

МИНОБРНАУКИ РОССИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

А.И. ДАНИЛИН

**САМОЛЁТ – СИНКРЕТИЧЕСКОЕ
ДОСТИЖЕНИЕ НАУКИ И ТЕХНИКИ
(Как и почему устроен самолёт)**

Электронное учебное пособие

САМАРА

2011

УДК 629.7.02
ББК 39.53
Д 182

Данилин А. И. Самолёт – синкретическое достижение науки и техники (как и почему устроен самолёт) [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / А. И. Данилин; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (4,0 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Самолёт рассматривается как целостный объект, работающий в гармоничном взаимодействии своих отдельных систем и агрегатов. Изложение ведётся на примере реализации профиля типового полёта гражданского самолёта. На всех этапах полёта показана необходимость и работа агрегатов и систем самолёта.

Учебное пособие предназначено для студентов факультета инженеров воздушного транспорта, обучающихся по направлению подготовки бакалавров специальности 162500.62 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», дисциплина «Общие сведения о конструкции и основы ТО самолётов», семестр 1.

Разработано на кафедре эксплуатации авиационной техники.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011

Введение

Мы отправляемся в путешествие. Чемодан собран, билеты куплены и мы едем в аэропорт, чтобы быстро и безопасно перенестись на другой континент за время, которого не хватило бы великим путешественникам (Колумбу, Магеллану, Марко Поло, Крузенштерну, Берингу, ...), чтобы просто хорошо выспаться. Но нас это не удивляет, ибо что привычно, то – не чудо. Нас несколько раздражает, что аэропорт расположен далековато, и к нему не ходят трамваи от порога нашего дома, но, увы, нет в мире совершенства...

Любое путешествие начинается от порога дома и домом для самолётов является аэропорт.

Аэропорт (от греч. *aer* – воздух и лат. *porta* – дверь, ворота) – это предприятие, осуществляющее регулярный приём и отправление пассажиров, грузов, почты и обеспечивающее организацию полётов и обслуживание самолётов. Главным элементом аэропорта является *аэродром* (от греч. *aer* – воздух и *dromos* – место для бега), который представляет собой участок земли, имеющий комплекс сооружений и оборудования, обеспечивающий полёты, хранение и обслуживание самолётов. Основным элементом аэродрома является *лётная полоса*. Количество лётных полос зависит от интенсивности воздушного движения, особенностей рельефа местности и преобладающих ветров в зоне аэродрома. Лётная полоса состоит из *взлётно-посадочной полосы* (ВПП) и *концевой полосы безопасности*, которая является продолжением ВПП, расположена непосредственно за кромкой ВПП и обеспечивает завершение пробега самолёта при прерванном взлёте или при посадке с отказавшим реверсом тяги двигателя или системы торможения.

Аэропорт О'Хара в Чикаго имеет восемь взлётно-посадочных полос, с которых каждые 2,5 минуты происходит взлёт или посадка самолётов. Аэродром Курумоч в Самаре имеет две лётных полосы, расположенные перпендикулярно друг другу. Вообще, лётная полоса должна располагаться вдоль преобладающего направления

ветра, поскольку взлёт и посадка самолёта предпочтительны в направлении против ветра. В дальнейшем мы поймём почему.

Каждый аэродром принадлежит к определённому классу, который определяется длиной взлётно-посадочной полосы, её шириной и прочностью покрытия. Классы аэродрома в соответствии с классификацией международной организации ИКАО (International Civil Aviation Organization – главная организация по выработке требований безопасности полётов) обозначаются латинскими буквами от А (высший класс) до F (выровненная бульдозером площадка). Аэродром в Курумоче имеет класс В. Кроме лётных полос, каждый аэродром имеет боковые полосы безопасности (для аварийной посадки с убранным шасси), рулёжные дорожки и места стоянки самолётов.

Мы приехали, прошли контроль безопасности, зарегистрировали билет, подошли к окну в зале ожидания и замечаем, что вокруг нашего самолёта происходит некоторая рабочая суеда, которая, как нам кажется, связана с подготовкой самолёта к предстоящему полёту. Что же там происходит ?

Самолёт считается подготовленным к полёту, если:

- он имеет достаточный для выполнения полёта *ресурс* (от франц. *ressource* – запас), то есть такую *наработку* (налёт в часах или количество произведенных взлётов–посадок) конструкции и всех систем, которая гарантирует завершение нашего предстоящего полёта без катастрофических последствий;

- устранены выявленные в предыдущем полёте отказы и дефекты, обнаруженные в процессе послеполётного *технического обслуживания* самолёта на земле;

- самолёт укомплектован всеми *расходуемыми* в полёте *материалами* (топливом, рабочими жидкостями и газами, продуктами питания и предметами обслуживания пассажиров).

Общая трудоёмкость работ различных специалистов по подготовке самолёта к полёту составляет несколько десятков человеко-часов. Существенно уменьшить время подготовки

самолёта к повторному вылету позволяет применение высокопроизводительных средств механизации работ по техническому обслуживанию. Стационарные аэродромные или передвижные (смонтированные на специальных машинах) средства, обеспечивающие техническое обслуживание, включают в себя:

- средства буксировки самолёта к месту стоянки и крепления самолёта на стоянке;

- моечные и уборочные машины для удаления пыли, снега, льда с поверхности самолёта, для уборки кабин и промывки санитарных узлов самолёта;

- средства защиты и хранения самолёта на стоянке (чехлы и заглушки для изоляции от внешней среды), установки для промывки и *консервации* (от лат. *conservatio* – сохранение) систем, то есть для заполнения их специальными составами, предотвращающими коррозию при длительном хранении;

- средства, обеспечивающие доступ к различным зонам и агрегатам самолёта в процессе обслуживания (подъёмники, трапы, стремянки и т. д.);

- контрольно-диагностические средства для контроля состояния и испытания планера, двигателя и систем самолёта;

- ремонтные средства для оперативного устранения неисправностей в процессе технического обслуживания;

- монтажные и подъёмно-транспортные средства (подъёмники, домкраты и другое оборудование) для демонтажа и монтажа отдельных агрегатов и оборудования;

- средства заправки систем рабочими жидкостями, газами и *горюче-смазочными материалами* (ГСМ);

- теплотехнические средства, обеспечивающие подогрев авиадвигателей и кондиционирование кабин самолётов;

– источники энергии, обеспечивающие в процессе контроля и испытаний работу систем самолёта и запуск двигателя.

Набор средств, задействованных при техническом обслуживании, определяется объёмом работ, которые необходимо в данный момент провести на самолёте и его системах для поддержания надёжности самолёта и обеспечения очередного полёта.

Заправка самолёта расходуемыми материалами производится чаще всего с помощью различных специализированных машин аэродромного обслуживания, см. рис. 1.

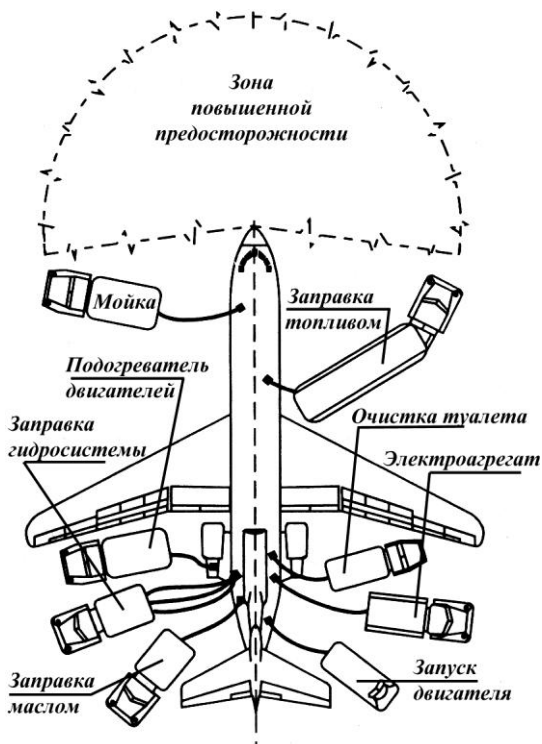


Рис. 1. Подготовка к повторному вылету

На самолёте предусматривается такое расположение эксплуатационных люков, точек заправки и подключения наземных средств, чтобы обеспечить одновременное обслуживание разных систем самолёта при подготовке его к повторному вылету. С самолётом одновременно могут работать топливозаправщик; машина для слива отходов сливного бака туалетов, промывки его и заправки смывной жидкостью; электроагрегат для питания бортовых электросетей постоянного и переменного тока; агрегат запуска двигателей; машина заправки маслом маслобаков двигателей; машина, обеспечивающая проверку и заправку гидросистемы; воздушный подогреватель двигателей; машина, обеспечивающая мойку самолёта, заправку водой и кондиционирование кабины. Машины должны располагаться вне опасной для обслуживающего персонала зоны высокочастотного облучения при наземном опробовании *радиолокационной станции* самолёта.

Статистика показывает, что авиационный транспорт является самым безопасным видом транспорта (в настоящее время фиксируется в среднем гибель одного человека на объёме перевозок 10^9 пассажиро-километров). Тем не менее, обеспечение регулярности и безопасности полётов является одной из основных задач, постоянно стоящих перед авиаторами.

В организационном плане безопасность на всех этапах полёта обеспечивается федеральной службой управления воздушным движением, которая планирует, координирует, непосредственно управляет воздушным движением и контролирует его. Нашу безопасность обеспечивают специалисты многих специальностей, но всё начинается с самолёта.

1. Подготовка к полёту

Полёт основан на преодолении гравитационной силы (силы тяжести) $G = mg$, где G – сила земного тяготения, H ; m – масса летящего тела, кг; g – ускорение свободного падения, m/c^2 .

Сила, преодолевающая силу тяжести, называется *подъёмной силой*. В *равномерном горизонтальном установившемся полёте* подъёмная сила Y уравновешивает силу тяжести: $Y = G$.

Принцип полёта определяется тем, каким образом и за счёт чего создается подъёмная сила. В настоящее время техническую реализацию имеют следующие принципы полёта:

– *баллистический* – здесь сила Y определяется силой инерции летящего тела за счёт начального запаса скорости или высоты, поэтому баллистический полёт называют также пассивным;

– *ракетодинамический* – здесь сила Y определяется реактивной силой за счёт 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. Заметим, что в природе ни одно живое существо не движется за счёт отбрасывания частей собственного тела;

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

– *аэродинамический* – здесь сила Y определяется реактивной силой за счёт отбрасывания вниз части воздуха, обтекающего тело при его движении, то есть определяется силовым воздействием воздуха на движущееся тело.

При полёте в атмосфере кроме силы тяжести приходится преодолевать *силу сопротивления внешней среды*. Силу, преодолевающую сопротивление внешней среды X , называют *силой тяги* или просто *тягой* P . В *равномерном горизонтальном установившемся полёте* сила тяги P уравнивает силу сопротивления среды: $P = X$.

В этом состоит суть и причина полёта самолёта: двигатель создает *горизонтальную тягу*, начинается горизонтальное движение и крыло, за счёт обтекания его воздухом, создаёт *вертикальную подъёмную силу*, которая и поднимает самолёт в воздух. Тяга двигателя, а значит и топливо не тратится на преодоление гравитационного притяжения. Топливо тратится только на преодоление силы сопротивления воздуха !

Таким образом, самолёт обязательно должен иметь крыло в качестве агрегата, создающего подъёмную силу. А какой формы оно должно быть ?

1.1. Геометрические характеристики крыла

Авиационный инженер вне зависимости от специализации твердо знает, что крыло у самолёта-моноплана (греч. *monos* – один; лат. *planum* – плоскость) всего одно. Нет левого и правого крыла, а есть левая и правая консоль единого крыла. Обозначения на рис. 2 означают:

b – хорда крыла (от греч. *chorde* – струна), расстояние от передней до задней кромки профиля (итал. *profilo* – очертание); b_k , $b_{\text{борт}}$, b_0 – соответственно концевая, бортовая, то есть расположенная по борту фюзеляжа (от франц. *fuselage* – корпус) и центральная (по оси симметрии самолёта) хорды крыла;

l – размах крыла;

средняя линия профиля – линия, равноотстоящая от верхней и нижней дужки (поверхности) профиля;

c – толщина (максимальная) профиля;

f – кривизна (максимальная) профиля;

χ – угол стреловидности крыла, измеряемый обычно по линии четвертей хорд, но иногда и по передней кромке.

Важнейшей характеристикой является также *площадь крыла* S , причём в неё включается и площадь подфюзеляжной части крыла.

Для трапециевидных крыльев

$$S = l \frac{b_0 + b_k}{2}. \quad (1)$$

Важным относительным параметром, определяющим аэродинамические качества крыла, является удлинение крыла:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \text{ - удлинение любого крыла;}$$

$$\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{l^2}{l \frac{b_0 + b_k}{2}} = \frac{l}{b_{\text{средняя}}} \text{ - удлинение трапециевидного крыла.}$$

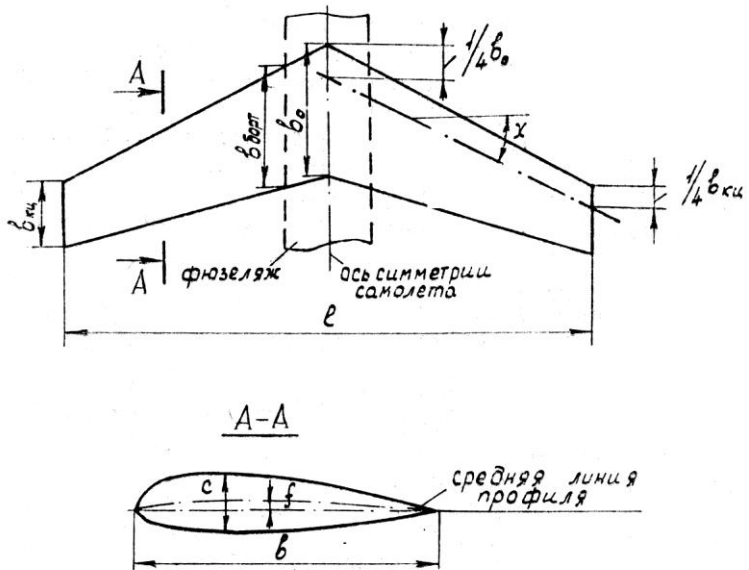


Рис. 2. Геометрические характеристики крыла

К числу относительных характеристик крыла также относятся:

$\eta = b_0 / b_k$ – сужение крыла, для треугольного крыла сужение равно бесконечности $\eta = \infty$;

$\bar{c} = c / b$ – относительная толщина профиля;

$\bar{f} = f / b$ – относительная кривизна профиля.

У современных самолётов геометрические параметры крыльев изменяются в следующих пределах: стреловидность $\chi = 0 \dots 75^\circ$; относительная толщина $\bar{c} = 5 \dots 18\%$; удлинение $\lambda = 1.5 \dots 9$; сужение $\eta = 2 \dots 4$.

Как же такое геометрическое тело обеспечит преодоление силы тяжести ?

1.2. Основы аэродинамики крыла

1.2.1. Основные определения

Поток – совокупность движущихся частиц воздуха (газа).

Линия тока – линия, касательные к которой в данный момент времени совпадают с направлением вектора скорости частиц жидкости или газа в точках касания.

Траектория (лат. *trajectories* – относящееся к перемещению) – линия, соединяющая точки последовательных положений частицы жидкости или газа.

Трубка траекторий – получается, если через все точки замкнутого контура провести траектории.

Струйка – жидкость или газ, текущий внутри трубки траекторий, см. рис. 3.

В дальнейшем мы будем употреблять выделенные слова, поэтому нужно сразу мысленно представить, что за ними скрывается.

1.2.2. Закон неразрывности

Выражает собой более общий закон сохранения вещества и формулируется следующим образом. При любых деформациях и изменениях состояния, сопровождающих движение жидкости или газа, среда остается без пустот.

Рассмотрим струйку, последовательно проходящую через контуры F_1 и F_2 , как показано на рис. 3.

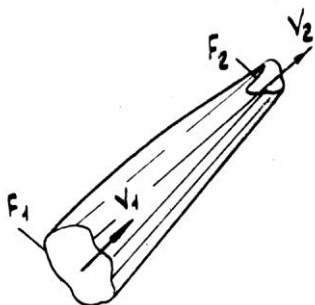


Рис. 3. Струйка газа

Пусть ρ – плотность газа, V – его скорость, F – площадь контура. Тогда масса газа, проходящего через контур F_1 равна $m_1 = \rho_1 V_1 F_1$, а через контур F_2 соответственно $m_2 = \rho_2 V_2 F_2$.

Из условия равенства масс $m_1 = m_2$ получаем закон неразрывности

$$\rho_1 V_1 F_1 = \rho_2 V_2 F_2 ; \quad (2)$$

или

$$\rho V F = const. \quad (3)$$

Если плотность газа в струйке постоянна, то есть $\rho = const$, то имеем закон постоянства объема:

$$V F = const. \quad (4)$$

1.2.3. Уравнение Бернулли

Предположим, что газ идеальный, то есть подчиняется уравнению $pV = RT$, и несжимаемый: $\rho = const$. Рассмотрим баланс энергии, поступающей через сечение F_1 струйки, см. рис. 3, и выходящей через сечение F_2 за время t .

Кинетическая энергия: $\frac{(m)V^2}{2} = \frac{(\rho V F t)V^2}{2}$.

Потенциальная энергия давления: $p(v) = p(FVt)$; где v – объём газа.

Поскольку плотность $\rho = const$, то внутреннюю энергию газа можно исключить из баланса энергий; пренебрежём также потенциальной энергией массы, и не будем учитывать потери от наличия вязкости (газ-то идеальный!). С учётом этих допущений запишем баланс энергий для сечений F_1 и F_2 и применим всеобщий закон сохранения энергии:

$$\frac{(\rho V_1 F_1 t)V_1^2}{2} + \frac{p_1 \rho (F_1 V_1 t)}{\rho} = \frac{(\rho V_2 F_2 t)V_2^2}{2} + \frac{p_2 \rho (F_2 V_2 t)}{\rho}. \quad (5)$$

Из уравнения неразрывности имеем $\rho V F = const$, и тогда обе части равенства (5) можно сократить на $(\rho V F)$. В итоге получим

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho}; \quad (6)$$

или

$$\rho \frac{V^2}{2} + p = const. \quad (7)$$

Формула (7) и есть записанное в простейшей форме уравнение Бернулли, выражающее закон сохранения энергии для идеального несжимаемого газа. На основании этого уравнения можно построить прибор, измеряющий скорость движения газа. Если с помощью манометров замерять давление в потоке, как показано на рис. 4, то

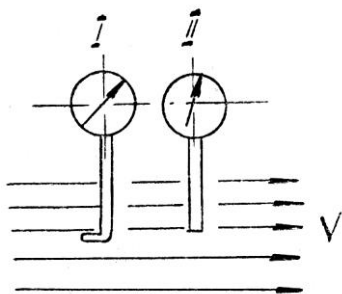


Рис. 4.

