1НХ** - вариант вертолета общего хозяйственного назначения.

**Ми-1П** - вариант с поплавками.

**Ми-1Т** - последующий стандартный серийный вариант Ми-1 с одним пилотом и двумя пассажирами. Ми-1У - учебно-тренировочный вариант с двойным управлением.

Тактико-технические характеристики вертолета Ми-1:

Год принятия на вооружение	1951
Диаметр главного винта	14,35 м
Диаметр хвостового винта	2,50 м
Длина	12,10 м
Высота	3,30 м
Масса, кг	пустого 1880 кг
	нормальная взлетная 2470 кг
	максимальная взлетная 2550 кг
Внутреннее топливо	550 л
Тип двигателя	1 ПД Прогресс АИ-26В
Мощность	580 л.с.
Максимальная скорость	170 км/ч
Крейсерская скорость	145 км/ч
Практическая дальность	600 км
Боевой радиус действия	360 км
Скороподъемность	318 м/мин
Практический потолок	3000 м
Статический потолок	1220 м
Экипаж	1 чел

## Вертолет Ми-2

Обозначение НАТО: HOPLITE

Многоцелевой вертолет

В 1960 году ОКБ начало проектировать легкий вертолет на базе Ми-1 с двумя двигателями конструкции С.П.Изотова. Создание такого вертолета - **Ми-2**, было шагом вперед в развитии машин такого класса. Двухтурбинная схема для легких вертолетов, впервые примененная для Ми-2, получила в настоящее время общее признание. Он обладает значительными преимуществами перед Ми-1 как по грузоподъемности, так и по скорости. Эта машина как бы перешла по своим данным в класс Ми-4, оставаясь по размерам и взлетному весу в классе Ми-1.

Первые два опытных образца совершили первые полеты в сентябре и декабре 1961г. Серийное производство началось в 1965г. в Польше на заводе PZL Swidnik (польское обозначение **SM-2**) и продолжалось до 1992г. Всего было построено более 5250 вертолетов.

В состав оборудования вертолета входят - СВ и КВ радиостанции, СПУ, радиовысотомер, радиоконпас, гирокомпас. На ряде военных вариантов - приемники предупреждения о радиолокационном облучении. На транспортно-грузовом варианте - лебедка грузоподъемностью 260 кг, на сельскохозяйственном - два бункера по 600 л для жидких или твердых химикатов и штанга опрыскивателя длиной 14 м со 128 соплами, на варианте для контроля окружающей среды - тепловизионная аппаратура фирмы АГА. На учебно-тренировочном варианте установлен второй комплект органов управления.

### Модификации вертолетов:

**Ми-2** - первая серийная модификация.

**Ми-2М** - улучшенная военная модификация, с новой электроникой, с системой установки дымовых завес и возможностью установки УР 9М32 Стрела 2.

**Ми-2РМ** - морская версия Ми-2Б.

**Ми-2УРН** - вертолет разведки огневой поддержки с ПУ Марс 2 (16х55-мм НУР) и 12.7-мм пулеметом.

**Ми-2УРП** - противотанковая версия с 4 ПТУР 9М14М Малютка. На последних версиях возможна установка УР 9М32 Стрела 2.

**Ми-2УС** - вертолет огневой поддержки с 1 23-мм пушкой НС-23КМ, 2 7.62-мм пулемета установленных под пилонами и 2 7.62-мм пулеметами ПК в двери кабины

Тактико-технические характеристики вертолета Ми-2:

Год	принятия	на	вооружение	-	1965
Диаметр	главного	винта	-	14,50	м

Ю.Б.Рубцов	Введение в авиационную технику и технологию				Б.Н.Слюсарь
Диаметр	хвостового	винта	-	2,70	м
Длина	-		11,40		м
Высота	-		3,75		м
Масса,					кг
-	пустого		-		2400
-	нормальная	взлетная		-	3550
-	максимальная	взлетная		-	3700
Внутренние	топливо	-	600	+	475
Тип двигателя	-	2	ГТД	Климов	ГТД-350
Мощность	-	2	х	405	л.с.
Максимальная	скорость	-		210	км/ч
Крейсерская	скорость	-		200	км/ч
Практическая	дальность	-		797	км
Боевой	радиус	действия	-	440	км
Продолжительность			полета,		ч.мин
-	с	стандартным	топливом	-	2,45
-	с	максимальным	топливом	-	5,00
Скороподъемность		-	270		м/мин
Практический	потолок	-		4000	м
Статический	потолок	-		2000	м
Экипаж - 1 чел					

Полезная нагрузка: 10 пассажиров или 4 носилки с сопровождающим или 700 кг груза в кабине или 800 кг груза на крюке.

Вертолет	Ми-6
Обозначение	НАТО: НООК
Многоцелевой транспортный вертолет	

Вертолет Миль **Ми-6** (в отчетах НАТО Hook (крюк, багор), совершил первый полет в сентябре 1957г. и был в то время самым большим вертолетом в мире. Его максимальная полезная нагрузка превышала общий вес вертолета Sikorsky S-64A, который появился десятью годами позже. В 1960 г. Ми-6 стал первым в СССР вертолетом с газотурбинными двигателями, запущенным в серийное производство. Вертолет имел традиционную конфигурацию, был оснащен двумя легкоъемными крыльями небольшого размаха, которые на 20% разгружали несущий винт в крейсерском полете.