показание манометра I даст полное ($\rho V^2/2 + p$), а манометра II — *статическое давление* p . Разность показаний определит скоростной напор $\rho V^2/2$. Зная плотность газа, можно легко вычислить скорость. По этому принципу действует большинство приборов замера воздушной скорости самолёта; давления — полное и статическое, — отбираются в *приёмнике воздушного давления*, который обычно выносится в зону невозмущённого потока.

Читатель, испытывающий лёгкое раздражение от интегралов и прочего инструментария высшей математики, может пропустить следующие три раздела и продолжить чтение с концовки раздела 1.2.6 (с теоремы Жуковского), однако пропущенные Вами сведения содержат базис для понимания физики образования подъёмной силы.

1.2.4. Потенциальное течение

Если можно построить функцию только координат $\varphi(x, y, z)$, производная от которой по любому направлению определяет проекцию скорости потока на это направление, то такой поток называется *потенциальным*, а функция φ — *потенциалом скоростей*. Разность потенциалов скоростей в двух различных

точках такого потока можно найти так: $\varphi_A - \varphi_B = \int_B^A V_S dS$, где V_S — проекция скорости на направление dS . В самом деле, согласно определению

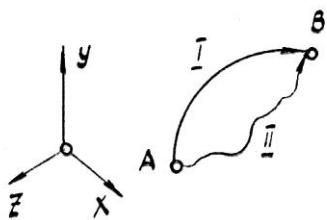


Рис. 5

потенциального потока, имеем:

$$V_S = \frac{d\varphi}{ds} \text{ или } d\varphi = V_S ds,$$

Так как φ_A и φ_B зависят только от координат точек A и B , см. рис. 5, то разность потенциалов ($\varphi_A - \varphi_B$) будет одинаковой вне зависимости от пути интегрирования, например I или II.

Отсюда следует, что для замкнутого контура величина $\Gamma = \oint V_S ds$, называемая *циркуляцией* (лат. *circulatio* – круговращение) скорости, будет $\Gamma = \oint V_S ds = \varphi_A - \varphi_A = 0$.

1.2.5. Физическая интерпретация циркуляции. Циркуляционный поток.

Рассмотрим сначала частицу газа плоского потока, имеющую бесконечно малые размеры dx и dy , см. рис. 6. Пусть в точке O поток имеет скорости V_x и V_y . Предположим, что разгона и торможения потока нет, и тогда изменение скорости V_x может происходить только вдоль оси y , а скорости V_y – вдоль оси x .

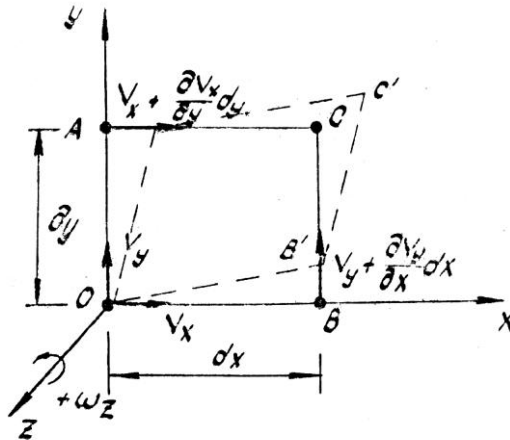


Рис. 6.

Пусть в точках A и B частица газа имеют скорости, как показано на рис. 6. Ясно, что *прирост* скоростей V_x и V_y равен перекосу прямоугольника $OACB$:

$$AA' = \frac{\partial V_x}{\partial y} dy; \quad BB' = \frac{\partial V_y}{\partial x} dx.$$

Определим угловую скорость прямых OA и OB вокруг оси z :

$$\omega_{zOA} = -\frac{AA'}{\partial y} = -\frac{\partial V_x}{\partial y}; \quad \omega_{zOB} = \frac{BB'}{\partial x} = \frac{\partial V_y}{\partial x}.$$

Суммарная угловая скорость частицы газа вокруг оси z равна среднему от скоростей поворота прямых OA и OB :

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right).$$

Проводя аналогичные рассуждения для пространственной частицы газа с размерами dx , dy , dz , можно получить

$$\omega_x = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right);$$

$$\omega_y = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right);$$

и результирующее вращение определится как

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}.$$

Теперь рассмотрим потенциальный поток. Для него

$$V_x = \frac{\partial \varphi}{\partial x}; \quad V_y = \frac{\partial \varphi}{\partial y}; \quad V_z = \frac{\partial \varphi}{\partial z}.$$

Подставим в формулу для ω_z эти выражения:

$$\omega_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial^2 \varphi}{\partial y \partial x} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial y} \right) \equiv 0.$$

Аналогично получаем $\omega_x = \omega_y = 0$ и вообще $\omega = 0$. Таким образом, в потенциальном потоке частицы газа не вращаются. Это и есть физическая интерпретация циркуляции скорости. Если циркуляция скорости вокруг какого-либо контура не равна нулю, то значит, имеет место вращение частиц газа.

Возможность существования в потоке газа местных, обособленных областей вращения вокруг некоторой оси с угловой скоростью ω привела к возникновению физического понятия *вихря* как совокупности частиц газа, совместно вращающихся вокруг общей оси, называемой центром или *ядром вихря*.

Однако не следует думать, что всякое круговое движение газа связано с завихрённостью его частиц. Возможны такие круговые движения, которые соответствуют условиям потенциального потока, например: движение газа в кольцевом канале.

Циркуляционный поток – это потенциальный поток, частицы которого движутся по концентрическим окружностям вокруг ядра вихря. *Ядро вихря* может быть уподоблено жесткому цилиндру бесконечно малого диаметра, который своим

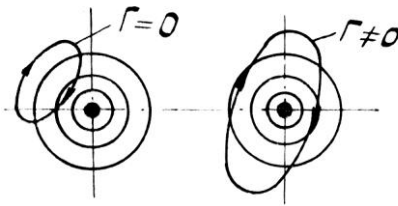


Рис. 7.

вращением увлекает за собой весь газ. Циркуляция скорости по любому контуру циркуляционного потока, не захватывающему ядро вихря, равна нулю, см. рис. 7.

1.2.6. Теорема Жуковского

Рассмотрим отрезок крыла бесконечного размаха длиной, равной единице. Крыло находится в потоке идеального несжимаемого газа, который имеет невозмущённую скорость V_∞ , и направлен для определённости вдоль оси x . Опишем вокруг крыла контрольную поверхность в виде бесконечно длинного цилиндра с радиусом R , значительно большим, чем хорда крыла. Рассмотрим так же, как и для крыла, отрезок единичной длины этого цилиндра, см. рис. 8. На объём газа, ограниченного снаружи цилиндром радиуса R , а изнутри крылом, действуют силы: 1) вызванные изменением количества движения при протекании газа через контрольную поверхность – N_j ; 2) давления на поверхность цилиндра – N_p ; 3) реакции крыла – N_a . Система находится в равновесии, поэтому проекция всех сил на любую ось должна равняться нулю. Спроектируем силы па ось y : $Y_j + Y_p + Y_a = 0$; или

$-Y_a = Y_j + Y_p$. ($-Y_a$) — это воздействие крыла на поток; обратное воздействие потока на крыло, то есть *подъёмная сила*, равна ($+Y_a$). Тогда

$$Y_a = Y_j + Y_p. \quad (8)$$

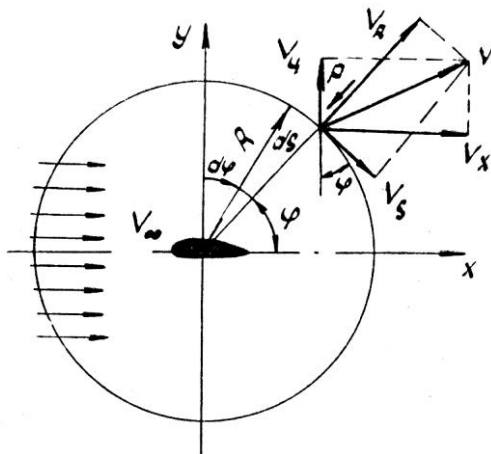


Рис. 8.

Теперь рассмотрим элемент ds контрольной поверхности (рис. 8). Через него протекает за время dt масса $dm = \rho V_R ds$. Приращение количества движения вдоль оси y : $V_y dm = \rho V_R V_y ds$; а через всю поверхность $\int_S V_y dm = \int_S \rho V_R V_y ds$.

Согласно теореме импульсов (вспомните теоретическую механику !) реакция будет равна

$$Y_j = -\int_S \rho V_R V_y ds. \quad (9)$$

Проекция силы давления Y_p определяется просто:

$$Y_p = -\int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds. \quad (10)$$

Подставляя выражения (9) и (10) в формулу (8), получим

$$Y_a = -\int_S \rho V_R V_y ds - \int_S (p - p_\infty) \sin \varphi ds. \quad (11)$$

Из уравнения Бернулли можно получить соотношение

$$(p - p_\infty) = \frac{\rho V_\infty^2}{2} \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right),$$

с учётом которого формула (11) преобразуется к виду:

$$Y_a = -\int_S \rho V_R V_y ds - \rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \right) \sin \varphi ds \quad (12)$$

Внимательного и вдумчивого читателя уже наверняка заинтересовали два вопроса: 1) откуда взялась скорость V_y на элементе поверхности ds , если поток газа горизонтальный? 2) разве V_x не равна V_∞ ?

Дело в том, что крыло вносит в поток возмущения, и скорости на элементе ds можно представить в виде $V_x = V_\infty + v_x$; $V_y = v_y$; где v_x и v_y – скорости, вызванные присутствием крыла.

Так как радиус R контрольной поверхности достаточно велик, то возмущение, вносимое крылом – мало, и индуцированные скорости v_x и v_y также малы по сравнению с V_∞ . Тогда

$$V^2 = V_x^2 + V_y^2 = V_\infty^2 + 2V_\infty v_x + v_x^2 + v_y^2 \approx V_\infty^2 + 2V_\infty v_x;$$

$$V_R = V_x \cos \varphi + V_y \sin \varphi = V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi.$$

Подставляя выражения для V^2 и V_R в формулу (12) и отбрасывая величины второго порядка малости, получим для каждого слагаемого:

$$\begin{aligned}
-\int_S \rho V_R V_y ds &= -\int_S \rho v_y [V_\infty \cos \varphi + v_x \cos \varphi + v_y \sin \varphi] ds \approx \\
&\approx -\rho V_\infty \int_S v_y \cos \varphi ds; \\
-\rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left(1 - \frac{V^2}{V_\infty^2}\right) \sin \varphi ds &= -\rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left[1 - \frac{V_\infty^2 + 2V_\infty v_x}{V_\infty^2}\right] \sin \varphi ds = \\
&= -\rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \left[1 - 1 - \frac{2v_x}{V_\infty}\right] \sin \varphi ds = \rho \frac{V_\infty^2}{2} \int_S \frac{2v_x}{V_\infty} \sin \varphi ds.
\end{aligned}$$

Тогда формула (12) для подъёмной силы Y_a примет вид:

$$\begin{aligned}
Y_a &= -\rho V_\infty \int_S v_y \cos \varphi ds + \rho V_\infty \int_S v_x \sin \varphi ds = \\
&= \rho V_\infty \int_S (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds.
\end{aligned} \tag{13}$$

Теперь определим циркуляцию скорости по контуру радиуса R : $\Gamma = \oint_S V_S ds$; где V_S легко определяется из построений рис. 8:

$$V_S = V_x \sin \varphi - V_y \cos \varphi = V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi.$$

Тогда циркуляция будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
\Gamma &= \oint_S [V_\infty \sin \varphi + v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi] ds = V_\infty \oint_S \sin \varphi ds + \\
&\quad + \oint_S [v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi] ds.
\end{aligned}$$

Учитывая, что $ds = R d\varphi$, получим, что $\oint_S \sin \varphi ds = R \int_0^{2\pi} \sin \varphi ds = 0$.

$$\text{Окончательно } \Gamma = \oint_S (v_x \sin \varphi - v_y \cos \varphi) ds. \tag{14}$$

Сравнение формул (14) и (13) даёт нам итоговую формулу Жуковского, которая была получена в 1905 году:

$$Y_a = \rho V_\infty \Gamma. \quad (15)$$

Теорема Жуковского. Подъёмная сила крыла бесконечного размаха равна произведению плотности газа, скорости набегающего потока, циркуляции скорости и длины выделенного отрезка крыла. Направление действия подъёмной силы получается поворотом вектора скорости потока на прямой угол против циркуляции.

Надо не забывать, что при выводе формулы Жуковского, мы рассматривали единичный участок крыла, поэтому для расчёта реального крыла в формулу (15) нужно добавить длину (размах l) крыла.

1.2.7. Физика образования подъёмной силы

Рассмотрим обтекание профиля в условные моменты времени $t_1 < t_2 < t_3$, см. рис. 9. В момент времени t_1 струйка, обозначенная стрелкой, на носке профиля разделяется на две, текущие по верхней и нижней дужке. Поскольку действует закон неразрывности, то эти две струйки должны вновь соединиться.

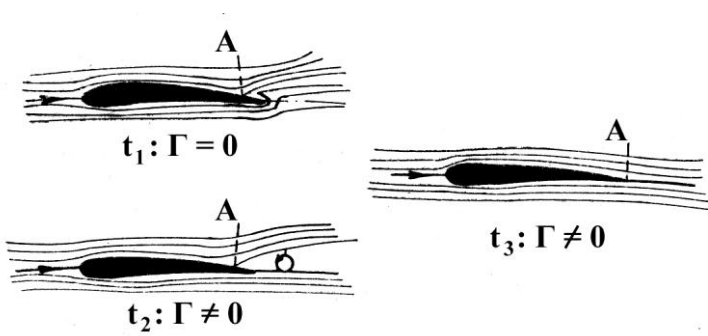


Рис. 9. Обтекание профиля.

Если обтекание верхней и нижней дужки профиля происходит с одинаковой скоростью, то такой точкой будет точка A . При этом, крутой поворот струйки у задней кромки влечёт за собой возникновение вихря, который сходит с поверхности профиля (разгонный вихрь) и уносится потоком t_2 , см. рис. 9. Это приводит к смещению точки A соединения струйки на заднюю

кромку, что заставляет в свою очередь верхнюю струйку проходить больший путь, а значит и иметь большую скорость $V_e > V_n$. Тогда циркуляция скорости по профилю $\Gamma = \oint_S V_S ds \neq 0$ и $Y_a = \rho V_\infty \Gamma \neq 0$.

Аэродинамические эксперименты показывают, что за крылом образуется вихревая пелена из разгонных вихрей, см. рис. 10; это, в свою очередь вызывает трудности в расположении горизонтального оперения и воздухозаборников двигателей, поскольку поток до них уже возмущённым. Обычно оперение и двигатели в хвостовой части выносят из зоны возмущений, варьируя их расположением по высоте.

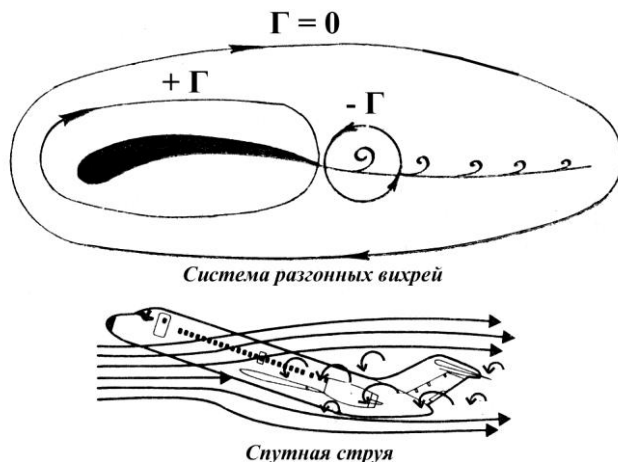


Рис. 10. Система разгонных вихрей.

Для практических расчётов пользуются экспериментальными формулами:

подъёмная сила
$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S; \quad (16)$$

сила сопротивления
$$X_a = c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (17)$$

Здесь: c_{ya} , c_{xa} – аэродинамические безразмерные коэффициенты, определяемые экспериментально для самолёта, крыла, профиля; S –

характерная площадь, – обычно это площадь крыла; $(\rho V^2/2)$ – величина скоростного напора воздуха с плотностью ρ . Сравнение формулы (16) с формулой Жуковского (15) даёт:

$$\Gamma = \frac{V S}{2l} c_{ya} = \frac{V l}{2\lambda} c_{ya}, \quad (18)$$

где λ – удлинение крыла.

1.2.8. Индуктивное сопротивление

Существует у крыльев конечного размаха, а значит у всех реальных крыльев. Перепад давлений на нижней и верхней поверхности крыла приводит к перетеканию воздуха на концах крыла с нижней поверхности на верхнюю и возникновению концевых вихрей, см. рис. 11.

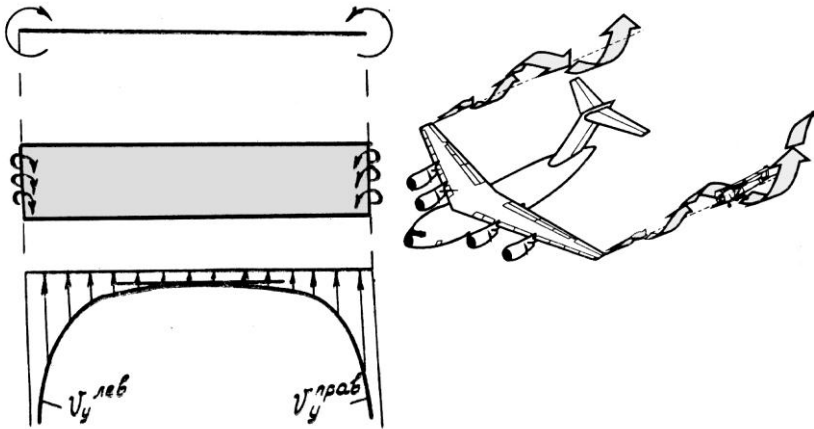


Рис. 11. Концевые вихри.

Круговое движение воздуха в вихре приводит к появлению в зоне над крылом вертикальной скорости потока v_y , направленной вниз, которая распределяется по размаху по гиперболическому закону. Анализ такого обтекания математически достаточно громоздок. Укажем лишь итоговую формулу для *средней по крылу*

вертикальной скорости: $v_y^{срeдн.} = \frac{2\Gamma}{\pi l}$. Подставляя вместо циркуляции Γ ее выражение из (18), получаем:

$$v_y^{срeдн.} = \frac{2V_\infty l c_{ya}}{\pi \lambda}. \quad (19)$$

Вертикальная скорость потока уменьшает *угол атаки* па величину *скоса потока* ε , см. рис. 12. *Угол атаки* — это угол между хордой профиля (крыла) и вектором скорости набегающего потока: $\alpha_{истинный} = \alpha - \varepsilon$.