Во время подъема тяжелых грузов эти крылья удалялись, чтобы обеспечить увеличение полезной нагрузки. Ми-6 установил в 1962 г. не менее 14 рекордов скорости и высоты с полезной нагрузкой, утвержденных Международной федерацией авиации (FAI); четыре из них оставались непревзойденными до 1983 г. Главным серийным вариантом являлся Ми-6А, программа выпуска которого к моменту окончания производства в 1981 г. составила 800 экземпляров. Вертолеты Ми-6 экспортировались в Алжир,

Египет, Эфиопию, Ирак, Сирию, Вьетнам и Перу. Ми-6 также широко эксплуатировался Аэрофлотом в гражданском строительстве и как универсальный тяжелый транспорт.

Навигационное оборудование и трехканальный автопилот позволяют производить полеты днем и ночью в сложных метеорологических условиях. Установлены также УКВ и КВ радиостанции, СПУ, радиовысотомер, радиокompас, приемник маркерного маяка. Система управления грузовыми створками и трапами грузовой кабины гидравлическая.

Существовали следующие варианты вертолета:

- базовый военно-транспортный вариант **Ми-6А**, способный перевозить 70 экипированных солдат или 65-90 гражданских пассажиров; при использовании в качестве санитарного в нем размещались носилки (41) и два медицинских работника; в противопожарном варианте оснащался оборудованием для сброса воды; как грузовой мог перевозить внутри до 12000 кг (26455 фунтов) полезной нагрузки;

- военный вариант штабного вертолета **Ми-6Б**;

- усовершенствованный военный вариант, обозначенный **Ми-22** и узнаваемый по дополнительным антеннам.

Тактико-технические характеристики вертолета Ми-6:

Год	принятия	на	вооружение	-	1960	
Диаметр	главного	винта	-	35,00	м	
Диаметр	хвостового	винта	-	6,30	м	
Длина	-		33,18		м	
Высота	-		9,86		м	
Масса,					кг	
-	пустого		-		27240	
-	нормальная	взлетная	-		40500	
-	максимальная	взлетная	-		42500	
Внутренние	топливо	-	6315	+	опционально 3490	кг
Тип двигателя	-	2 ГТД ПНПП	Авиадвигатель	(Соловьев)	Д-25В (ТВ-2БМ)	
Мощность	-	2	х	5575	л.с.	
Максимальная	скорость		-	300	км/ч	
Крейсерская	скорость		-	250	км/ч	
Практическая	дальность		-	1450	км	
Дальность	действия		-	620-1000	км	
Скороподъемность		-		310	м/мин	
Практический	потолок		-	4500	м	
Статический	потолок		-	2500	м	

Экипаж - 5 чел

Полезная нагрузка: 90 пассажиров или 70 солдат или 41 носилок и 2 сопровождающих или 12000 кг груза в кабине или 9000 кг на подвеске.

Вооружение (опционально): 1 12.7-мм пулемет.

Вертолет		Ми-8
Обозначение	НАТО:	НIP
Многоцелевой транспортный вертолет		

Первый вариант вертолета **Ми-8** с четырехлопастным несущим винтом был испытан в 1962 году. В октябре 1963 года начал проходить испытания второй вариант с пятилопастным несущим винтом, который в конце 1965 года был принят в серийное производство. Ми-8 превосходит вертолет Ми-4 по максимальной грузоподъемности в 2,5 раза и по скорости в 1,4 раза. Трансмиссия вертолета Ми-8 аналогична вертолету Ми-4. Лопасты несущего винта цельнометаллические. Они состоят из полого лонжерона, спрессованного из алюминиевого сплава. Все лопасти несущего винта оснащены пневматической сигнализацией повреждения лонжерона. В системе управления используются мощные гидроусилители.

Ми-8 оборудован противообледенительной системой, которая работает как в автоматическом, так и в ручном режимах. Система внешней подвески вертолета позволяет перевозить грузы массой до 3000 кг. При отказе одного из двигателей в полете другой двигатель автоматически выходит на повышенную мощность, при этом горизонтальный полет выполняется без снижения высоты. Ми-8 оборудован автопилотом, обеспечивающим стабилизацию крена, тангажа и рыскания, а также постоянную высоту полета. Навигационно-пилотажные приборы и радиосредства, которыми оснащён вертолет, позволяют совершать полеты в любое время суток и в сложных метеоусловиях.

Вертолет, в основном, используется в транспортном (Ми-8Т) и пассажирском вариантах. В пассажирском варианте Ми-8П оборудован для перевозки 28 пассажиров. По специальному заказу, в Казани, может быть изготовлен вариант с салоном "люкс", рассчитанный на семь пассажиров. Выполнены заказы для Б. Ельцина, Н. Назарбаева, М. Горбачева и других. Военный вариант Ми-8Т имеет пилоны для подвески вооружения (НУР, бомбы). Следующая военная модификация Ми-8ТВ имеет усиленные пилоны для подвески большого количества вооружения, а также пулеметную установку в носовой части кабины. За счет перестановки РВ на левую сторону была увеличена его эффективность.