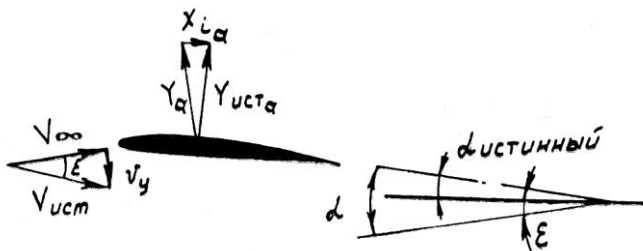


Рис. 12. Появление индуктивного сопротивления.

Так как подъёмная сила всегда перпендикулярна истинному направлению потока – вспомните теорему Жуковского, – то за счёт скоса потока вектор подъёмной силы поворачивается и возникает дополнительная сила сопротивления, называемая *индуктивным сопротивлением* X_{ia} (лат. *inductio* – наведение, возбуждение).

Индуктивное сопротивление пропорционально подъёмной силе и скосу потока. В аэродинамических коэффициентах это записывается как $c_{xia} \cong c_{ya} \varepsilon$. В свою очередь, $\varepsilon = \frac{v_y^{срeдн.}}{V_\infty}$, и тогда, с учетом формулы (19), получим

$$c_{xia} \cong c_{ya} \frac{v_y^{срeдн.}}{V_\infty} = c_{ya} \frac{V_\infty c_{ya}}{\pi \lambda} \cdot \frac{1}{V_\infty} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda} \quad (20)$$

Вообще, в практических расчётах применяют формулу

$$c_{xia} = \frac{c_{ya}^2}{\pi \lambda} (1 + \delta), \quad (21)$$

где δ зависит от формы крыла в плане, см. рис. 13.

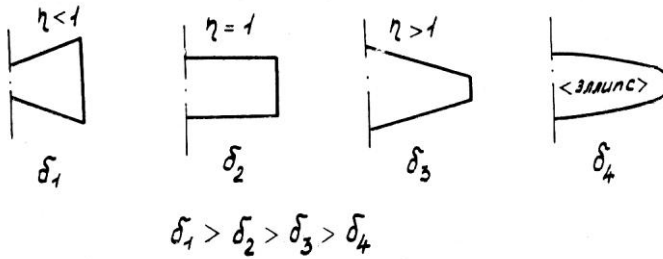


Рис. 13.

Эллиптическое в плане крыло обладает минимальным индуктивным сопротивлением, поэтому крыло делают с величиной сужения $\eta > 1$ (наиболее близко к эллипсу $\eta = 4$) и конец крыла скругляют концевыми обтекателями. Кроме того, на современных самолётах применяют так называемые крылышки Уиткомба, которые представляют собой отогнутые почти вертикально вверх-назад концы крыла. Эти крылышки препятствуют перетеканию воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю и тем самым существенно снижают индуктивное сопротивление, см. рис.17.

1.2.9. Пограничный слой

При обтекании тел вязким газом образуется слой, непосредственно прилегающий к телу, в толще которого скорость меняется от нуля до скорости потока V_∞ , см. рис. 14. Такой слой называется *пограничным*.

Толщина слоя t зависит от вязкости газа ν , скорости потока V_∞ и длины участка обтекания. Физическое представление о пограничном слое можно получить, если представить себе, что тело покрыто краской, растворимой в обтекающем его газе.

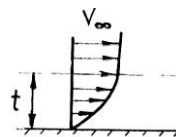


Рис. 14

Краска будет проникать в газ и сноситься вниз по потоку. Окрашенный слой будет постепенно утолщаться вниз по потоку, при этом, чем меньше вязкость газа или выше скорость течения, тем тоньше будет этот слой.

Различают: *ламинарный пограничный слой* – течение в слое происходит без перемешивания, отдельные струйки движутся параллельно с разной скоростью; *турбулентный слой* – происходит перемешивание слоев. Толщина турбулентного слоя больше, чем ламинарного. Ламинарный слой неизбежно переходит в турбулентный, поскольку существует перепад давления, заставляющий частицы газа двигаться по нормали от поверхности. Вязкость газа обуславливает при обтекании и *сопротивление трения*, которое зависит также от толщины и типа пограничного слоя. Для воздуха толщина пограничного слоя равна примерно 0.01 от длины по потоку обтекаемой поверхности.

Сопротивление турбулентного пограничного слоя меньше, чем ламинарного, поэтому конструкторы фирмы Боинг (только они) на верхней обшивке крыла ставят турбулизаторы пограничного слоя в виде треугольных бобышек. Казалось бы, парадокс: в поток выдвигаются дополнительные элементы, а общее сопротивление тела падает!?! Теперь мы знаем почему.

Пограничный слой доставляет много хлопот, особенно мотористам. Пограничный слой, попавший в воздухозаборник газотурбинного двигателя, приводит к большим потерям динамического напора, нарушает равномерность поля скоростей на входе в компрессор, что в совокупности снижает тягу и устойчивость работы двигателя. Посмотрите, как расположены двигатели в хвосте самолёта: они отодвинуты от фюзеляжа именно на толщину пограничного слоя, нарощему до места их установки.

Давайте на время покинем аэродинамику; мы уже знаем, зачем у самолёта крыло, почему поверхность крыла обязательно выпуклая сверху, почему на концах крыла имеются эти странные на вид почти вертикальные плоскости и почему двигатели вблизи фюзеляжа висят достаточно далеко от него на тяжёлых пилонах (греч. *pylon* – столб, поддерживающий ворота). Настало время приступить к самолёту более пристально.

1.3. Конструктивные группы самолёта

Гражданские самолёты, в общем, внешне похожи друг на друга, потому, что их внешняя компоновка определяется их функциональностью. Все самолёты должны летать по воздуху, приземляться на аэродром и взлетать с аэродрома, размещать внутри себя пассажиров и груз, обеспечивать во время полёта комфортные условия и безопасность.

У самолёта, см. рис. 15, различают шесть конструктивных групп: 1) фюзеляж; 2) крыло; 3) оперение, включающее киль (голл. *kiel* – балка вдоль днища судна) с рулём направления и стабилизатор (от лат. *stabilis* – устойчивый); 4) шасси (франц. *châssis* – рама, основание); 5) управление; 6) силовая установка.

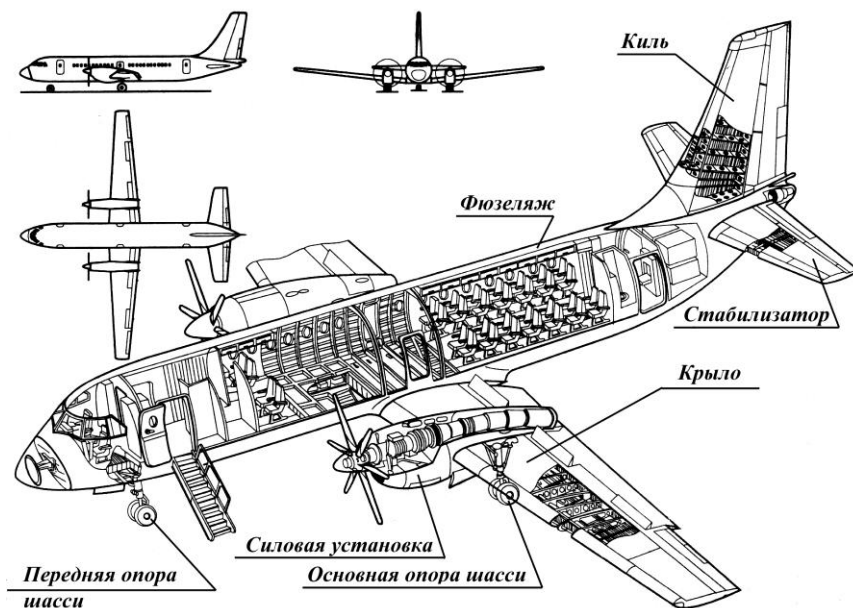


Рис. 15. Внешний вид и компоновка самолёта Ил-114.

К этим группам добавляются ещё оборудование и системы. Что же это за группы и какие функции они выполняют ?

Фюзеляж – предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов и оборудования. Главное требование к фюзеляжу – это минимум аэродинамического сопротивления, которое складывается из сопротивления трения, давления и интерференции (лат. *inter* – между и *ferentis* – переносящий). Сопротивление трения пропорционально площади омываемой поверхности, поэтому фюзеляжи имеют форму тел вращения: комбинацию цилиндра и конуса. Напомним, что при заданном внутреннем объёме минимальную площадь поверхности имеет шар, на втором месте – тела вращения. Конечно, круглая форма поперечного сечения фюзеляжа при относительно небольшом его диаметре не обеспечивает максимального комфорта пассажирам, но за всё надо платить.

Сопротивление давления пропорционально площади миделева сечения, или просто миделя (голл. *middel*, англ. *middle* – середина), то есть максимальной площади сечения, перпендикулярного скорости набегающего потока.

Сопротивление интерференции образуется следующим образом. За счёт разных скоростей обтекания различных, но близко расположенных поверхностей возникают перепады давления поперёк потока, что приводит к поперечному течению (интерференции) и, как следствие, к возрастанию сопротивления, рис. 16.

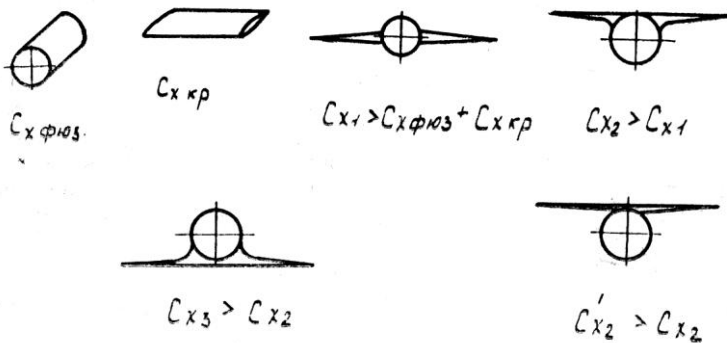


Рис. 16. Сопротивление комбинации тел.

Любители водного спорта хорошо знают, что если катер, яхта, скутер и пр. образуют много брызг, то есть при движении инициируется интенсивное поперечное течение, то скорость такого судна меньше, чем у того, которое брызжет мало.

Чтобы уменьшить сопротивление интерференции, необходимо все стыки обтекаемых агрегатов закрыть зализмами, как показано на верхней правой и левой нижней фигуре рис. 16.

Крыло – главный агрегат для создания подъёмной силы и, кроме того, основное местоположение для топлива. Зачем нужно крыло мы уже знаем.

Оперение: вертикальное (киль) и горизонтальное (стабилизатор) – это агрегаты, обеспечивающие устойчивость полёта самолёта. Как они это делают, мы разберём в разделе 3.

Шасси – это агрегат, самый бессмысленный с точки зрения полёта и самый необходимый с точки зрения безопасности. Назначение самолёта – летать, а не кататься по земле. Однако за всю историю авиации ещё ни один самолёт не остался в воздухе, поэтому приходится возить с собой эту тяжёлую массу металла, стыдливо прятать её во время полёта и выпускать в рабочее положение во время взлёта и посадки. Назначение и работу шасси мы рассмотрим в одном из следующих разделов.

Управление – это набор управляющих поверхностей, – аэродинамических рулей, – и средств для управления ими. Рулевые поверхности, шарнирно подвешены к неподвижной части конструкции, см. рис. 17. Для изменения траектории движения самолёта в воздухе нужно изменять действующие на него силы и моменты. Создавать эти дополнительные силы заставляют обтекаемый самолёт поток, выставляя в него рулевые поверхности.

Изменение аэродинамических сил обеспечивается отклонением органов управления самолётом: элеронов (франц. *aileron* – руль на крыле); руля высоты; руля направления; стабилизатора; дополнительных рулевых поверхностей. Однако, изменение режимов полёта: взлёта, набора высоты, полёта по маршруту, снижения, посадки и других; связано с комплексным

изменением не только аэродинамических сил, но также и тяги двигателей, что достигается регулированием расхода топлива. Сейчас одной из важнейших задач совершенствования систем управления является автоматизация управления полётом.

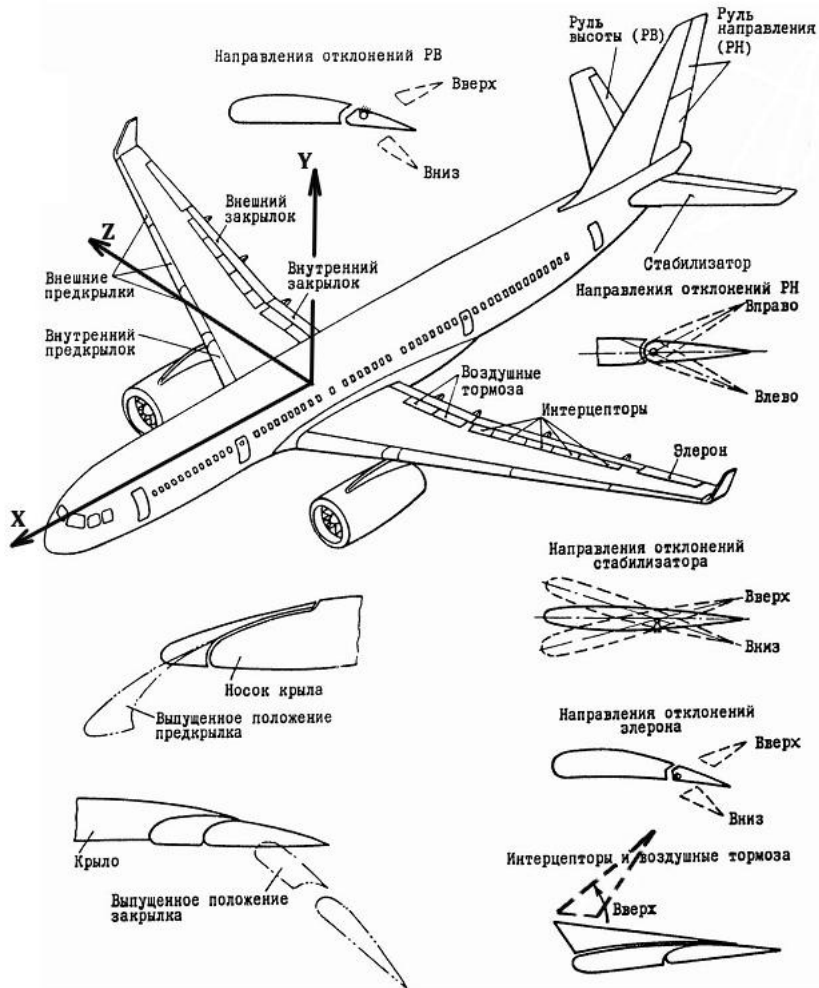


Рис. 17. Управляющие поверхности самолёта Ту-204.

Силовая установка – это совокупность двигателей с агрегатами запуска и управления, воздушных винтов (если имеются), подвесок и крепления двигателей, устройств для всасывания воздуха со средствами регулирования, сопловых агрегатов с системами реверсирования (от лат. *reversus* – обратный), систем охлаждения, противопожарных и противообледенительных систем, капотов (франц. *capote* – откидная крышка), обтекателей, гондол (итал. *gondola* – корзина), агрегатов топливной системы.

Силовая установка преобразует первичную химическую энергию топлива во все другие виды энергии, расходуемые в полёте. К ним относятся: энергия движения (тяга), электрическая, гидравлическая, пневматическая и тепловая. Химическая энергия топлива преобразуется в энергию силы тяги с помощью *двигателя*. В современных силовых установках двигателями являются реактивное сопло и/или воздушный винт. Применение других видов энергии на самолёте мы рассмотрим далее.

Внешний вид самолёта для нас уже не тайна, мы знаем, что для чего, и мы смело поднимаемся на борт.

2. Руление и взлёт

Мы подъехали к самолёту, поднялись по трапу и заняли место у окна с видом на крыло. Салон постепенно заполнился, стюардессы закрыли входные двери, лётчики запустили двигатели и наш самолёт начал руление на взлётно-посадочную полосу.

Пассажирский самолёт имеет ресурс 60 000 лётных часов и за время эксплуатации совершает, в среднем, 20 000 рейсов по 3 часа каждый. В каждом рейсе в процессе выруливания со стоянки и заруливания на неё самолёт пробегает по аэродрому в среднем 2000 метров между стоянкой и взлётно-посадочной полосой и ещё 1500 метров при разбеге (на взлёте) и 1500 метров при пробеге (на посадке). Таким образом, за время эксплуатации самолёт пробегает по аэродрому примерно 100 000 километров с весьма высокой скоростью, - движение по рулёжным дорожкам происходит на скоростях до 70 км/час.

Поверхность аэродрома состоит из бетонных плит, которые проседают под тяжестью самолёта (максимальный расчётный уступ, так называемая расчётная кочка, при переходе с одной плиты на другую составляет 50 мм) и езда происходит, как бы по неровной поверхности под ворчание пассажиров, что, дескать, и на аэродроме дороги плохие. Процесс руления происходит с остановками и поворотами, поэтому шасси нашего самолёта должно обеспечивать: 1) амортизацию (лат. *amortisatio* – гашение; или франц. *amortir* – смягчать, ослаблять) ударов при наезде на следующую плиту и при посадке; 2) торможение при необходимости остановки и снижения скорости; 3) поворот самолёта при выруливании.

Все современные гражданские самолёты имеют схему шасси с передней вспомогательной опорой; в этом случае разделение функций следующее:

передняя опора может поворачиваться влево-вправо на угол до 60° при рулении, обеспечивая тем самым необходимый радиус поворота;

торможение осуществляется с помощью колёс основных опор;

приземление самолёта осуществляется на основные опоры шасси, затем самолёт опускает нос и вместе с ним на полосу опускается передняя опора. С такой техникой посадки основная амортизация должна происходить на основных опорах, но об этом позже.

Руление, рулёжка самолёта, движущегося по аэродрому за счёт силы тяги двигателя, может осуществляться раздельным торможением и растормаживанием колёс основных стоек шасси. «Дача ноги», то есть перемещение вперёд левой или правой педали ножного управления, при движении по земле обеспечивает одновременно поворот передней опоры шасси, руля направления и торможение колес соответствующей основной стойки шасси. При рулении, см. рис. 18, разворот самолёта происходит относительно центра *контакта площадки* с поверхностью аэродрома заторможенного колеса *1*. Вектор скорости V_0 поступательного

движения колеса другой основной стойки перпендикулярен радиусу поворота R_0 , и этому колесо 2 движется без юза.

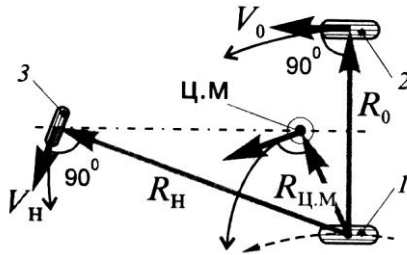


Рис. 18. Разворот самолёта при рулении.

Юз - явление, при котором колесо не вращается, несмотря на его поступательное движение.

Чтобы колесо 3 передней стойки при рулении двигалось без юза, необходимо обеспечить *принудительную ориентацию* или самоориентацию вдоль вектора скорости V_H его поступательного движения. Именно поэтому на большинстве гражданских самолётов «дача ноги» поворачивает переднюю опору шасси, причём, чем больше перемещение педали, тем на больший угол она поворачивается.

Юз может возникнуть также на колесе одной из основных опор шасси при торможении в процессе движения самолёта, особенно на скользкой, - заснеженной или покрытой водой поверхности аэродрома.

Вследствие юза возможен непреднамеренный разворот и сход самолёта с взлётно-посадочной полосы или рулёжной дорожки. Кроме того, резко уменьшается срок службы шин, возможно их полное разрушение в процессе движения по земле со всеми вытекающими отсюда последствиями.

Для эффективного и безопасного торможения необходимо поддерживать постоянную и предельно возможную силу сцепления шины с поверхностью аэродрома при любом ее состоянии и, одновременно, управление самолётом на большой скорости.

Из-за скоротечности процесса посадки и высоких скоростей движения по взлётно-посадочной полосе и по рулѣжным дорожкам лѣтчик физиологически не в состоянии обеспечить эти требования. Поэтому на современных самолѣтах в систему управления тормозами включается *автомат торможения* (антиюзовая автоматика), реагирующий на проскальзывание колеса (начало юза) и уменьшающий тормозной момент (растормаживающий колесо). После того как угловая скорость расторможенного колеса увеличится, сигнал на растормаживание снимается и начинается процесс нарастания тормозного момента колеса. Таким образом, обеспечивается эффективное и безопасное управляемое движение самолѣта по земле.

Наш самолѣт благополучно вырулил на взлѣтно-посадочную полосу и замер в ожидании взлѣта. Глядя на крыло, мы замечаем, что поверхность крыла начинает разъезжаться, выпуская и отклоняя вниз панели на передней и задней кромке. Это выпускаются закрылки и предкрылки, см. рис. 17. Самолѣт фиксируется на тормозах колѣс, тяга двигателей увеличивается до максимума, то есть двигатели переводятся на взлѣтный режим. Убедившись в устойчивой работе двигателей, лѣтчик снимает торможение колѣс, и самолѣт начинает *разбег* - ускоренное движется по полосе. В конце разбега самолѣт достигает *скорости отрыва*, он плавно набирает высоту, одновременно увеличивая скорость. Мы в воздухе.

Позвольте, а зачем выпускались закрылки и предкрылки? Чтобы выяснить это, нам нужно вернуться к аэродинамике.

2.1. Аэродинамические характеристики и средства механизации крыла

При обтекании симметричного профиля, расположенного относительно потока с углом атаки $\alpha = 0$, нормальные силы давления P и касательные силы трения T распределяются, как показано на рис. 19а. Подъёмная сила в этом случае равна нулю, так как циркуляция скорости равна нулю: $\Gamma = 0$; из-за равенства скоростей на нижней и верхней поверхности крыла.

Несимметричное обтекание имеет место, когда профиль несимметричный или угол атаки отличен от нуля. В этом случае, рис. 19б, скорость обтекания верхней поверхности больше, циркуляция скорости $\Gamma \neq 0$ и возникает подъёмная сила. Распределение сил давления показано на рис. 19б, из которого видно, что разрежение на верхней поверхности выше, чем на нижней.

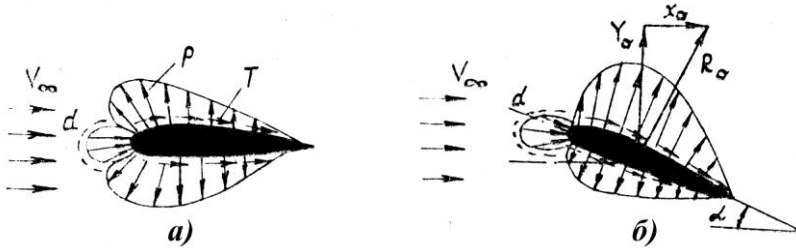


Рис. 19. Распределение давлений по профилю.

Полная аэродинамическая сила R складывается из подъёмной силы Y_a и силы лобового сопротивления X_a ;

$$R_a = \sqrt{Y_a^2 + X_a^2} = \left(\sqrt{c_{ya}^2 + c_{xa}^2} \right) \frac{\rho V^2}{2} S = c_{Ra} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (22)$$

Коэффициент лобового сопротивления c_{xa} определяет общее сопротивление крыла и складывается из сопротивления трения, индуктивного и сопротивления давления, связанного с преодолением нормальных сил на носке профиля - зона d на рис. 19. Что означают эти понятия, мы уже знаем.

Для удобообтекаемых тел сопротивление трения составляет 60 - 80% от общего сопротивления. Сопротивление трения и давления вместе составляют так называемое *профильное сопротивление*.

Зависимости коэффициента подъёмной силы c_{ya} и коэффициента лобового сопротивления c_{xa} от угла атаки приведены на рис.20. Численные значения этих кривых соответствуют аэродинамическим характеристикам самолёта, то есть:

$$C_{yа}^{\text{самолёта}} = C_{yа}^{\text{крыла}},$$

$$C_{xа}^{\text{самолёта}} = C_{xа}^{\text{крыла}} + C_{xа}^{\text{фюз.}} + C_{xа}^{\text{опер.}} + C_{xа}^{\text{интерф.}} + \dots;$$

ИЛИ

$$C_{xа}^{\text{самолёта}} = C_{xа}^{\text{крыла}} + C_{xа}^{\text{вредное}}.$$

Подъёмная сила с увеличением угла атаки α возрастает не беспрдельно, а только до определённого значения $\alpha_{кр}$, называемого *критическим углом атаки* $\alpha_{кр}$.

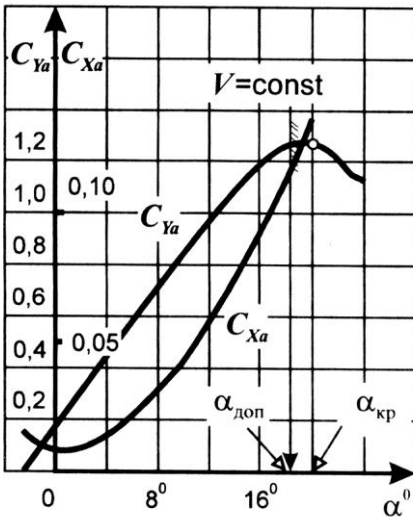


Рис. 20. Кривые $c_{yа}(\alpha)$ и $c_{xа}(\alpha)$.

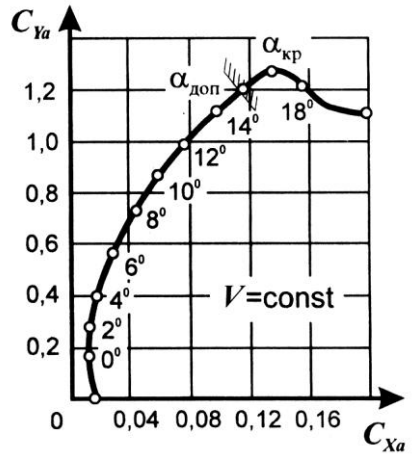


Рис. 21. Поляра самолёта.

Кривые $c_{yа}(\alpha)$ и $c_{xа}(\alpha)$ обычно объединяют в одну кривую $c_{yа}(c_{xа})$, называемую *полярой* Лилиенталя или просто *полярой*, см. рис. 21. Очевидно, что поляра самолёта сдвинута по оси $c_{xа}$ относительно поляры крыла на величину $c_{xа}^{\text{вредное}}$.

Почему же ограничен рост $c_{yа}$? Что происходит на критическом угле атаки?

На рис. 22 показано распределение скорости в потоке, обтекающем верхнюю поверхность крыла. Скорость обтекания в

пределах пограничного слоя падает до нуля на поверхности крыла. При этом пик скорости на «границе» пограничного слоя (см. пунктирную линию на рис. 22) вызывает здесь провал давления, и на частицы газа, находящиеся в пограничном слое действует сила, стремящаяся оторвать их от поверхности обтекания.

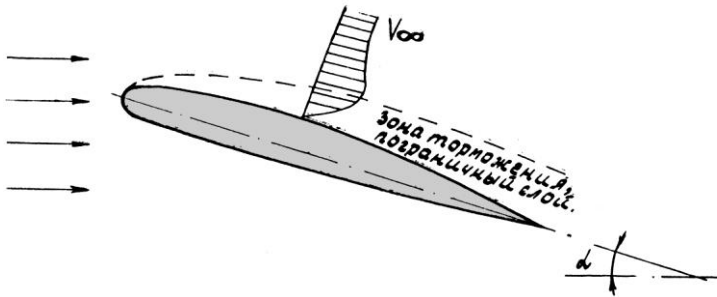


Рис. 22. Разгон и торможение струйки.

Пока энергия частиц пограничного слоя велика, они движутся по инерции вдоль обтекаемой поверхности, но по мере движения, энергия частиц расходуется на преодоление сил трения, отрывающая сила становится определяющей, и пограничный слой утолщается к задней кромке. С увеличением угла атаки разрежение на верхней поверхности увеличивается, что приводит к более толстому пограничному слою (растет отрывающая сила), который к концу профиля становится турбулентным. Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к смещению точки турбулентности пограничного слоя вперед от задней кромки, что, в конце концов, приводит к срыву потока, см. рис. 23.

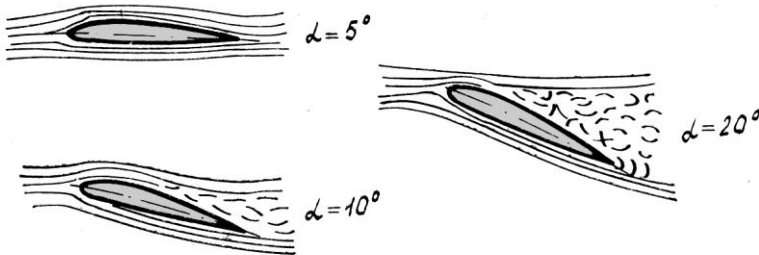


Рис. 23. Срыв потока

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ - это угол, по достижении которого наступает срыв потока и падение подъёмной силы.

Увеличить $\alpha_{кр}$, тем самым увеличив c_{ya}^{max} можно, если подпитать энергией пограничный слой. Такая подпитка представляет собой зачастую попросту сдвиг пограничного слоя. Для сдува заставляют работать набегающий на крыло поток. Если организовать щель вдоль размаха крыла так, чтобы часть воздуха могла перетекать с нижней поверхности на верхнюю (А будет ли перетекание? Почему?), то этот воздух сдует пограничный слой, см. рис. 24. Так работают *предкрылки* и *щелевые закрылки*. Диаграмма скорости показывает, что предкрылок до определенных углов атаки обеспечивает «прилипание» струйки к верхней поверхности и тем самым увеличивает критический угол атаки $\alpha_{кр}$. Щелевой закрылок работает аналогично, и при этом за счёт эжекции увлекается пограничный слой с неподвижной части крыла. Однако отклонение закрылка увеличивает кривизну профиля, что при тех же углах атаки увеличивает подъёмную силу, но уменьшает $\alpha_{кр}$. Обычный, нещелевой закрылок за счёт изменения кривизны также увеличивает подъёмную силу, но при этом сильно уменьшает критический угол атаки. Все это нашло отражение в графиках $c_{ya}(\alpha)$ на рис. 24. Сплошной линией показана характеристика исходного крыла.

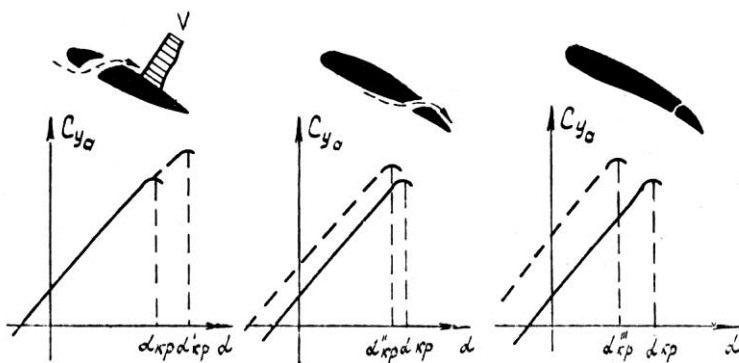


Рис. 24. Изменение подъёмной силы.

Кроме перечисленных *средств механизации* на крыле применяют еще *тормозные щитки* и *интерцепторы*. Назначение тормозного щитка понятно из названия. Щиток отклоняется перпендикулярно потоку и служит воздушным тормозом. Интерцепторы предназначены для преднамеренного срыва потока, а значит уменьшения подъёмной силы на той части размаха крыла, где они установлены. Интерцепторы представляют собой как бы отклоняемую часть верхней обшивки, см. рис. 25.

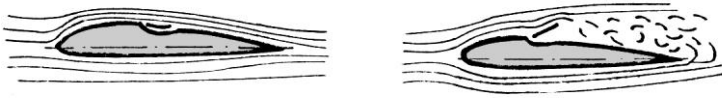


Рис. 25. Интерцептор

Обычно в полёте средства механизации убраны, так что профиль крыла гладкий. Используются они кратковременно, когда нужно изменить аэродинамические характеристики по сравнению с характеристиками гладкого исходного крыла.

При выпуске закрылков и предкрылком одновременно, но в разной степени меняются и подъёмная сила и лобовое сопротивление самолёта. Взаимосвязь между этими величинами выражает *аэродинамическое качество* – отношение подъёмной силы к силе лобового сопротивления:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S}{c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} \quad (23)$$

Аэродинамическое качество – важнейший показатель совершенства самолёта, от которого зависят многие пилотажные характеристики и безопасность полёта.

Численно аэродинамическое качество показывает, сколько килограммов тяжести можно поднять и удержать в воздухе одним килограммом тяги.

К примеру, крейсерское качество самолёта Ту-154 равно 12, самолёта Ил-18 – 16; у сверхзвуковых истребителей качество $K = 4 \dots 7$. В дальнейшем мы будем опускать слово «аэродинамическое» и будем называть эту характеристику просто качеством.

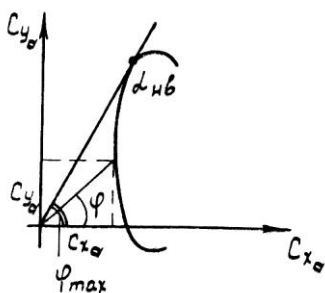


Рис. 26.

Качество зависит от конфигурации несущей поверхности самолёта, а также от угла атаки и на поляре определяется, как показано на рис. 26. Если из начала координат провести луч до пересечения с полярой, то качество будет равно тангенсу угла φ . Нужно иметь в виду, что каждой точке поляры соответствует свой угол атаки, поэтому и качество при каждом угле атаки – своё.

Максимальное качество определяется максимальным углом φ_{max} , при котором луч касается поляры. Соответствующий угол атаки называется *наивыгоднейшим*.

Наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв}$ – это угол, при котором аэродинамическое качество, измеряемое отношением C_{ya} к C_{xa} , имеет максимальное значение.

Теперь мы вернёмся к нашему самолёту и рассмотрим взлёт более детально.

2.2. Взлёт

Вообще, под взлётом подразумевается движение самолёта с разгоном от точки старта до достижения безопасной высоты (400...600м), в процессе которого самолёт принимает полётную конфигурацию и набирает скорость для дальнейшего набора высоты крейсерского эшелона (франц. *echelon* – членение, разбивка). Эшелон – это выделенная диспетчером высота горизонтального полёта.

На старте самолёт имеет *взлётную конфигурацию*: предкрылки и закрылки выпущены во взлётное положение,

стабилизатор находится во взлётно-посадочном положении, шасси выпущено.

Взлёт состоит из следующих этапов: *разбега, отрыва самолёта от земли и набора безопасной высоты*. При возникновении аварийной ситуации в процессе *разбега*, вызванной отказом какой-либо из систем самолёта, взлёт может быть прекращен. В этом случае присутствует еще один этап – *экстренное торможение*. Если же отказ произошел на других этапах взлёта, то взлёт может быть только продолжен.

2.2.1. Разбег и отрыв

На разбеге происходит разгон самолёта при его движении по взлётно-посадочной полосе до скорости, на которой он может оторваться от земли и безопасно перейти в набор высоты. Разбег заканчивается по достижении самолётом скорости отрыва. Скорость отрыва зависит от угла отклонения закрылков и уменьшается с увеличением этого угла. Ускорение самолёта на разбеге в основном зависит от *тяговооруженности* самолёта, равной отношению тяги силовой установки к взлётному весу самолёта. Аэродинамическое сопротивление самолёта и сила трения колёс влияют на ускорение и длину разбега значительно меньше, чем тяга и взлётная масса.

Для уменьшения длины разбега разгон необходимо выполнять с прижатым передним колесом до скорости поднятия переднего колеса V_R . Причем скорость подъёма переднего колеса V_R очень близка к скорости отрыва самолёта: $V_R = (0.95...0.98) V_{отр}$. Поднятие переднего колеса на меньшей скорости приводит к увеличению угла атаки и аэродинамического сопротивления самолёта. Кроме того, ухудшается управляемость самолёта по курсу (лат. *cursus* – бег, движение) вследствие того, что в управлении не участвует поднятая управляемая передняя стойка шасси, а также ухудшается обзор из кабины экипажа.

Отрыв самолёта от земли происходит в процессе увеличения угла атаки при поднятии переднего колеса. С увеличением скорости и угла атаки самолёта увеличивается подъёмная сила.

Для того чтобы перевести самолёт в набор высоты и обеспечить уверенный отрыв, подъёмная сила должна превышать силу тяжести. Это достигается дальнейшим увеличением угла атаки и угла тангажа (франц. *tangage* – килевая качка) самолёта. *Угол тангажа* – это угол между продольной осью самолёта и горизонтальной плоскостью, касательной к поверхности Земли.

Так как скорость самолёта продолжает расти, необходимо предупредить дальнейший рост угла атаки, хотя угол тангажа ещё будет увеличиваться вследствие искривления траектории движения. Поднятие переднего колеса и увеличение угла тангажа для отрыва самолёта лётчиком производится плавно, но энергично путём отклонения руля высоты. Слишком медленное увеличение угла атаки или выдерживание самолёта на промежуточных углах атаки приведет к чрезмерному росту скорости и увеличению длины разбега. При очень резком увеличении угла тангажа возможны выход самолёта на повышенные углы атаки и касание взлётно-посадочной полосы хвостовой частью фюзеляжа. После отрыва исчезает пикирующий момент (от франц. *piqier (une tete)* – падать вниз головой) сил трения колес и силы реакции земли. По мере роста скорости растет кабрирующий момент (от франц. *cabrer* – поднять лошадь на дыбы) от горизонтального оперения и поэтому лётчику приходится рулём высоты опускать нос самолёта на пикирование, чтобы не выйти на критические углы атаки.