Ми-8МТ - последняя модификация вертолета, которая явилась логическим завершением перехода от транспортного к транспортно-боевому вертолету. Установлены более современные двигатели ТВЗ-117 МТ с дополнительной газотурбинной установкой АИ-9В и пылезащитным устройством на входе в воздухозаборники. Для борьбы с ракетами типа "земля-воздух" имеются системы рассеивания горячих газов двигателей, отстрела ложных тепловых целей и генерации импульсных ИК-сигналов. В 1979-1988 гг. вертолет Ми-8МТ принимал участие в военном конфликте в Афганистане.

В состав оборудования входят - командные УКВ радиостанции Р-860 и Р-828, связные КВ радиостанции Р-842 и "Карат", самолетное переговорное устройство СПУ-7. Четырехканальный автопилот АП-34Б для автоматической стабилизации вертолета по тангажу, крену, курсу и высоте полета. Оборудование для полетов по приборам в СМУ днем и ночью, включающее два авиагоризонта АГБ-3К, два указателя частоты вращения НВ, комбинированную курсовую систему ГМК-1А, автоматический радиоконпас АРК-9 или АРК-У2, радиовысотомер РВ-3. На Ми-8Т имеется аппаратура речевых сообщений РИ-65 для оповещения экипажа об аварийных ситуациях в полете. На военных вариантах Ми-8МТ установлены станция ИК помех "Липа", экрановыхлопные устройства для подавления ИК излучения двигателей, контейнеры с ЛЦ, кабина экипажа бронирована. По желанию заказчика устанавливается система внешней подвески грузов и лебедка грузоподъемностью 150 кг.

## Модификации вертолета:

**Ми-8Т** (Нир-С) - основная военно-транспортная модификация.

**Ми-8ТВ** - модернизированная версия с усиленным вооружением.

**Ми-8ТВК** - экспортная версия Ми-8ТВ с 6 ПТУР Малютка.

**Ми-9** - летающий командный вертолет на базе Ми-8Т.

**Ми-8СМВ** - вертолет РЭБ и РЭР.

**Ми-8ППА** - модернизированный вариант Ми-8СМВ в роли связного вертолета и вертолета РЭР.

**Ми-8МТ** - транспортно-боевой вертолет на базе Ми-8ТВ (1991 г.).

Тактико-технические характеристики вертолета Ми-8:

Год	принятия	на	вооружение	-	1966
Диаметр	главного	винта	-	21,29	м
Диаметр	хвостового	винта	-	3,91	м
Длина	-		18,22		м
Высота	-		5,65		м
Масса,					кг
-	пустого		-		7260
-	нормальная	взлетная	-		11100
-	максимальная	взлетная	-		12200
Внутренние	топливо	-	1450	+	1420
Тип двигателя	-	2 ГТД	Климов	ТВ2-117А	(ТВ3-117МТ)
Мощность	-	2 х	1710 л.с.	(2 х	3065 л.с.)
Максимальная	скорость	-		260	км/ч
Крейсерская	скорость	-		225	км/ч
Практическая	дальность	-		1200	км
Дальность	действия	-		465	км

Практический	потолок	-	4500	м
Статический	потолок	-	1900	м

Экипаж - 2-3 чел

Полезная нагрузка: 28 пассажиров или 32 солдата или 12 носилок с сопровождающими или 4000 кг груза в кабине или 3000 кг на подвеске.

Вооружение: 1 7.62-мм или 12.7-мм пулемет. Боевая нагрузка - 1000 кг на 4 узлах подвески: 4 ПУ УВ-16-57 16x55-мм или УВ-32-57 32x57-мм, или 4 250-кг бомбы, или 6 ПТУР Малютка или 4 ПТУР М-17П Скорпион.

Вертолет			Ми-10
Обозначение		НАТО:	HARKE
Транспортный вертолет-кран			

Первый опытный вертолет-летающий кран В-10, построенный на базе вертолета Ми-6, совершил первый полет в июне 1960 г. В процессе испытаний было установлено, что вертолет может транспортировать грузы длиной до 20 м, высотой до 3.5 м, шириной до 5 м (при крестообразной форме груза - до 10 м), весом 12 т на расстояние до 250 км и весом 15 т - на более короткие расстояния. В 1965 году на специально подготовленном вертолете **Ми-10** с шасси от Ми-6 установлено два мировых рекорда: груз 25.1 т поднят на высоту 2840 м, а груз 5 т - на 7150 м. Серийно строился на заводе в Ростове.

**Ми-10К** - модификация вертолета Ми-10 с укороченным четырехопорным шасси и дополнительной подвесной кабиной в гондоле под носовой частью фюзеляжа с полным комплектом органов управления и сиденьем для летчика, обращенным назад. При проведении монтажных и погрузочно-разгрузочных работ один из летчиков переходит в подвесную кабину и садится лицом к грузу, получая возможность одновременно осуществлять управление вертолетом и наблюдать за грузом. "Экономия" на стойках позволила увеличить вес груза, перевозимого на внешней подвеске, до 11т, а нижний пост обеспечивал ювелирную точность монтажных операций. Первый полет вертолета Ми-10К состоялся в январе 1965г. Серийное производство вертолетов Ми-10 осуществлялось на Ростовском вертолетном заводе, где было построено 55 вертолетов, из них несколько вертолетов были поставлены за рубеж. Вертолеты Ми-10 и Ми-10К широко использовались для транспортных перевозок, при монтаже буровых установок в газонефтепромысловых районах Восточной Сибири и Крайнего Севера и для уникальных монтажных работ при строительстве и реконструкции промышленных предприятий, позволяя значительно сократить время работ и их стоимость. По оценкам ГосНИИГА себестоимость монтажных работ при использовании вертолета-крана Ми-10К была в 1.5 раза меньше, чем для Ми-6.