При наличии бокового ветра на разбеге самолёт имеет тенденцию к развороту против ветра, – лётчику приходится парировать разворот отклонением руля направления. В момент отрыва самолёт кренится в сторону ветра. Для парирования крена (от голл. *krengen* – класть судно на бок) нужно своевременно отклонить элероны.

2.2.2. Набор безопасной высоты.

Сразу после надёжного отрыва самолёта от поверхности взлётно-посадочной полосы и перехода в набор высоты для уменьшения лобового сопротивления на высоте не менее 5 м начинается уборка шасси (перед уборкой шасси колёса надо затормозить). Время уборки шасси составляет 4...7 секунд. Уборка шасси вызывает небольшое стремление самолёта поднять нос,

которое парируется отклонением руля высоты на пикирование. В процессе уборки шасси продолжают набор высоты и разгон самолёта до скорости, на которой возможен дальнейший набор высоты даже при отказе одного двигателя. После уборки шасси на высоте 50...150м начинается уборка закрылков. Достигнув этой высоты, лётчик, уменьшив угол набора, должен увеличить скорость до значения, при котором можно начать уборку механизации крыла с одновременным разгоном. К концу уборки закрылков скорость самолёта должна быть не менее безопасной скорости с убранными закрылками.

Отметим, что при взлёте закрылки выпускаются не на полный угол отклонения, а только во *взлётное положение* – до угла, обеспечивающего *максимальный прирост аэродинамического качества*. Использование закрылков на взлёте в 1.2...1.5 раза снижает скорость отрыва, а также примерно в 2 раза уменьшает длину разбега.

Вообще, скорость полёта можно определить из формулы для подъёмной силы, приравняв Y весу самолёта G :

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_{ya} \rho S}} . \quad (24)$$

Поэтому при увеличении коэффициента c_{ya} скорость, до которой нужно разогнать самолёт для того, чтобы он поднялся в воздух, уменьшается.

В случае взлёта с отказавшим двигателем и при малых избытках тяги самолёт для разгона следует перевести в горизонтальный полёт, а закрылки убрать в несколько приёмов (импульсами) с некоторой выдержкой между ними.

По мере уборки механизации и уменьшения аэродинамического сопротивления вертикальная скорость снова будет возрастать. Категорически запрещается перевод самолёта в *снижение* для более интенсивного разгона, как при всех работающих двигателях, так и при отказе двигателя в процессе взлёта.

После окончания уборки закрылков и предкрылков продолжают разгон самолёта до наивыгоднейшей скорости набора высоты, затем на высоте круга (450 м) двигатели переводят на номинальный режим, после чего начинается набор высоты крейсерского эшелона.

Какая же сила движет самолёт, сообщая ему огромную скорость?

2.3. Силовая установка

Двигатели с агрегатами и системами, обеспечивающими их работоспособность (системы регулирования подачи топлива, запуска, регулирования и контроля работы, смазки, противопожарной защиты двигателя), воздухозаборники и выхлопные устройства (сопла), а также топливная система самолёта составляют его *силовую установку*.

Двигатель, преобразующий химическую энергию находящегося на борту самолёта топлива в тепловую и механическую, можно считать *первичным источником энергии*, основная часть которой расходуется на создание силы тяги и весьма значительная часть - на работу различных бортовых систем.

Двигатель должен обеспечивать необходимые взлётно-посадочные и маневренные характеристики самолёта, необходимую дальность, скороподъёмность и высоту полёта. В широком диапазоне высот и скоростей полёта двигатель должен экономно расходовать топливо, надёжно, устойчиво работать, быть безопасным в пожарном отношении, иметь достаточно большой ресурс работы без ремонта. Все эти сложные и противоречивые требования приводят к созданию и применению различных типов двигателей (работающих по различным газодинамическим схемам).

По способу создания силы тяги двигатели, применяемые на самолётах, разделяются на винтовые и реактивные.

Винтовые двигатели создают потребную для полёта самолётов и вертолётов силу тяги за счёт *движителя - воздушного винта*.

Реактивные двигатели, создающие тягу за счёт прямой реакции струи выхлопных газов, подразделяются на *ракетные* (РД) и *воздушно-реактивные* (ВРД).

Ракетные двигатели (жидкостные ракетные двигатели и ракетные двигатели на твёрдом топливе) выделяются из всего семейства двигателей, используемых на летательных аппаратах, уникальными свойствами: практически неизменной тяговой мощностью в широком диапазоне скоростей; возможностью работы на больших высотах полёта включая безвоздушное космическое пространство, причем с увеличением высоты полёта тяга ракетных двигателей растёт; относительной (по сравнению с другими типами двигателей) простотой конструкции; исключительной возможностью получения больших мощностей в одном агрегате при сравнительно малой его массе и габаритных размерах. Все это сейчас делает ракетные двигатели незаменимыми для аппаратов, предназначенных для полёта в ближнем космическом пространстве.

Однако большие расходы топлива, практическая невозможность регулирования тяги по произвольному закону в широких диапазонах, невозможность снабжения бортовых систем летательного аппарата энергией от маршевых двигателей, - а это требует наличия на борту дополнительных источников энергопитания; необходимость иметь на борту запас не только горючего, но и окислителя, что существенно снижает весовую эффективность аппарата с ракетным двигателем, - практически исключают возможность использования ракетного двигателя в силовых установках многоцветных транспортных летательных аппаратов, совершающих полёты в пределах атмосферы.

Ракетные двигатели иногда применяются на высокоскоростных маневренных самолётах в качестве дополнительной силовой установки, позволяющей кратковременно увеличить скорость или высоту полёта, и в качестве стартовых ускорителей, существенно сокращающих потребную для взлёта длину взлётно-посадочной полосы.

Воздушно-реактивные двигатели используют в качестве горючего керосин, находящийся в топливных баках, а в качестве окислителя - кислород воздуха. Первым в авиации стал

применяться *турбореактивный двигатель* (ТРД), см. рис. 27, являющийся основой для создания целого семейства двигателей, объединяемых общим названием *газотурбинных двигателей* (ГТД).

Турбореактивный двигатель – это газотурбинный двигатель, тяга которого $P_{\text{дв}}$ создается за счёт превращения тепловой энергии, выделяющейся при сгорании топлива, в кинетическую энергию потока газа, а возникающая при этом реакция используется как движущая сила:

$$P_{\text{дв}} = m_{\text{сек}}(W_c - V) + f_c(p_c - p_0), \quad (25)$$

где $P_{\text{дв}}$ – сила тяги двигателя; $m_{\text{сек}}$ – секундный расход воздуха и горючего через двигатель; W_c – скорость истечения газов из сопла; V – скорость полёта; f_c – площадь выходного сечения сопла; p_c – давление на срезе сопла; p_0 – давление окружающего воздуха.

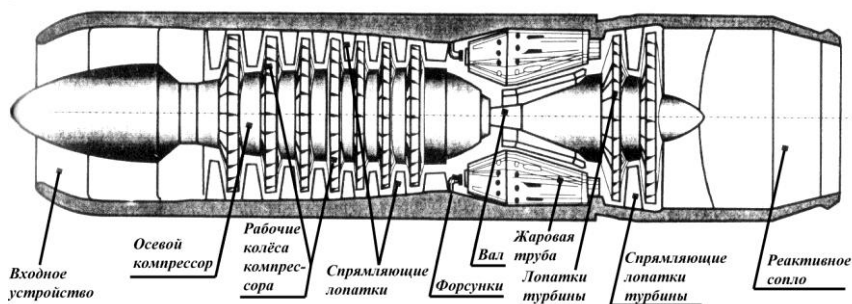


Рис. 27. Турбореактивный двигатель

Поток воздуха, попадающий в двигатель, тормозится во *входном устройстве*, в результате чего давление воздуха перед *осевым компрессором* повышается.

Ротор (вращающаяся часть) объединяет ряд *рабочих колес компрессора*, представляющих собой диски с закрепленными на них рабочими лопатками. При вращении ротор, подобно вентилятору воздействует на воздушный поток и заставляет его двигаться по оси двигателя через ряд неподвижно закрепленных по окружности на корпусе двигателя *направляющих лопаток*. Каждый

ряд спрямляющих лопаток располагается за соответствующим рабочим колесом, образуя *статор* (неподвижную часть компрессора). Ряд неподвижных лопаток, называемых *спрямляющим аппаратом*, в совокупности с рядом рабочих лопаток рабочего колеса называется *ступенью компрессора*. Проходя через многоступенчатый осевой компрессор, воздух сжимается, его давление многократно (в 10...40 раз) повышается. Отношение давления воздуха на выходе из компрессора p_2 к давлению на входе p_1 называется *степенью повышения давления*: $\pi_k = p_2 / p_1$.

Сжатый воздух из компрессора попадает в *камеру сгорания*, образованную несколькими расположенными по периметру корпуса *жаровыми трубами* (или одной кольцевой трубой). Примерно 35% от общего потока воздуха направляется непосредственно в жаровые трубы, где происходит основной процесс сгорания керосина, поступающего в распылённом состоянии через *форсунки*.

Другая часть воздуха обтекает наружные поверхности жаровых труб, охлаждая их, и на выходе из камеры сгорания смешивается с продуктами сгорания для их охлаждения, что позволяет поддерживать температуру газозвушной смеси в камере сгорания на уровне $T_T = 1400...1900$ °К, определяемом допустимой тепловой прочностью стенок камеры сгорания, *лопаток* и *спрямляющих лопаток турбины*, на которую образовавшийся в камере сгорания газовый поток, имеющий высокую температуру и давление, устремляется через суживающийся сопловой аппарат камеры сгорания.

Часть потенциальной энергии газозвушной смеси, полученной при сжатии воздуха в компрессоре и нагреве его в камере сгорания, преобразуется ротором газовой турбины, устройство которой аналогично устройству компрессора, в механическую работу вращения ротора компрессора, соединённого общим *валом* с ротором турбины.

Комбинация компрессора и турбины, жёстко соединённых валом, называется *турбокомпрессором*.

Часть механической мощности отбирается от вала для привода агрегатов двигателя (топливных подкачивающих насосов, масляных насосов и т.п.) и привода электрогенераторов, обеспечивающих энергией различные бортовые системы. От компрессора также забирается часть сжатого воздуха для различных бортовых систем.

Основная часть энергии продуктов сгорания идет на ускорение газового потока в *реактивном сопле* двигателя для создания реактивной тяги.

Стартовая раскрутка *вала* осуществляется стартёром, при запуске двигателя приводимом во вращение от наземного или бортового источника энергии, а при дальнейшей работе двигателя вращение вала (и ротора компрессора) поддерживается вращением ротора турбины. При запуске двигателя топливовоздушная смесь в камере сгорания зажигается специальным запальным устройством, при дальнейшей работе двигателя горение поддерживается уже имеющимся факелом пламени.

То есть турбореактивный двигатель нужно раскрутить, подать топливо в форсунки, поджечь его и ... всё. Дальше двигатель свою работу поддерживает сам, автоматически. Регулированием подачи топлива можно изменять скорость вращения роторов, а значит тягу двигателя.

Турбовинтовой двигатель – это газотурбинный двигатель, который основное тяговое усилие (85...90%) создает за счёт воздушного винта, приводимого в движение от турбокомпрессора через понижающий частоту вращения редуктор, см. рис.28.

Получение мощности, необходимой для вращения ротора компрессора и воздушного винта обеспечивается турбиной с увеличенным числом ступеней, поэтому расширение газа в турбине происходит почти полностью и реактивная тяга, получаемая за счёт реакции газовой струи, вытекающей из двигателя, составляет только 10...15% от суммарной тяги. Турбовинтовой двигатель имеет низкие расходы топлива на относительно малых скоростях и создаёт большую тягу при небольшой массе и габаритах. Поэтому этот тип двигателя широко применяется в силовых установках для

вертолётов и самолётов, имеющих большую грузоподъемность и дальность полёта (летающих на скоростях 600-800 км/ч). Газотурбинный двигатель, работающий с передачей мощности на несущий винт вертолёта, принято называть *турбовальным двигателем*.

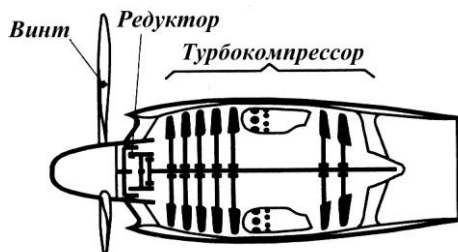


Рис. 28. Схема турбовинтового двигателя.

Дальнейшее повышение топливной эффективности связано с применением *турбореактивных двухконтурных двигателей*, см. рис. 29, в которых избыточная мощность турбины турбокомпрессора передается *компрессору низкого давления*, так называемому *второму (внешнему) контуру двигателя*, а не винту, как в турбовинтовом двигателе.

Воздушный поток, поступающий в двухконтурный двигатель, сжимается в *компрессоре низкого давления*, а затем часть потока идет через *турбокомпрессор высокого давления (внутренний контур двигателя или контур высокого давления)*, где рабочий процесс аналогичен рабочему процессу турбореактивного двигателя. Другая (холодная) часть потока проходит внешний контур низкого давления и на выходе из контура смешивается в камере смешения с горячим потоком из внутреннего контура. Увеличение массового расхода воздуха плюс уменьшенные по сравнению с турбореактивным двигателем температура и скорость выхлопной струи двухконтурного двигателя снижают расход топлива и уменьшают шум.

Важнейшим параметром, определяющим тяговые, массовые и экономические характеристики турбореактивного двухконтурного двигателя является *степень двухконтурности* $t = G_{нд} / G_{вд}$, где $G_{нд}$

- массовый расход воздуха через внешний контур низкого давления, а $G_{вд}$ - массовый расход воздуха через внутренний контур высокого давления. Очевидно, что для обычного турбореактивного двигателя степень двухконтурности $m = 0$.

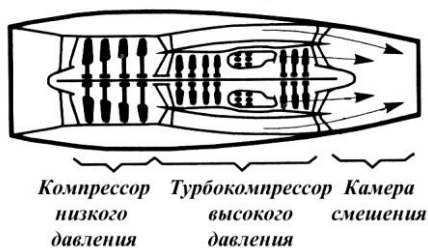


Рис. 29. Схема турбореактивного двухконтурного двигателя.

Турбореактивные двухконтурные двигатели с низкой степенью двухконтурности ($m < 2$) применяются для сверхзвуковых самолётов, с высокой степенью двухконтурности ($m > 2$) - для транспортных самолётов.

С увеличением степени двухконтурности, а у современных двигателей $m = 6...8$, компрессор низкого давления трансформируется в вентилятор и изменяется конфигурация двигателя. Двухконтурный двигатель с высокой степенью двухконтурности принято называть *турбовентиляторным двигателем* или *турбовентиляторным реактивным двигателем* см. рис. 30.

Здесь вентилятор, приводимый в движение турбокомпрессором высокого давления закопирован сравнительно коротким кольцевым обтекателем, и горячая струя внутреннего контура практически не смешивается с холодной струей из вентилятора.

Дальнейшим развитием турбореактивного двухконтурного двигателя с большой степенью двухконтурности является *винтовентиляторный двигатель*, или *турбовинтовентиляторный двигатель*, см. рис. 31. В отличие от воздушного винта турбовинтового двигателя движитель винтовентиляторного

двигателя - это многолопастный (8-20 лопастей) винт с *саблевидной формой лопастей* (с переменной по размаху лопасти стреловидностью передней задней кромки) и специальной её профилировкой, получивший название *винтовентилятор*.

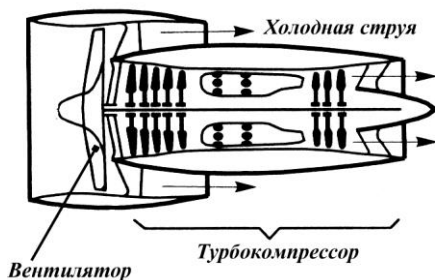


Рис. 30. Схема турбовентиляторного двигателя.

В нём турбокомпрессор приводит во вращение через редуктор *двигатель однорядной, или соосной, схемы*, когда на одном валу находятся два винтовентилятора с противоположным направлением вращения, открытый, рис. 31а, или закапотированный кольцевым обтекателем, рис. 31б.

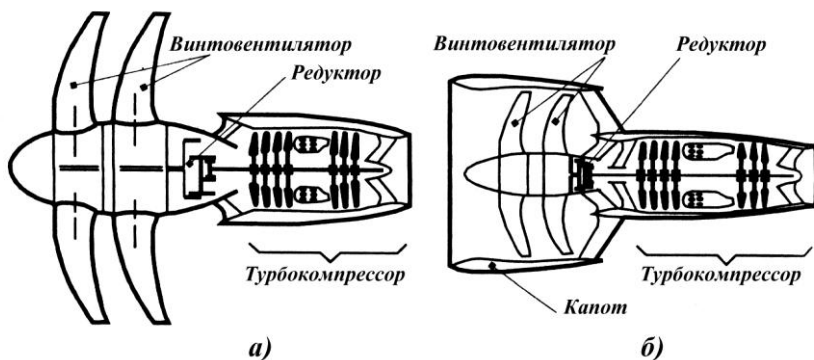


Рис. 31. Схема винтовентиляторного двигателя

Такие двигатели со сверхвысокой степенью двухконтурности, до 90 для *открытого винтовентилятора* и до 40 для

закапотированого, позволяют существенно снизить расходы топлива при скоростях полёта 800...900 км/ч.

Однако, как и для всякого нового типа двигателя, разработка и внедрение винтовентиляторного двигателя требует решения ряда проблем, связанных с конструкцией самого двигателя (сложность конструкции, получение приемлемой массы винтовентилятора, глушение шума), и проблем компоновочного характера, связанных с размещением такого крупногабаритного двигателя на самолёте.

Потребная для определенных условий полёта тяга (мощность) обеспечивается выбором соответствующего режима работы силовой установки. Лётчик управляет режимом работы двигателя с помощью *рычага управления двигателем*, перемещение которого регулирует, то есть увеличивает или уменьшает - *дросселирует* (от нем. *drosseln* - душить, сокращать), расход топлива.

Большинство современных пассажирских самолётов оборудуются *вспомогательной силовой установкой* - небольшим газотурбинным двигателем, вся мощность которого используется не для создания тяги, а для снабжения энергией бортовых систем самолёта. При стоянке на земле вспомогательная силовая установка обеспечивает работу электросистем, радиооборудования, системы кондиционирования воздуха, техническое обслуживание самолёта и его систем, запуск основных двигателей, что делает самолёт независимым от аэродромных источников энергии. Вспомогательная силовая установка может применяться и как источник энергии в аварийных ситуациях в полёте, в частности при остановке одного из двигателей.