## Тактико-технические характеристики вертолета Ми-10:

Год	принятия	на	вооружение	-	1962
Диаметр	главного	винта	-	35,0	м
Диаметр	хвостового	винта	-	6,30	м
Длина	-		32,86		м
Высота	-		7,80		м
Масса,					кг
-	пустого		-		24680
-	максимальная	взлетная		-	43450
Тип двигателя	- 2	ГТД	Авиадвигатель	(Соловьев)	Д-25В
Мощность	-	2	х	5575	л.с.
Максимальная	скорость		-	235	км/ч
Крейсерская	скорость		-	220	км/ч
Практическая	дальность		-	795	км
Дальность	действия		-	250	км
Практический	потолок		-	3000	м
Статический	потолок		-	2200	м

Экипаж - 2-3 чел

Полезная нагрузка: до 12000 кг груза.

ОКБ	им.	Миля	Ми-24
Обозначение		НАТО:	HIND
Боевой вертолет поддержки			

Разработка вертолета Ми-24 началась в 1967 году. Первый полет опытного образца состоялся в 1969 году, а в 1971 году начался серийный выпуск этой машины. Вертолет Ми-24 имеет несколько модификаций: Ми-24Д (1976 год), Ми-24В и Ми-24П (1980 год). Эти боевые машины выпускались на вертолетных заводах в Арсеньеве и Ростове с 1971 года по 1991 год. Более чем за 20 лет было построено 2300 вертолетов, которые успешно эксплуатировались и поддерживали боевую мощь более 20 стран мира. В 1993 году на вооружении армии России состояло около 1500 различных модификаций этих машин. К 1992 году серийный выпуск Ми-24 прекращен, но вертолет еще не одно десятилетие будет оставаться в строю. Несущая система Ми-24 создана на базе вертолета Ми-8, но имеет множество особенностей конструкции: несущий винт меньшего диаметра, но большей удельной нагрузки, лопасти имеют стеклопластиковую обшивку, многие элементы конструкции выполнены из алюминиевого сплава. На вертолете установлено полностью убирающееся в полете трехстоечное шасси, двигатели оборудованы системой для уменьшения инфракрасного излучения, на воздухозаборники установлены пылезащитные устройства. В грузовой кабине могут разместиться до восьми десантников. Вертолет широко применялся во время войны в Афганистане, а также участвовал в боевых действиях между Ираком и Ираном в начале 1980-х гг. Ми-24 широко экспортировался и

продолжает поставляться во многие страны. К 1991г. было построено более 2300 машин. Рекорды Международной федерации авиации (FAI), установленные экспериментальным вариантом А-10 вертолета Ми-24, дают некоторое представление о его возможностях; так, например, 2 сентября 1978 г. вертолет достиг скорости 368,4 км/час.

В состав оборудования входят - оптико-электронная (ТВ для низких уровней освещенности) обзорно-прицельная система в правом и радиокমানная система наведения ракет в левом носовых подфюзеляжных обтекателях, пушечный прицел ПКВ или (на Ми-24В) ИЛС, приемник предупреждения о РЛ облучении, ИК система создания помех "Липа", система опознавания госпринадлежности, фотокинопулемет, контейнеры АСО-2 со 132 ЛЦ. Пилотажно-навигационное оборудование включает систему автоматического управления полетом САУ-В24-1 с автопилотом ВУАГ1-1 для автоматической стабилизации вертолета по крену, курсу, тангажу, барометрической высоте и скорости полета. Имеются также автоматические радиокманпасы АРК-15М и АРК-У2, доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-15Д, радиовысотомер РВ-5, комбинированная курсовая система "Гребень-1". В состав приборного оборудования входят командный пилотажный прибор ПКП-72М, указатель крена и тангажа УКТ-2, радиоманнитный индикатор РМИ-2. Связная аппаратура включает командные УКВ радиостанции Р-860, Р-863 и Р-828, связную КВ радиостанцию "Карат", самолетное переговорное устройство СПУ-8. Имеется бортовой регистратор САРПП-12, для оповещения экипажа об аварийных ситуациях в полете установлена аппаратура речевых сообщений РИ-65.

На Ми-24Д установлена кабина с тандемным расположением членов экипажа. Летчик находится в задней кабине и осуществляет управление вертолетом, а оператор — спереди и способен управлять системой вооружения. Фонари кабины выполнены из оргстекла с установкой системы герметизации и кондиционирования, позволяющей выполнять полеты в условиях радиационного и химического заражения. Вертолет Ми-24Д снабжен установкой УСПУ-24 с дистанционным управлением, оборудованной четырехствольным пулеметом ЯКБ-12,7 мм с боекомплектом 1400 патронов.

На Ми-24П установлена 30-мм двухствольная пушка ГШ-30 в правом фюзеляжном обтекателе или спаренная пушка калибра 23 мм в подвижной носовой установке. На внешних узлах подвешиваются 12 сверхзвуковых ПТУР "Штурм-В" или управляемые ракеты ближнего воздушного боя Р-60, блоки УБ-32-57 или УБ-20-57 с неуправляемыми авиационными ракетами С-5 (32\*57 мм или 20\*57) или блоки с НАР С-8 (80мм) или с НАР калибра 240 мм, пушечный контейнер УПК-23-250 с пушкой ГШ-23, контейнеры с пулеметами или гранатометами, до 1500 кг бомб. Вертолет оснащен оптико-электронной обзорно-прицельной системой, приемником предупреждения о радиолокационном облучении, системой инфракрасных помех "Липа" и системой опознавания госпринадлежности. На вертолете установлено пилотажно-навигационное оборудование, состоящее из системы

автоматического управления САУ-24-1 с автопилотом ВУ-АП-1 для автоматической стабилизации машины по курсу, крену и тангажу, высоте и скорости. Также имеются автоматические радиоконпасы АРК-15М и АРК-У2, доплеровский измеритель скорости и угла сноса ДИСС-15Д, радиовысотомер РВ-5, курсовая система "Гребень-1", УКВ-радиостанция Р-863, самолетное переговорное устройство СПУ-8, речевой информатор РИ-65 и бортовой регистратор полетных данных САРПП-12. На вертолетах Ми-24 в 1975 и 1978 годах был установлен ряд мировых рекордов. В вооруженных силах России вертолеты Ми-24 постепенно заменяются на более современные машины Ка-50, Ми-28 и Ка-52.

### Модификации вертолета:

**Ми-24** - кабина "верандой", вооружение: в носу - подвижная пулеметная установка НУВ-1 с пулеметом А-12,7, блоки НУРС С-5 и 4 ПТУР 9М17 противотанкового комплекса "Фаланга-М" (внешне - это такие маленькие, с довольно большим для такой ракеты крылом). Опытные машины.

**Ми-24А** - практически то же самое (немного удлиненна кабина), только в серии. Построено около 250 машин. Часть выпущена в учебном варианте **Ми-24У**. От боевого он отличался отсутствием носового пулемета, вместо которого в передней кабине летчика-инструктора были установлены полноценное пилотажно-навигационное оборудование и стандартные рычаги управления.

**Ми-24Б** - аналог Ми-24А, кроме вооружения - в носу стояла подвижная пулеметная установка УСПУ-24 с высокотемпным пулеметом ЯКБ-12,7. В серию не пошел из-за неудовлетворительного обзора из кабины.

**Ми-24В** - отдельные кабины, пулемет ЯКБ-12,7 и противотанковый комплекс "Штурм-В". Однако из-за неготовности комплекса, под который изначально создавался Ми-24, в серию пошел с комплексом "Фаланга-М" под названием **Ми-24Д** (с 1973 г. Всего до 1977 г. построили около 350 таких машин). Часть машин выпущена в варианте **Ми-24ДУ**, с кабиной инструктора вместо оператора). На экспорт Ми-24Д поставлялся под обозначением **Ми-25**. Собственно Ми-24В (в том варианте, в котором он был задуман т.е. с комплексом "Штурм-В": до 8 ракет в длинных цилиндрических контейнерах) пошел в серию с 1976 года (построено около 1000 машин, на экспорт шел под обозначением **Ми-35**).

Ми-24РХР - вариант (на основе Ми-24Д) радиохимической разведки с концевыми крыльевыми узлами для размещения средств радиационной / химической / бактериологической разведки и со снятыми оптико-прицельной и радиокমানдной системами в носовых обтекателях.

**Ми-24П** - аналог Ми-24В, но с неподвижно установленной с правого борта двухствольной пушкой ГШ-30 (два длинных ствола с коническими насадками на концах). Пулемет и его прицельный комплекс сняты, поскольку прицеливание осуществлялось самим вертолетом. В серии с 1981 года, построено 620 машин.

**Ми-24ВП** - то же, что и Ми-24В, но с подвижной установкой НППУ-23 с двухствольной пушкой ГШ-23Л вместо пулемета ЯКБ-12,7. В серии был с 1989 года.

**Ми-24БМТ** - минный тральщик на базе Ми-24А. Снято все вооружение, броня и крыло. Установлено траловое устройство и доп. топливный бак. Сделан в единственном экземпляре (1974 год), в серии не был.

**Ми-24Р** - разведчик химической и радиационной обстановки на базе Ми-24В. Оснащен контейнерами со спецоборудованием на подкрыльевых пилонах и дистанционно управляемым экскаватором для взятия проб грунта.

**Ми-24К** - разведывательно-корректировочный вертолет для сухопутных войск (также на базе Ми-24В). Построено примерно по полторы сотни Ми-24Р и Ми-24К.

**А-10** - специально облегченный бескрылый вариант Ми-24А для рекордных полетов (1975 год). В единственном экземпляре.

**Ми-24ПС** - милицейский патрульно-спасательный вертолет. Известно два варианта. Один - на базе Ми-24П и вооружен 30-мм неподвижной пушкой ГШ-30К. Оснащен системой спутниковой связи и комплексом связи, применяемым российским спецназом. Установлена поисковая фара ФПП-7, громкоговорители и гиросtabilизированный оптический комплекс. Кроме того, в носовой части фюзеляжа установлен метеолокатор. В грузовой кабине может транспортироваться штурмовая группа из шести человек. Для облегчения десантирования на фюзеляже вертолета установлены поручни, захваты и зацепы (одновременно по канатам могут опускаться на землю четыре человека), а также бортовая лебедка ЛПГ-4. Второй Ми-24ПС не оснащен метеолокатором и пулеметно-пушечным вооружением. Крыло меньшего размаха, под которым на пилонах крепятся два подвесных топливных бака. В носовой части фюзеляжа машины в подвижном шарообразном контейнере установлен тепловизор, служащий для поиска объектов ночью. Имеются мощные громкоговорители.