Но что же обеспечивает работу двигателей ?

2.4. Топливная система

Топливная система обеспечивает размещение запаса топлива, необходимого для выполнения полёта, и бесперебойную подачу его двигателям, включая вспомогательную силовую установку, на всех режимах полёта.

На некоторых самолётах топливная система выполняет дополнительные функции, например: обеспечивает балансировку и поддерживает оптимальное положение центра масс (*центровку*) самолёта за счёт перекачки топлива из одних баков в другие; топливо может использоваться в качестве хладагента для охлаждения бортовых систем в технических отсеках.

Топливную систему можно условно разделить на следующие взаимосвязанные подсистемы: 1) топливные ёмкости (топливные баки, дренаж баков, системы перекачки топлива); 2) система распределения топлива (системы заправки и подачи топлива к двигателям); 3) слив топлива (аварийный слив и штатный слив на земле, слив конденсата); 4) приборы и устройства контроля работы топливной системы. В зависимости от назначения и потребных лётно-технических характеристик самолёта масса топлива составляет 10...60% от взлётной массы самолёта, поэтому размещение топлива на борту является сложной компоновочной и конструктивной проблемой. На гражданских самолётах топливо обычно размещается в крыле в нескольких кессон-баках (франц. *caisson* – ящик).

Герметичность (по имени легендарного египетского мудреца Гермеса Трижды Величайшего, которому, в числе прочего, приписывается искусство прочной закупорки сосудов) кессон-баков обеспечивается плотной постановкой заклёпок в заклёпочных швах и тепло-, морозо- и керосиностойкими *герметиками* (полимерными композициями, обеспечивающими непроницаемость швов) в местах соединения отдельных элементов конструкции. То есть, внутри кессон-бака нет мягкой герметичной оболочки для топлива.

Для увеличения дальности полёта военных самолётов под крылом устанавливаются *подвесные топливные баки*, топливо из которых вырабатывается на начальных участках полёта и которые сбрасываются перед выполнением собственно боевой операции, так как они ухудшают маневренность и разгонные характеристики самолёта. На военных самолётах также широко применяется дозаправка топливом в полёте путём перекачки топлива из баков *самолёта-заправщика*.

Принципиальная схема топливной системы двухмоторного пассажирского самолёта проиллюстрирована рис. 32. Топливная система самолёта представляет собой две автономные, аналогичные по конструкции системы: правую и левую, каждая из которых подаёт топливо к соответствующему двигателю.

В каждой половине (консоли) крыла передний и задний лонжероны (франц. *longer* – идущий вдоль), совместно с верхней и нижней панелями крыла и герметичными нервюрами (франц. *nervure* – арка), образуют *кессон-баки* (франц. *caisson* – ящик).

Лонжерон – это балка вдоль размаха крыла. *Нервюра* – это балка, установленная поперёк лонжерона и скреплённая с ним. Позже мы дадим более подробное описание этих элементов конструкции.

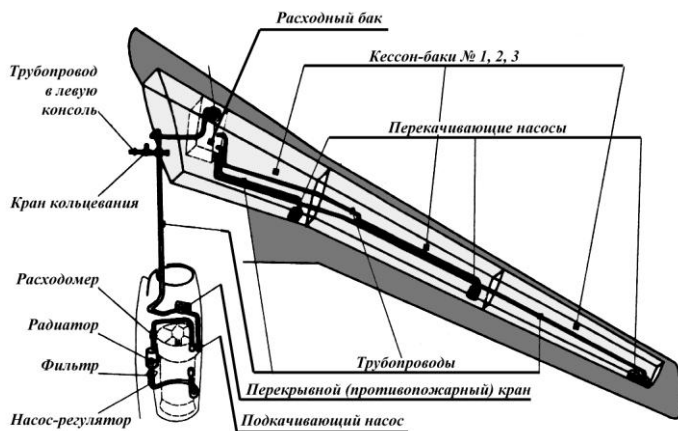


Рис. 32. Схема топливной системы.

Кессон-баки каждой консоли связаны трубопроводом, в котором установлен *кран кольцевания* (*кран перекрестного питания*), обеспечивающий подачу топлива из левой группы баков в правую и наоборот. Трубопроводы топливной системы (*топливопроводы*) выполняются из алюминиевых и стальных труб.

Топливо из кессон-баков по трубопроводам с помощью спаренных (дублирующих друг друга) *перекачивающих насосов* в

определённом порядке перекачивается в *расходный бак*, из которого спаренными *подкачивающими насосами* под определенным давлением подается по трубопроводу через *перекрывной (противопожарный) кран* к агрегатам топливной системы двигателя: к *подкачивающему насосу, расходомеру, топливомасляному радиатору, топливному фильтру, насосу-регулятору*, см. рис. 32. После насоса-регулятора топливо под высоким давлением через коллектор подается к форсункам камеры сгорания.

Рычаг управления двигателем в кабине лётчиков тросовой проводкой связан именно с насосом-регулятором и именно насос-регулятор изменяет расход топлива, а значит и тягу двигателя.

На современных самолётах топливо централизованно под давлением (через одну или несколько заправочных горловин) заливается в топливные баки. Топливные фильтры обеспечивают освобождение топлива от случайных механических примесей. Система клапанов и кранов автоматически обеспечивает определенный порядок заправки баков, а также определённый порядок выработки топлива из кессон-баков в полёте, чтобы центровка самолёта в процессе выработки топлива не выходила из заданных пределов.

Надёжность работы топливной системы зависит от давления смеси воздуха и паров топлива в надтопливном пространстве баков. Разрежение (пониженное давление) может вызвать сплющивание баков, *кавитацию топлива* на входе в насосы и в трубопроводах, то есть образование в топливе полостей, заполненных воздухом, парами топлива или их смесью, и, как следствие, нарушение работы перекачивающих насосов и двигателя.

Повышенное давление в надтопливном пространстве может вызвать остаточные деформации конструкции: вздутие встроенных топливных баков и даже деформации кессон-баков крыла.

Разрежение в надтопливном пространстве может возникнуть в процессе выработки топлива или аварийного слива, повышенное давление - в процессе централизованной заправки топливом под давлением.

Дренажная (англ. *drain* - осушать) *система* обеспечивает поддержание необходимой разницы давлений в надтопливном пространстве баков и окружающей атмосфере и уменьшение концентрации взрывоопасных паров керосина путем наддува (и вентиляции) баков воздухом через трубопроводы, выходящие к верхним точкам баков, за счёт скоростного напора набегающего потока воздуха, или воздухом от компрессоров двигателей или из бортовых баллонов, или нейтральными газами из бортовых баллонов или специальных систем.

Система наддува баков нейтральными газами повышает пожаро- и взрывобезопасность воздушного судна.

Пора вернуться на борт нашего самолёта. Теперь Вы можете вполне уверенно определить тип двигателя, который несёт нас к цели нашего путешествия, а также объяснить принцип действия и средства обеспечения его безопасного функционирования своим попутчикам.

3. Выход на маршрут. Набор эшелона

После взлёта и набора безопасной высоты начинается этап выхода на крейсерский режим, и в процессе набора высоты от высоты круга до крейсерского эшелона осуществляется разгон самолёта до крейсерской скорости. На рис. 33 показаны силы, действующие на самолёт, находящийся в установившемся полёте с углом Θ наклона траектории к горизонту.

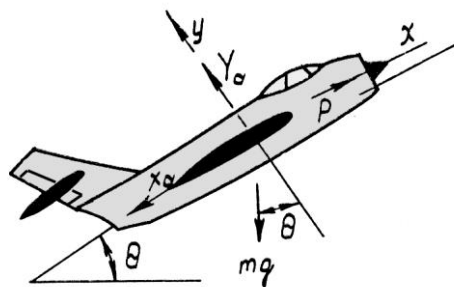


Рис. 33. Подъём самолёта.

Составим уравнение равновесия сил относительно осей x и y :

$$\begin{cases} \sum_x = P - X_a - mg \sin \Theta = 0; \\ \sum_y = Y_a - mg \cos \Theta = 0; \end{cases} \quad \text{или}$$

$$\begin{cases} P = X_a + mg \sin \Theta; \\ Y_a = mg \cos \Theta = c_{ya} \frac{\rho V_{номп.}^2}{2} S; \end{cases} \quad (26)$$

Из второго уравнения системы (26) с учётом того, что в горизонтальном полёте $Y = G = mg$; (см. также формулу (24)), найдём потребную скорость при подъёме:

$$V_{номп.} = \sqrt{\frac{2mg \cos \Theta}{c_{ya} \rho S}} = V_{номп.}^{\Gamma\Pi} \sqrt{\cos \Theta}; \quad (27)$$

где $V_{номп.}^{\Gamma\Pi}$ - потребная скорость горизонтального полёта. Из первого уравнения системы (26) получим:

$$P_{номп.} \cong P_{номп.}^{\Gamma\Pi} + mg \sin \Theta. \quad (28)$$

Отсюда следует, что: 1) подъём самолёта проходит на скорости, меньшей, чем скорость горизонтального полёта; 2) для подъёма самолёта необходим избыток тяги по сравнению с горизонтальным полётом. Именно наличием избытка тяги определяется вертикальная скорость подъёма самолёта:

$$V_y = V^{\Gamma\Pi} \frac{\Delta P}{mg}. \quad (29)$$

С ростом высоты полёта избыток тяги уменьшается, и когда ΔP станет равным нулю, дальнейший набор высоты станет невозможным.

Высота, на которой при номинальном режиме работы двигателей вертикальная скорость становится равной нулю, называется *теоретическим потолком самолёта*.

Высота, на которой при номинальном режиме работы двигателей вертикальная скорость становится равной 0.5 м/с , называется *практическим потолком самолёта*.

Полная энергия самолёта изменяется как за счёт потенциальной, так и за счёт кинетической энергии. Поэтому набор высоты крейсерского эшелона занимает важное место в общем балансе расходов топлива и затрат времени на полёт, причем чем меньше дальность, тем больше удельный вес этого этапа.

На практике применяются два способа набора высоты эшелона: 1) режим наиболее быстрого подъёма; 2) режим скоростного набора высоты.

В первом случае полёт выполняется при номинальном режиме работы двигателей на углах атаки, соответствующих максимальному произведению скорости на избыток тяги $V \cdot \Delta P$, сверх потребной для горизонтального полёта. По мере подъёма на высоту, угол атаки, которому соответствует максимальное значение $V \cdot \Delta P$, увеличивается. Поэтому, чтобы совершать полёт с максимальной (для текущей высоты) вертикальной скоростью, надо по мере набора высоты уменьшать скорость полёта.

Во втором случае, в режиме скоростного набора высоты, полёт выполняется при номинальном режиме работы двигателей и постоянной скорости. В этом случае обеспечивается минимальное время достижения крейсерской скорости на высоте эшелона. По сравнению с режимом наиболее быстрого подъёма самолёт до достижения высоты крейсерского эшелона проходит примерно в два раза больший путь, но затрачивает при этом примерно такое же количество топлива. Пилотировать самолёт в режиме скоростного набора высоты значительно проще, чем в режиме наиболее быстрого подъёма, поэтому скоростной набор высоты является основным режимом подъёма, как при ручном, так и при автоматическом пилотировании.

3.1. Устойчивость и управляемость самолёта

По мере подъёма на высоту нашему самолёту приходится пробивать облачность. В облаках, при их кажущейся с земли

малоподвижности, происходит интенсивное течение воздуха по всем направлениям (так называемая турбулентность), и наш самолёт в облаках испытывает сильную болтанку. Его швыряет во все стороны и удивительно, как лётчик успевает реагировать на все эти случайные, но очень интенсивные воздействия.

А лётчик, оказывается, вовсе и не реагирует, поскольку наш самолёт устойчив в полёте и сам возвращается к положению равновесия сил и моментов. Как и за счёт чего это происходит?

3.1.1. Основные понятия и определения

При установившемся полёте самолёта должно быть обеспечено не только равновесие действующих сил, но и равновесие моментов этих сил относительно любых осей координат. Принятая *скоростная система координат* показана на рис. 34.

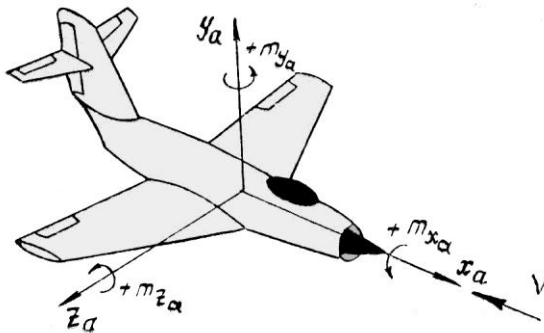


Рис. 34. Скоростная система координат самолёта.

В соответствии с этой системой различают: *продольную устойчивость* - равновесие моментов m_{z_a} относительно оси z_a ; *путьевую устойчивость* - равновесие m_{y_a} относительно оси y_a ; *поперечную устойчивость* - равновесие m_{x_a} относительно оси x_a . Равновесие должно быть устойчивым, то есть самолёт, случайно выведенный из равновесия, должен вернуться к этому состоянию без вмешательства лётчика. Моменты в расчётах устойчивости определяют по формулам, структурно аналогичным формулам (16), (17) для подъёмной силы и аэродинамического сопротивления:

$$M_i = m_i \frac{\rho V^2}{2} S b,$$

где b – хорда крыла; m_i – безразмерный коэффициент аэродинамического момента, а индекс i принимает значения x_a , y_a , z_a . Поэтому вместо самих моментов M_i рассматривают поведение соответствующих коэффициентов m_i .

Теперь мы снова вернемся к крылу и рассмотрим его моментные характеристики.

Равнодействующая всех сил избыточного давления приложена в *центре давления*, положение которого зависит от угла атаки. С ростом угла атаки центр давления сдвигается вперед. Распределение давления по хорде крыла таково, что момент относительно оси z_a , проходящей через носок профиля определённого сечения и направленной вдоль размаха крыла:

$$M_{z_a} = m_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S b. \quad (30)$$

Если крыло находится в равновесии, то $\sum M_{z_a} = 0$, и тогда, см.

рис. 35, можно записать относительно носка профиля:

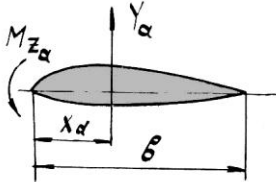


Рис. 35

$$c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S x_d + m_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S b = 0,$$

отсюда $\frac{x_d}{b} = -\frac{m_{z_a}}{c_{y_a}}$ или

$$\overline{x_d} = -\frac{m_{z_a}}{c_{y_a}}. \quad (31)$$

Поскольку зависимость $c_{y_a}(\alpha)$ почти линейна, см. рис. 20, то кривая $m_{z_a}(\alpha)$ также линейна, и тогда можно принять:

$$m_{z_a} = m_{0z_a} + \frac{\partial m_{z_a}}{\partial c_{y_a}} c_{y_a}; \quad m_{0z_a} = const; \quad \frac{\partial m_{z_a}}{\partial c_{y_a}} = const;$$

а значит относительное положение центра давления

$$\bar{x}_d = -\frac{\partial m_{0za}}{\partial c_{ya}} - \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}. \quad (32)$$

Определим момент относительно произвольной оси n , отстоящей на расстояние x_n от носка профиля крыла:

$$m_{za}^n = m_{0za} + \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}} c_{ya} + c_{ya} \frac{x_n}{b} = m_{0za} + c_{ya} \cdot \left(\frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}} + \frac{x_n}{b} \right). \quad (33)$$

Анализируя формулу (33), скоро замечаем, что если ось n расположена на расстоянии $x_F = -b \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}$, то $m_{za}^F = m_{0za}$ и не зависит от угла атаки, то есть от c_{ya} . Такая точка профиля называется *фокусом*. Положение фокуса определяется моментной характеристикой профиля и подчиняется соотношению:

$$\frac{x^F}{b} = \bar{x}_F = \frac{\partial m_{za}}{\partial c_{ya}}. \quad (34)$$

Фокус крыла находится на *средней аэродинамической хорде* b_A . Для трапецевидного стреловидного крыла величина b_A равна

$$b_A = \frac{2}{3} b_0 \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)};$$

а в общем случае b_A определяется формулой

$$b_A = \frac{1}{S} \int_{-1/2}^{1/2} b^2(z) dz \quad (35)$$

и не совпадает с геометрически средней хордой крыла при $\eta \neq 0$. Здесь η – сужение крыла.

Средняя аэродинамическая хорда имеет имя собственное, - она называется САХ, - и играет ключевую роль в расчётах устойчивости и управляемости самолёта.

Возвращаясь к фокусу крыла, отметим, что физически фокус представляет собой точку приложения приращения подъёмной силы крыла, вызванного изменением угла атаки.

Процессы, рассматриваемые при исследовании устойчивости самолёта, имеют простой аналог в виде процессов, возникающих при обдувании флюгера. Рассмотрим флюгер с различным расположением оси вращения. Форма флюгера фигурная, и он должен показывать, КУДА дует ветер, рис. 36.

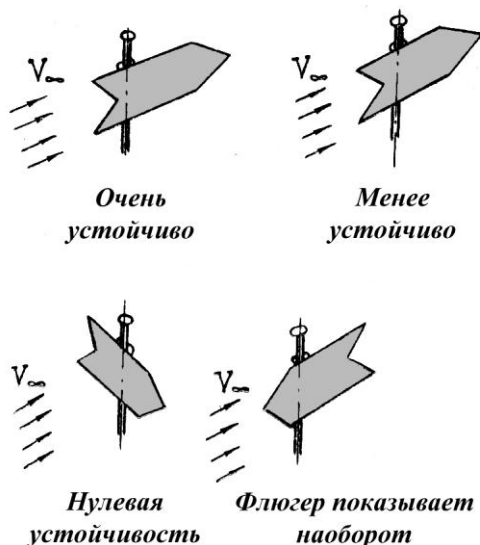


Рис. 36. Флюгерная аналогия.

Если точка приложения равнодействующей сил давления ветра находится позади оси вращения, то флюгер повернётся по ветру. Если же эта точка лежит на оси вращения, то флюгер не повернётся, откуда бы ветер ни дул.

Самолёт, у которого при отклонении от заданного положения появится аэродинамическая сила, возвращающая его в исходное состояние, будет устойчивым. Если эта сила, наоборот, стремится еще больше отклонить самолёт от исходного положения, то самолёт неустойчив.

3.1.2. Продольная устойчивость

Вращательное движение самолёта относительно оси z_a , см. рис. 34, неизбежно связано с изменением угла атаки α , а значит и с изменением подъёмной силы. Самолёт в полёте вращается вокруг своего центра масс, поэтому для обеспечения устойчивости необходимо, чтобы точка приложения равнодействующей *приращений* аэродинамических сил находилась *позади* центра масс (оси вращения).

Аналогично фокусу крыла определим *фокус самолёта* как точку приложения равнодействующей *приращений* всех сил, вызванных изменением угла атаки, на всех несущих поверхностях. Ясно, что установкой дополнительных несущих поверхностей можно менять положение фокуса самолёта. Отсюда легко можно определить роль горизонтального оперения, а именно: сдвинуть фокус самолёта назад так, чтобы он находился позади центра масс.

Пусть в результате случайного воздействия, например вертикального порыва ветра v_y , самолёт увеличил угол атаки. Естественно возникнет приращение подъёмной силы крыла $\Delta Y_{кр}$, приложенное в фокусе крыла $F_{кр}$, и приращение $\Delta Y_{зо}$ горизонтального оперения, приложенное в фокусе $F_{зо}$, см. рис. 37.

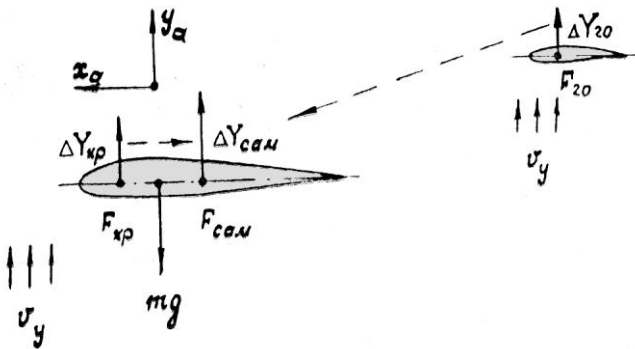


Рис. 37.

Складываясь по правилу рычага, эти силы дадут суммарное приращение подъёмной силы самолёта $\Delta Y_{сам}$, приложенное в фокусе самолёта $F_{сам}$. Если фокус самолёта расположен позади

центра масс – точки приложения силы тяжести mg на рис. 37, – то возникающий момент повернёт самолёт вокруг оси z_a так, что угол атаки уменьшится до исходного значения.

Это физика процесса. Теперь немного математики.

Пусть самолёт летит с *баланси́ровочным* углом атаки α_0 , когда суммы всех сил и моментов, действующих на самолёт равны нулю. Пусть в результате возмущения угол атаки увеличился и стал равным α_1 . Возникший отрицательный момент ($-m_{z_a}$) вызовет уменьшение угла атаки.

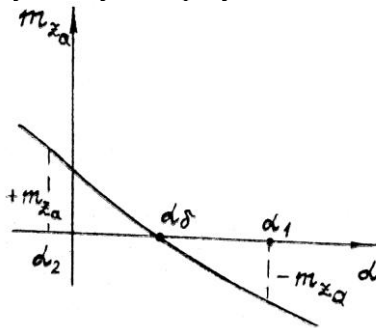


Рис. 38.

Чтобы лучше ориентироваться в знаках момента m_{z_a} , нужно запомнить, что ($-m_{z_a}$) – это момент на *пикирование*, то есть нос самолёта опускается, а ($+m_{z_a}$) – это момент на *кабрирование*, то есть нос поднимается.

Ситуацию, когда угол атаки случайно стал равным α_2 , разберите самостоятельно. Угол наклона касательной к кривой m_{z_a} в точке α_0 называется *мерой продольной устойчивости*:

$$m_{z_a}^\alpha = \frac{dm_{z_a}}{d\alpha}. \quad (36)$$

В силу линейности кривой $c_{y_a}(\alpha)$, можно принять

$$m_{z_a}^\alpha = \frac{dm_{z_a}}{dc_{y_a}} \cdot \frac{dc_{y_a}}{d\alpha} = \frac{1}{D} \cdot \frac{dm_{z_a}}{dc_{y_a}} = \frac{1}{D} m_{z_a}^{c_{y_a}}; \quad (37)$$

где $D = 1 / c_{y_a}$ всегда больше нуля.

Из предыдущего анализа следует, что для обеспечения продольной устойчивости необходимо, чтобы

$$m_{z_a}^\alpha = \frac{1}{D} m_{z_a}^{c_{y_a}} < 0; \quad \text{или} \quad m_{z_a}^{c_{y_a}} < 0. \quad (38)$$

Теперь рассмотрим равновесие моментов относительно оси z_a скоростной системы координат, см. рис. 34, 37:

$$m_{z_a} = m_{0z_a} + (\bar{x}_{F \text{ бго}} - \bar{x}_T) c_{y_a} - m_{z_a \text{ го}},$$

где $\bar{x}_{F \text{ бго}} = x_{F \text{ бго}} / b_A$ - относительная координата x фокуса самолёта без горизонтального оперения; b_A - средняя аэродинамическая хорда крыла; $\bar{x}_T = x_T / b_A$ - относительная координата x центра масс. Степень устойчивости найдем дифференцированием m_{z_a} по c_{y_a} :

$$m_{z_a}^{c_{y_a}} = (\bar{x}_{F \text{ бго}} - \bar{x}_T) - \frac{\partial m_{z_a \text{ го}}}{\partial c_{y_a}}. \quad (39)$$

Из формулы (39) с учетом (37) следует:

- если центр масс находится впереди фокуса самолёта без горизонтального оперения, то горизонтальное оперение для обеспечения устойчивости не нужно - самолёт и так устойчив;
- смещение центра масс вперед повышает степень продольной устойчивости, а смещение назад - уменьшает.

Положение центра масс самолёта называется *центровкой*. Центровка оказывает самое существенное влияние на устойчивость и управляемость самолёта. Так, например, можно добиться нейтральной устойчивости $m_{z_a}^{c_{y_a}} = 0$ при

$$\bar{x}_{T \text{ нейтр}} = \bar{x}_{F \text{ бго}} + \frac{\partial m_{z_a \text{ го}}}{\partial c_{y_a}}. \quad (40)$$

Центровка измеряется в процентах от средней аэродинамической хорды (САХ). Фокус крыла, самолёта, плечи горизонтального и вертикального оперения также измеряются относительно САХ. Способ расчёта величины САХ дан в разделе 3.1.1.

Ни один самолёт не поднимется в воздух, если не определена его центровка. Обычно центровка определяется по величине

обжатия амортизаторов шасси. В полёте центровка изменяется за счёт выработки горючего, сброса грузов. Однако все самолёты проектируются так, чтобы при любых вариантах загрузки центровка в полёте \bar{x}_T не выходила назад за положение нейтральной устойчивости $\bar{x}_T \text{ нейтр}$. Напротив, большое смещение центровки вперед может привести к излишней статической устойчивости, а значит к большим значениям возвращающих сил и, как следствие, к раскачке и динамической неустойчивости.

3.1.3. Поперечная устойчивость

Это устойчивость вокруг оси x_a по углу крена γ . Пусть крыло получило вращательный импульс вокруг оси самолёта x , как показано на рис. 39. Вращение крыла под действием импульса M_x

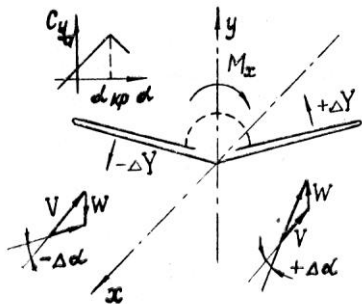


Рис. 39.

приведет к тому, что на одной из консолей появится составляющая скорости потока W , направленная вниз, на другой - вверх. В результате углы атаки консолей изменятся и появится пара аэродинамических сил ΔY_a , препятствующих вращению.

То есть, самолёт по крену устойчив: $m_{xa}^{\gamma} < 0$.

Другой будет картина при закритических углах атаки $\alpha > \alpha_{кр}$. Здесь увеличение угла атаки приводит к уменьшению подъемной силы и наоборот; поэтому возникающая пара аэродинамических сил будет поддерживать вращение. Возникает *авторотация крыла*. С авторотацией крыла связано такое опасное для неманевренных самолётов явление, как штопор.

Штопор — вращение самолёта вокруг собственной оси и одновременное снижение по очень крутой спирали.

При выходе самолёта на закритические углы атаки он неизбежно сваливается в штопор, за исключением самолёта Ан-2, который можно удержать рулями от этого неразумного поступка.

3.1.4. Путьевая устойчивость

Путьевая устойчивость - это устойчивость в горизонтальной плоскости x_aoz_a относительно оси u_a по углу скольжения β , который еще называют *углом рыскания*, см. рис. 40.

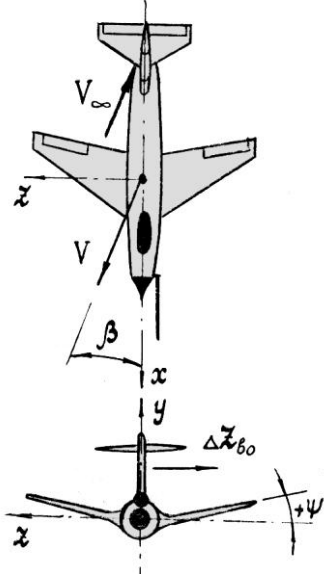


Рис. 40.

Для обеспечения путьевой устойчивости служит вертикальное оперение, и здесь мы имеем почти полную флюгерную аналогию. При случайном возмущении на киле образуется восстанавливающая сила ΔZ_{B0} , которая возвращает самолёт в исходное положение. Условие устойчивости здесь

$$m_{y_a}^{\beta} < 0. \quad (41)$$

Если равнодействующая приращений сил ΔZ_{B0} на киле не проходит через центр масс, то при восстановлении равновесия моментов относительно оси u_a вызывается ещё и *крен* самолёта, то есть вращение вокруг оси x_a , см. рис. 40.

Другими словами, путьевая устойчивость самолёта связана с его поперечной устойчивостью.

Для частичной или полной компенсации момента крена от вертикального оперения крыльям придают угол Ψ поперечного «V», см. рис. 40. Положительный угол поперечного «V» увеличивает поперечную устойчивость, а отрицательное «V», то есть «V» перевернутое - уменьшает.

С понятием устойчивости тесно связано понятие *управляемости*. Если самолёт слишком устойчив, то для вывода его из состояния равновесия с целью совершения манёвра приходится создавать большие силы, что несомненно ухудшает управляемость.

3.2. Органы и методы управления самолётом

Для изменения траектории движения самолёта в полёте нужно изменять действующие на него силы и моменты. Устройства, которые создают дополнительные силы и моменты для управления движением самолёта, называются *органами управления*. Органы управления обеспечивают *продольное* (относительно оси z), *поперечное* (относительно оси x) и *путевое* (относительно оси y) управление. Создание управляющих сил связано с изменением положения в потоке рулевых поверхностей, шарнирно подвешенных к неподвижной части конструкции, см. рис. 17 на стр. 30.

Продольное управление осуществляется *рулём высоты*, который крепится к неподвижному или подвижному *стабилизатору*. Отклонением органов продольного управления в полёте изменяется аэродинамическая сила на горизонтальном оперении, что приводит к вращению самолёта вокруг оси z и, как следствие, к изменению угла атаки крыла.

Поперечное управление обеспечивается *элеронами*, установленными на задней кромке концов крыла. Элероны на правой и левой консоли крыла всегда отклоняются в противоположные стороны и за счёт противоположного изменения подъёмной силы консолей крыла создают момент *крена* вокруг оси x самолёта. На стреловидных крыльях большого удлинения эффективность элеронов падает - это связано с развитием концевых срывов на крыле, а также большими деформациями кручения крыла при отклонении элеронов. Для сохранения эффективности элеронов на верхней поверхности крыла устанавливаются *интерцепторы*, которые при отклонении элерона вверх для создания отрицательной подъёмной силы ($-\Delta Y$) отклоняются в ту же сторону, вызывают срыв потока на некотором участке крыла и дают дополнительную силу крена. При отклонении элерона вниз для создания положительной подъёмной силы ($+\Delta Y$) интерцептор прижат к крылу и не отклоняется.

Путевое управление самолётом (вращение вокруг оси y) обеспечивается *рулём направления*, который шарнирно подвешивается на киле.

Отклонения рулевых поверхностей в полёте можно разделить на *балансировочные, маневренные и демпфирующие*.

Балансировочные отклонения обеспечивают уравнивание всех действующих на самолёт сил и моментов, что является необходимым условием для выполнения длительного полёта самолёта.

Маневренные отклонения рулей создают неуравновешенные аэродинамические силы и моменты, которые вызывают выполнение самолётом того или иного манёвра.

Демпфирующие отклонения имеют точкой отсчёта балансировочное положение рулей и парируют возмущения движения, возникающие при полёте в беспокойном воздухе.

Система управления современным пассажирским самолётом представляет собой комплекс электронно-вычислительных, электрических, гидравлических и механических устройств, обеспечивающих:

- пилотирование самолёта (изменение траекторий полёта) лётчиком в неавтоматическом и полуавтоматическом режимах;
- автоматическое управление самолётом на режимах и этапах полёта, предусмотренных тактико-техническими требованиями;
- создание достаточной энергии (мощности) для отклонения органов управления;
- реализацию заданных характеристик устойчивости и управляемости самолёта;
- стабилизацию установленных режимов полёта;
- повышение безопасности полёта путём своевременного оповещения экипажа о подходе к опасным режимам полёта по скорости, высоте, вертикальной скорости, перегрузке, углам атаки, скольжения и крена и другим параметрам; а также выдача команд на отклонение органов управления, препятствующих выходу на эти режимы.

То есть, система управления должна помогать лётчику вести самолёт, а при необходимости, корректировать его действия.

3.2.1. Командные посты управления

Командные посты управления представляют собой рычаги управления, установленные в кабине экипажа, с помощью которых лётчик отклоняет органы управления - рулевые поверхности или просто рули. *Ручное* управление служит для отклонения органов продольного и поперечного управления (руля высоты и элеронов), а *ножное* – для отклонения органов путевого управления (руля направления).

В качестве ручного управления на гражданских самолётах используется *штурвальная колонка*, см. рис. 41.

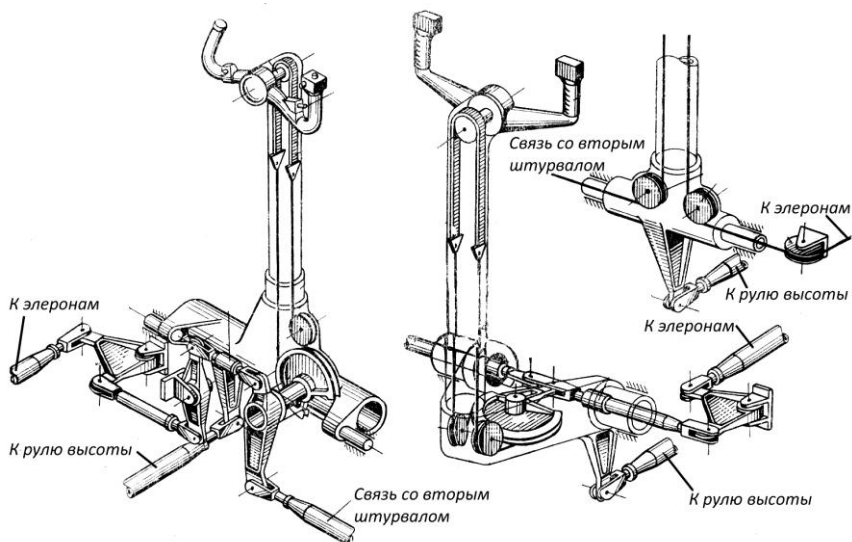


Рис. 41. Штурвальная колонка.

Отклонение колонки "вперед-назад" управляет рулём высоты или цельноповоротным стабилизатором. Отклонение колонки «вперед – от себя» отклоняет руль высоты вниз и происходит движение самолёта на пикирование – самолёт опускает нос. Отклонение колонки «назад – на себя» отклоняет руль высоты вверх и происходит движение самолёта на кабрирование – самолёт поднимает нос. Поворот штурвала отклоняет элероны, и создает крен самолёта в сторону вращения штурвала.

Независимость управления элеронами и рулём высоты обеспечивается выводом проводки управления от штурвала строго по оси вращения самой колонки. В этом случае отклонение штурвала не вызывает поступательного движения проводки к элеронам, а только её закручивание. Для тросовой проводки это не вызывает в ней дополнительных усилий, а жёсткая проводка на этой оси имеет универсальный шарнир (кардан).

Посты ножного управления выполняют в виде педалей, закрепленных на горизонтально или вертикально расположенных рычагах.

Пример педалей с горизонтальными рычагами показан на рис. 42. В состав поста ножного управления обязательно входит рычажно-параллелограммный механизм, который обеспечивает поступательное движение педали и ступни лётчика без их разворачивания. К основному горизонтальному рычагу присоединяется проводка управления рулём направления. Для регулировки по росту подножки педалей переставляются относительно рычажного механизма и стопорятся специальными фиксаторами.

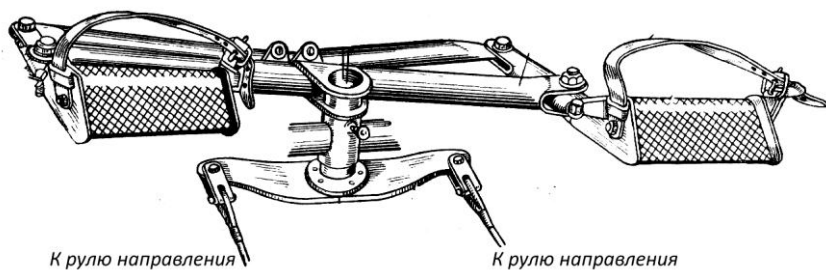


Рис. 42. Педали с горизонтальными рычагами.

Педали с вертикальными рычагами выполняются в виде качающихся рычагов с горизонтальной осью вращения, которая располагается сверху или внизу. В таких педалях подножка для ступни может поворачиваться и лётчик нажатием носка ступни на верхнюю часть педали передает усилие на тормозной редукционный клапан, вызывая торможение колёс шасси. На рис.

43 схематично изображён пост ногого управления с вертикальными рычагами. Командные рычаги управления обязательно имеют регулировку под рост лётчика, что отражено на рис. 43.