**Ми-24ВМ** - проект модернизации существующих Ми-24ВП с новым РЭО, комплексом вооружения "Атака-В" + возможностью подвески ракет класса "воздух-воздух" комплекса "Игла-В", рулевым винтом по типу Ми-28 и рядом доработок по плану.

Ми-24Л - вариант с отрицательным поперечным V крыла, на концах которого расположены пилоны для подвески ракет, и с размещением (на

вертолетах позднего выпуска) рулевого винта слева по борту (вместо прежнего правого размещения).

Ми-25 - экспортный вариант вертолета Ми-24Д.

Ми-35 - экспортный вариант Ми-24В.

Ми-35П - экспортный вариант Ми-24Д.

Основные тактико-технические характеристики Ми-24Д:

Год	принятия	на	вооружение	(Ми-24Д)	-	1973			
Диаметр	главного	винта		-	17,3	м			
Диаметр	хвостового	винта		-	3,91	м			
Длина		-		17,51		м			
Высота		-		6,5		м			
Масса,						кг			
-		пустого		-		8200			
-		нормальная	взлетная	-		11200			
-		максимальная	взлетная	-		12000			
Внутренние	топливо	-	1500	кг	+	1000	опционально		
ПТБ	-	1200	(4	х	500	л)			
Тип	двигателя	-	2	х	ГТД	Климов	ТВ3-117		
Мощность	-	2	х	1620	кВт	(2	х	2220	л.с.)
Максимальная		скорость		-		335	км/ч		
Крейсерская		скорость		-		270	км/ч		
Практическая		дальность		-		1000	км		
Дальность		действия		-		224	км		
Скороподъемность			-			750	м/мин		
Практический		потолок		-		4500	м		
Стагический		потолок		-		1500	м		
Экипаж	-	2	+	1	(опционально)		чел.		

Полезная нагрузка: до 8 солдат или 4 носилок

Вооружение: 1 х 12,7-мм пулемет или 1 х 12,7-мм четырехствольный пулемет ЯкБ-12,7 или 23-мм двухствольная пушка ГШ-23Л или 30-мм пушка ГШ-30. Боевая нагрузка - до 2400 кг на 6 узлах подвески: 4 ПУ УВ-32-57 32х55-мм НУР С-5 или 2 ПУ УБ-20-8 20х80-мм С-8 НУР, и 4 ПТУР М-17П Скорпион. или 12 ПТУР Штурм-В или УР "воздух-воздух" Р-60, или ПУ УВ-20-57 20х55-мм НУР С-5 или 240-мм НУР, или контейнеры УПК-23-250 с 23-мм пушкой ГШ-23Л и 250 патронами, контейнеры с пулеметами или 30-мм гранатометами, или 1500 кг бомб малого калибра в том числе кластерные, напалмовые, дымовые. Возможно установка поставщика мин ПФМ-1.

Вертолет	Ми-26
Обозначение	НАТО: HALO
Тяжелый военно-транспортный вертолет	

Если не считать опытных экземпляров В-12, Миль Ми-26 "Хало" ("Halo" - ореол, сияние) является самым тяжелым летающим вертолетом в мире. Он появился в начале 1970-х гг. и первоначально разрабатывался для обеспечения

Аэрофлота машинами, способными перевозить грузы в необжитые регионы страны. Проектирование вертолета большой грузоподъемности потребовало создания совершенно нового несущего винта и системы трансмиссии. Первый парящий полет опытный экземпляр В-26 совершил 14 декабря 1977 г. Его общая внешняя компоновка была аналогична вертолету Миль Ми-6 большой грузоподъемности; несущий винт был меньшего диаметра, но с восемью лопастями; силовая установка имела вдвое большую мощность, что позволило увеличить полезную нагрузку на 66% по сравнению с вертолетом Ми-6. Это было продемонстрировано 3 февраля 1982 г., когда в числе прочих рекордов новый аппарат поднял общий вес (вертолет плюс полезная нагрузка) 56768,8 кг (121153,8 фунта) на высоту 2000 м (6560 футов). Доводка вертолета "Хало" завершилась в 1983 г.; к 1985 году аппарат был введен в гражданскую и военную эксплуатацию.

Анализ новых и перспективных образцов вооружения Сухопутных войск показал, что 80-90 % грузов и боевой техники мотострелковой дивизии нужно перевозить вертолетами.

Ми-26 имеет восьмилопастной несущий и пятилопастной рулевой винты. На вертолете обеспечен высокий уровень весового совершенства агрегатов несущей системы. Лопасты несущего винта имеют стальной лонжерон, стеклопластиковый каркас и специальный бумажный наполнитель. Такая лопасть имеет массу 375 кг (Ми-6 - 705 кг). Для защиты от эрозионного износа передних кромок лопастей впервые применены титановые противоабразивные оковки.

С целью увеличения аэродинамических характеристик несущего винта на режиме висения сечение лопасти по ее радиусу имеет разный профиль. В корневых сечениях - НАСА-230, в средних - МО ( $r=0.5...0.9$ ), в концевых - СВ ( $r>0.9$ ). Такая аэродинамическая компоновка лопасти позволила увеличить силу тяги несущего винта на режиме висения на 15 кН. В конструкции втулки несущего винта использован титан ВТЗ-1, что позволяет снизить вес втулки по сравнению с Ми-6 на 15%. Тяжелая планетарная схема главного редуктора заменена 3-ступенчатой многопоточной схемой.

В конструкции фюзеляжа использованы композиционный материал (специальный сплав, который на 26% легче традиционных алюминиевых сплавов), оптимальное соотношение шага стрингеров и толщины обшивки, особая форма кабины, новая силовая схема крепления хвостовой балки.

Высокая экономичность вертолета достигнута путем его аэродинамического совершенства и установкой новейшего двигателя Д-136, который по весовым характеристикам соответствует лучшим мировым образцам, а по удельному расходу топлива - не имеет себе равных в мире. На Ми-26 увеличены топливные баки, встроенные в конструкцию. Объем их увеличен с 8600 л (Ми-6) до 11600 л (Ми-26), что позволяет увеличить дальность до 800 км.

Для уменьшения сопротивления на вертолете установлено множество различных обтекателей, рассчитаны оптимальные обводы фюзеляжа, конструкторы отказались от крыла и подвесных топливных баков.

Увеличение разноса горизонтального шарнира (0,71 м) и вертикальной центровки (3,6 м) по сравнению с Ми-6 привело к значительному росту эффективности продольного и поперечного управления.

Для улучшения обтекания фюзеляжа вертолета на задней части капотов двигателей установлены аэродинамические гребни. Для обеспечения продольной устойчивости на концевой балке установлен неуправляемый стабилизатор, вынесенный из зоны влияния не сущего винта.

Концевая балка вертолета выполнена в форме кила, площадью 11 квадратных метров. Киль разгружает рулевой винт при полете на 25...30%. На вертолете установлен трехканальный автопилот. Вертолет Ми-26 может нести на внешней подвеске груз массой 20000 кг. Количество перевозимых десантников - 85, а раненых на носилках - 60 человек.

#### Модификации вертолета:

Ми-26К - проектируемый тяжелый вертолет-кран с максимальной коммерческой нагрузкой, увеличенной до 25 т (см. отдельное описание);  
 Ми-26М - проектируемый тяжелый усовершенствованный вертолет с более мощными двигателями и существенно улучшенными ЛТХ в жару, на высоте и при отказе одного двигателя;  
 Ми-26ТМ - вариант с подвесной кабиной для пилотирования при операциях с подвесным грузом.

#### Тактико-технические характеристики вертолета:

Год	принятия	на	вооружение	-	1985	
Диаметр	главного	винта	-	32,00	м	
Диаметр	хвостового	винта	-	7,61	м	
Длина	-		33,73		м	
Высота	-		8,15		м	
Масса,					кг	
-	пустого		-		28200	
-	нормальная	взлетная		-	49600	
-	максимальная	взлетная		-	56000	
Внутренние	топливо		-	12000	л	
Тип двигателя	-	2	ГТД	ЗМКБ	Прогресс	Д-136
Мощность	-	2	х	11400	л.с.	
Максимальная	скорость		-	295	км/ч	
Крейсерская	скорость		-	255	км/ч	
Практическая	дальность		-	2000	км	
Дальность	действия		-	800	км	
Практический	потолок		-	6500	м	
Статический	потолок		-	1800	м	
Экипаж - 5 чел						

Полезная нагрузка: 85 солдат или 60 раненых на носилках с 3 сопровождающими; или 20000 кг груза в кабине или 18500 кг на подвеске.

Вертолет		Ми-28
Обозначение	НАТО:	HAVOC
Боевой вертолет поддержки		

Работы по созданию нового вертолета Ми-28 начались в 1982 году. Первый опытный образец машины впервые поднялся в воздух 10 ноября 1982 года. Ми-28 является дальнейшим развитием вертолета **Ми-24** и создан для его замены. Конструкция несущей системы такая же, как и у **Ми-24**, но лопасти полностью выполнены из композиционных материалов и обладают высокой остаточной прочностью при боевых повреждениях. Двигатели разнесены на максимальное расстояние с целью исключения выхода из строя обоих при попадании ракеты в один из двигателей. Двигатели оснащены электронной системой регулирования и устройством подавления инфракрасного излучения. Вертолет Ми-28 выполнен по одновинтовой схеме.

Кабина экипажа имеет тандемное расположение мест пилотов (летчик располагается выше и сзади, а оператор спереди). Кабина полностью бронирована, остекление кабины выдерживает прямое попадание пуль калибра 12,7 мм. Многие системы и агрегаты вертолета дублированы. На Ми-28 установлена система спасения экипажа на малых высотах, которая включает энергопоглощающие кресла и шасси с двухкамерной амортизацией, обеспечивающие экипажу выживание при аварийных посадках с вертикальными скоростями при встрече с землей до 12 м/с. Вертолет может выполнять возложенные на него боевые задачи днем и ночью. Для этого он оборудован оптико-электронным каналом с телевизионной системой для низких уровней освещенности с 20-кратным увеличением, лазерным дальномером и приборами ночного видения. На вертолет Ми-28 устанавливается следующее вооружение: модифицированная танковая пушка 2А42 на турельной установке, калибра 30 мм с боезапасом в 300 снарядов. На внешних узлах могут подвешиваться до 16 ПТУР "Штурм" или "Атака-В" с радиолокационной системой наведения и два блока неуправляемых авиационных ракет калибра 130, 80, 57 мм, также могут крепиться контейнеры с гранатометами и пушками калибра 23 мм и пятисоткилограммовые бомбы. На вертолете имеется приспособление для постановки мин. Под крылом могут быть размещены 16 сверхзвуковых противотанковых управляемых ракет "Вихрь", которые наводятся на цель автоматически по лазерному лучу.

Конструкцией предусмотрен специальный отсек, в котором могут размещаться 2-3 человека, поэтому Ми-28 может производить быструю эвакуацию с поля боя экипажа другого поврежденного вертолета. Вертолет Ми-28 может перевозиться на военно-транспортных самолетах **Ил-76**, **Ан-**

124, Ан-24. Время подготовки вертолета к вылету после выгрузки из самолета не превышает полутора часов.

Основные тактико-технические характеристики Ми-28:

Экипаж	—		2		чел.
Диаметр несущего винта	—		17,2		м
Диаметр хвостового винта	—		3,84		м
Длина вертолета	—		16,85		м
Высота вертолета	—		3,82		м
Масса:					
Пустого	—		7890		кг
Максимальная	—		11500		кг
Нормальная	—		10400		кг
Тип двигателя	—	2	х	ГТД	Климов ТВ3-117
Мощность	—	2	х	1630 кВт	(2 х 2215 л.с.)
Статический потолок	—		3450		м
Практический потолок	—		5750		м
Практическая дальность полета	—		460		км
Максимальная эксплуатационная перегрузка	—		3,0		ед.
Вертикальная скороподъемность	—		13,6		м/с
Максимальная скорость:					
в горизонтальном полете	—		300		км/ч
крейсерская	—		260		км/ч
полета вбок	—		100		км/ч
полета назад	— 100 км/ч				

Вооружение: 1 х 30-мм пушка 2А42 с 300 патронами. Боевая нагрузка - 1605 кг на 4 узлах подвески: 4 х 4 ПТУР Штурм или Атака-В и 2 ПУ УВ-20-57 20х55-мм или УВ-20-80 20х80-мм НУР или 2 ПУ с 130-мм НУР. Возможна установка 2х2 УР "воздух-воздух" Р-60, контейнеры с 23-мм пушками или 30-мм гранатометами или 12.7-мм или 7.62-мм пулеметами, или 500-кг бомбы, или постановщики мин. Под крыльями - 16 ПТУР Вихрь.

Вертолет	Ми-28Н
Обозначение НАТО:	NAVOC
Боевой вертолет поддержки	

**Ми-28Н** - многоцелевой ударный вертолет, разработанный в ОКБ Миля на базе ударного вертолета Ми-28. Вертолет предназначен для ведения боевых действий ночью или при неблагоприятных погодных условиях (буква Н в названии обозначает - ночной). Первый полет вертолет совершил в ноябре 1996 года. На вертолете установлены новые лопасти, полностью изготовленные из композиционных материалов, выдерживающие попадание 30-мм снарядов. Основными отличиями Ми-28Н от предшественника является новое электронное оборудование управление боевыми действиями, новую трансмиссию, новую систему впрыскивания топлива для увеличения

мощности. На вертолете установлен микроволновая РЛС (миллиметровые волны) с антенной смонтированной над лопастями и системой с ИК наблюдением, вся информация выводится на ЖК дисплеи в кабине пилотов. Для ночных полетов экипаж оснащен приборами ночного видения.

Основные тактико-технические характеристики Ми-28:

Экипаж	—		2		чел.
Диаметр несущего винта	—		17,2		м
Диаметр хвостового винта	—		3,84		м
Длина вертолета	—		16,85		м
Высота вертолета	—		3,82		м
Масса:					
Пустого	—		7890		кг
Максимальная	—		11500		кг
Нормальная	—		10500		кг
ПТБ	—		4 х		500
Тип двигателя	—		2 х ГТД Климов ТВ3-117ВМА		
Мощность	—		2 х 1660 кВт (2 х 2255 л.с.)		
Статический	потолок		—		3700 м
Практический	потолок		—		5700 м
Практическая	дальность полета		—		435 км
Максимальная	эксплуатационная перегрузка		—		3,0 ед.
Вертикальная	скороподъемность		—		816 м/мин
Максимальная	скорость:				
в горизонтальном полете	—		324		км/ч
крейсерская	—		265		км/ч
Экипаж	— 2 чел.				

Вооружение: 1 30-мм пушка 2А42 с 300 патронами. Боевая нагрузка - 1605 кг на 4 узлах подвески: 4 х 4 ПТУР Штурм или Атака-В и 2 ПУ УВ-20-57 20х55-мм или УВ-20-80 20х80-мм НУР или 2 ПУ с 130-мм НУР Возможна установка 2х2 УР "воздух-воздух" Р-60, контейнеры с 23-мм пушками или 30-мм гранатометами или 12.7-мм или 7.62-мм пулеметами, или 500-кг бомбы, или постановщики мин. Под крыльями - 16 ПТУР Вихрь.