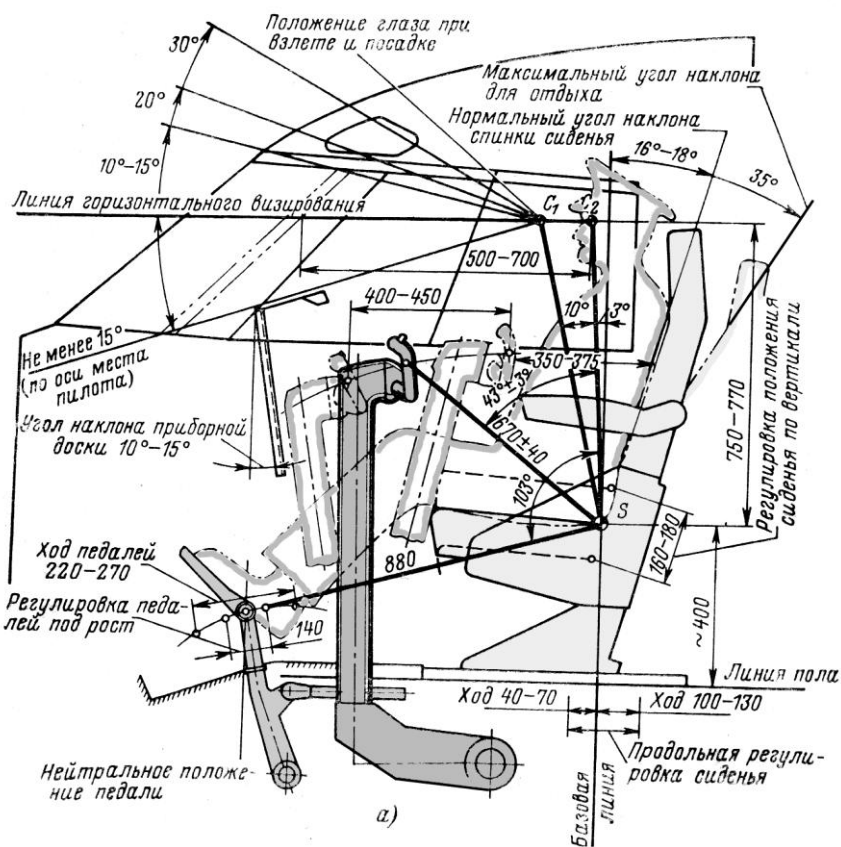


Рис. 43. Размещение командных рычагов в кабине.

3.2.2. Проводка управления

Для передачи управляющих перемещений от лётчика к органам управления используется механическая или электрическая проводка управления. В качестве механической проводки управления может использоваться гибкая, жёсткая или смешанная проводка.

Гибкая проводка выполняется в виде стальных тросов, которые на прямолинейных участках иногда заменяются металлическими лентами или проволокой. Тросы передают только растягивающую нагрузку, поэтому тросовая проводка состоит из двух ветвей, образующих замкнутую петлю, в которой создаётся предварительное натяжение. На прямолинейных участках тросы для уменьшения провисания поддерживаются пластмассовыми колодками с направляющими отверстиями.

Тросовая проводка обладает малой массой и обеспечивает простоту прокладки ее в малых объёмах. Но она обладает и многими существенными недостатками: большое упругое пружинение под нагрузкой, вытяжка в процессе эксплуатации, что требует частой регулировки натяжения, большое трение за счёт деформации тросов при огибании роликов для изменения направления, зависимость силы натяжения троса от температуры и другие. Из-за этих недостатков тросовая проводка в настоящее время используется редко, обычно на легких самолётах или в комбинации с жёсткой проводкой в тех местах, где использование последней затруднено. Например, в штурвальной колонке для передачи движения штурвала к жесткой проводке за пределами штурвальной колонки, см. рис. 41.

Жёсткая проводка управления выполняется из движущихся поступательно жёстких тяг, изготавливаемых из тонкостенных дюралевых, стальных, титановых труб с наконечниками на концах. Наконечники нерегулируемые и регулируемые (для регулировки длины тяги) обеспечивают соединение тяг между собой и присоединение их к качалкам и рычагам проводки управления. Для уменьшения трения все шарниры жёсткой проводки снабжаются шарикоподшипниками. Параллельно всем шарнирам тяги и качалки управления гибкими перемычками соединяются в одну электрическую массу во избежание возникновения между ними разности потенциалов. Прокладка тяг по самолёту выполняется или на поддерживающих качалках, или в роликовых направляющих.

Командные рычаги управления расположены в герметичной кабине, а исполнительные механизмы, куда нужно доставить перемещения рычагов, в негерметичной зоне, возле управляющих

поверхностей (рулей). Поэтому, на выходе проводки управления из герметичных кабин устанавливаются специальные гермовыводы, обеспечивающие передачу движения проводки без утечки воздуха из гермоотсека. Уплотнение тяг или вала в этих узлах обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами.

Электрическая проводка управления применяется в электродистанционной системе управления. В такой системе сохраняются обычные командные посты управления или могут использоваться командные рычаги управления уменьшенных размеров, так называемые *джойстики*, в виде уменьшенной штурвальной колонки, рукоятки на подлокотнике и другие. Механические перемещения командных рычагов в этой системе преобразуются в аналоговый или цифровой электрический сигнал, который передается по проводам к рулевому приводу, установленному непосредственно у рулевой поверхности и связанному силовым штоком с её кабанчиком управления. Перемещение силового привода управляется электрическими сигналами от командного рычага и за счёт обратной связи создаётся следящая система, в которой руль строго следит за перемещениями командного рычага точно так же, как это происходит в системах с механической проводкой управления.

Для повышения надёжности электродистанционной системы управления передача электрических сигналов происходит по 3...4 независимым каналам, проложенным в разных зонах конструкции с целью повышения надёжности.

Электрическая проводка управления обеспечивает снижение массы системы управления, практически не требует объёмов для её прокладки, проста и удобна в обслуживании. Электродистанционная система управления упрощает включение в систему управления любых автоматических устройств, не требуя установки дополнительных силовых приводов.

3.2.3. Силовые приводы

В качестве силовых приводов в системе управления используют *рулевые агрегаты* и *рулевые приводы*. Оба они представляют собой гидравлические агрегаты, обобщённо

называемые *гидроусилителями* или *бустерами* (англ. *boost* – повышать, усиливать), состоящие из одного или нескольких силовых цилиндров и золотникового устройства. Золотник управляет подачей гидросмеси в полости гидроцилиндров, задавая тем самым перемещения выходного штока, который связан с рулевой поверхностью. Перемещение золотника рулевых агрегатов, в свою очередь, определяется суммарным управляющим воздействием лётчика и автоматической бортовой системы управления. То есть, лётчик перемещает только золотник, а огромный руль таскает силовой гидроцилиндр.

3.2.4. Рулевые поверхности

Современные гражданские самолёты летают на скоростях 500...900 км/час и имеют большую массу. По статистике на одного пассажира приходится 500...700 кг взлётной массы, что при 200 пассажирах требует самолёт массой примерно 100 тонн.

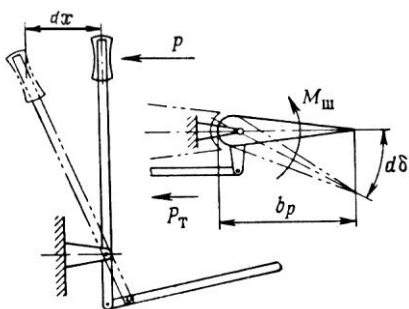


Рис. 44.

При отклонении рулевой поверхности набегающий поток стремится вернуть её в исходное положение, рис. 44. При этом возникает момент аэродинамических сил относительно оси вращения руля, который называется *шарнирным моментом $M_{ш}$* . Возврату руля в исходное положение препятствует сила в проводке

управления P_T , которая связана с усилием P на штурвале. Усилия, подрастающие с увеличением отклонения руля, определяются из условия равенства работы лётчика при отклонении штурвала работе аэродинамических сил руля при его отклонении. Например, усилие P на рычаге управления при его перемещении на величину dx по направлению усилия совершит работу $(P \cdot dx)$. Аэродинамические силы на руле при его отклонении совершат работу $(M_{ш} \cdot d\delta)$, где $M_{ш}$ - шарнирный момент или момент аэродинамических сил относительно оси вращения руля; $d\delta$ - элементарное угловое

перемещение руля. Из равенства этих работ следует, что усилие на рычаге управления

$$P = M_{ш} \frac{d\delta}{dx}. \quad (42)$$

Как видно из формулы, чем больше шарнирный момент, тем больше усилие P на штурвале.

Величина $(d\delta / dx)$ называется *передаточным числом управления*.

Шарнирный момент руля управления самолётом

$$M_{ш} = m_{ш} S_p b_p \frac{\rho V^2}{2}; \quad (43)$$

где $m_{ш}$ - коэффициент шарнирного момента; S_p и b_p - соответственно площадь и хорда руля; $(\rho V^2 / 2)$ - скоростной напор потока, набегающего на руль.

С увеличением размеров руля и увеличением скорости полёта шарнирный момент возрастает, и притом довольно интенсивно. Следовательно, возрастает и усилие на рычагах управления P . В конечном счёте на скоростных самолётах величина этого усилия может превысить мускульные возможности человека при ручном управлении самолётом.

Усилие P можно уменьшить применением *аэродинамической компенсации рулей и элеронов*, сводящейся к тому, что часть аэродинамической силы на руле создает момент, противоположный $M_{ш}$. Конструктивная реализация аэродинамической компенсации [3, стр. 147] требует усложнения и некоторого увеличения веса конструкции, поэтому создатели самолётов всегда стоят перед выбором между применением силовых приводов или аэродинамической компенсации.

На рис. 45 показана компоновочная схема системы управления самолётом с включением в проводку управления рулевых агрегатов и демпферов.

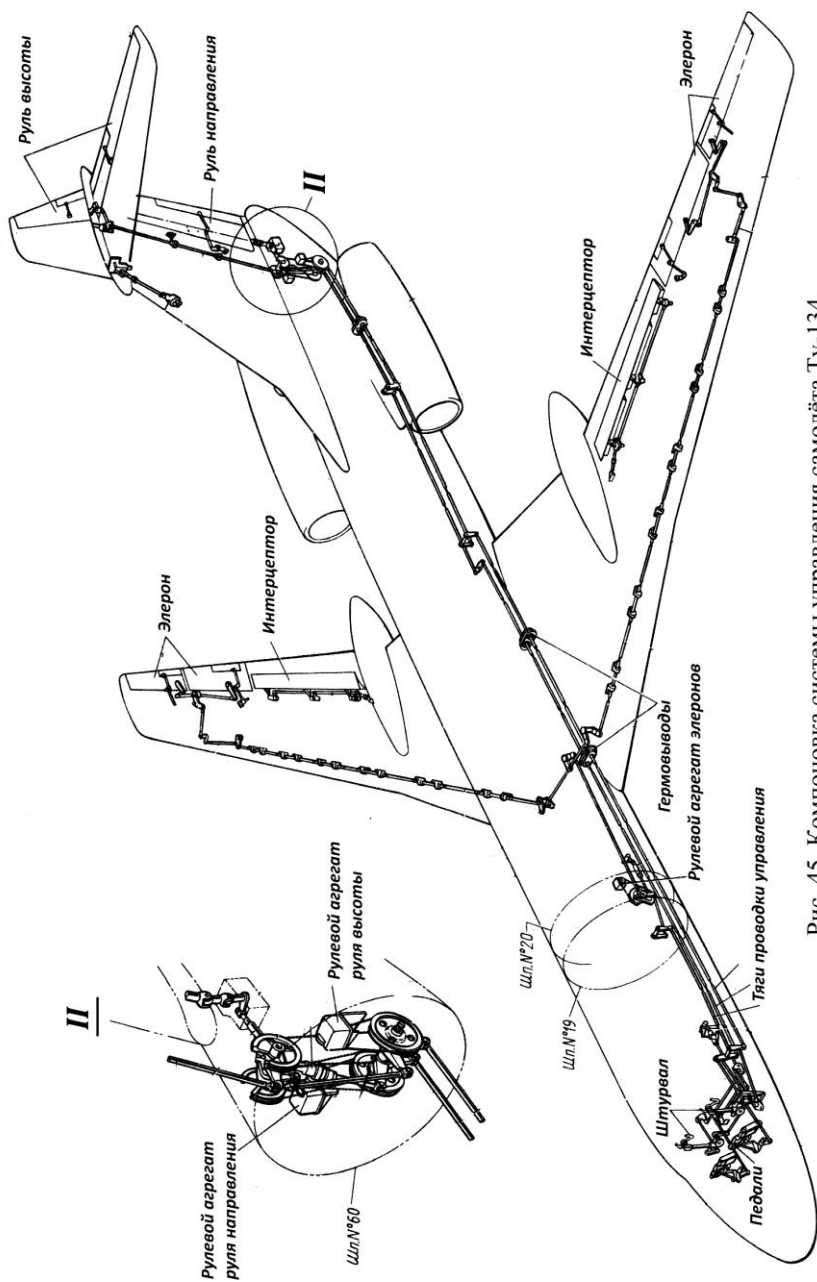


Рис. 45. Компоненка системы управления самолёта Ту-134.

3.2.5. Методы и системы управления самолётом

Управление самолётом на земле и в полёте осуществляется изменением действующих на него аэродинамических сил, сил трения и тяги двигателей.

В зависимости от степени участия в процессе управления человека системы управления могут быть неавтоматическими, полуавтоматическими, автоматическими и комбинированными.

Системы, в которых человек (обычно лётчик) вырабатывает необходимые управляющие импульсы (сигналы) и посредством только своей мускульной энергии приводит в действие органы управления, обеспечивая этим самым изменение траектории движения самолёта в нужном направлении, называют *неавтоматическими*. Такие системы включают: 1) рычаги управления: ручку или штурвал, педали, отклонением которых лётчик вводит в систему управляющие сигналы (перемещения) и осуществляет их дозировку; 2) органы управления: элероны, руль высоты, руль направления; отклонение которых в соответствии с управляющими сигналами (отклонением рычагов управления) создает необходимые для изменения траектории полёта силы и моменты; 3) проводку управления, соединяющую рычаги управления с органами управления.

Системы, в которых необходимые управляющие сигналы вводятся лётчиком посредством отклонения рычагов управления и в которых, кроме рычагов управления, органов управления и проводки управления, имеется ещё целый ряд механических, гидравлических и электрических устройств и силовых приводов (бустеров) рулей, преобразующих управляющие сигналы в отклонение органов управления, называются *полуавтоматическими*. Эти системы облегчают лётчику управление самолётом и повышают качество управления.

В *автоматических* системах управляющие сигналы формируются комплексом автоматических устройств (автопилотом или другими автоматическими системами, обеспечивающими в автоматическом режиме выполнение отдельных этапов полёта - например, этап набора высоты, полёта по маршруту, захода на

посадку и др.). Далее эти импульсы, как и в полуавтоматических системах, преобразуются силовыми приводами в отклонение органов управления.

На современных самолётах чаще применяют различные комбинации этих систем управления. Так, например, на самолётах с небольшими дозвуковыми скоростями полёта характерно применение неавтоматической системы управления в сочетании с автопилотом, освобождающим лётчика от непосредственного управления самолётом при длительном полёте. На скоростных и больших самолётах характерно насыщение системы управления различными автоматическими устройствами и мощными силовыми приводами, обеспечивающими решение всего (или большей части) комплекса лётно-тактических задач.

Успехи в развитии электронной техники и разработка многоканальных приводов высокой надёжности [3] в последние годы создали техническую базу для замены многочисленных автоматических и полуавтоматических систем с их датчиками, вычислителями и исполнительными механизмами единой мощной многократно резервированной *автоматической бортовой системой управления*, выполняющей все их функции. Но и в этих системах не исключены человек, рычаги управления, органы управления и проводка управления.

Поэтому рассмотрим другую классификацию систем управления, основанную на способах взаимодействия лётчика и автоматики.

1. *Системы прямого управления.* Рычаги управления (штурвал, колонка, педали) в кабине имеют жёсткую кинематическую связь с управляющими поверхностями. Давление встречного потока воздуха на отклонённую поверхность управления даёт усилие, противодействующее отклонению рычага управления. Усилие отклонения рычага управления – основной параметр, информирующий пилота о процессе управления. Ощущение перегрузки и усилий на рычагах управления позволяет лётчику быстро, без размышлений, выполнять необходимое маневрирование или компенсацию возмущений любого

происхождения, выводящих самолёт из состояния установившегося полёта.

2. *Электромеханические системы управления.* Рычаги управления в кабине имеют жёсткую кинематическую связь с распределительными устройствами гидропривода, управляя которыми изменяют положение управляющих поверхностей. В качестве гидропривода применяют гидромеханические следящие системы с отрицательной механической обратной связью. Гидроприводы могут быть включены по обратимой, - когда часть усилий от отклонённых органов управления передается на командные рычаги; или по необратимой схеме, когда управляя распределительными устройствами гидроприводов, лётчик чувствует только силы трения в них и проводке. Эти силы малы, нестабильны и намного меньше усилий, которые необходимо прилагать к системам прямого управления. Поэтому для создания у лётчика ощущения привычного управления к механической проводке подключается загрузочное устройство, обычно в виде пружинного механизма с электроприводом или без него. Для исключения недопустимых механических перегрузок, действующих на конструкцию самолёта при отклонении гидроприводом управляющих поверхностей на опасный угол, в механической проводке устанавливаются устройства ограничения отклонений рулей. Автоматы штурвального управления, подключённые к механической проводке, обеспечивают заданные параметры управляемости самолёта. Система изменения передаточного числа от рычага управления к распределительным устройствам гидроприводов служит для сохранения чувствительности управления в заданных пределах независимо от скорости полёта и при обеспечении постоянства отношения усилия на рычаге управления к перегрузке.

3. *Электродистанционные системы управления.* В электродистанционной системе отсутствует механическая проводка, что исключает сервоприводы автоматов управления, делает систему гибкой в смысле модификаций и доработок.

Электродистанционные системы имеют некоторые преимущества перед электрогидромеханическими:

- в электродистанционной системе управления нет температурного смещения командных рычагов управления, так как механическая проводка отсутствует;
- точность передачи управляющих сигналов не зависит от размеров самолёта;
- при правильной установке датчиков, сигналы которых управляют работой электронавигационной системы, изгибные колебания упругой конструкции не оказывают влияния на работу гидропривода и движение управляющих поверхностей;
- демпфирование колебаний руля (независимо от причин их возникновения) осуществляется простыми средствами;
- электродистанционная система управления не нуждается в сервоприводах автоматов управления, их функции выполняет сама система при подаче выходных сигналов автоматов на вход сумматоров сигналов;
- электрическая развязка параллельно работающих каналов и одновременно работающих автоматов достигается элементарными средствами, не связанными с увеличением габаритных размеров, массы и с уменьшением надёжности;
- в электродистанционной системе управления, в отличие от электрогидромеханической, легко проводить различные модификации, необходимость в которых может возникнуть в процессе лётных испытаний или эксплуатации самолёта;
- путем увеличения числа не связанных между собой одновременно работающих каналов до четырех-пяти надёжность электродистанционной системы управления может быть повышена на один-два порядка, по сравнению с надёжностью электрогидромеханической системы, без значительного увеличения габаритных размеров и массы;
- благодаря простому согласованию с диагностическим бортовым комплексом затраты времени на обслуживание электродистанционной системы управления, на обнаружение

неисправностей и отказов, на замену отказавших устройств во много раз меньше, чем те же затраты для электрогидромеханической системы;

- в электродистанционной системе управления легко достигнуть частичного дублирования руля высоты элеронами, отклоняя их в одну сторону, и дублирования элеронов отклонением половин руля высоты в разные стороны.

Эксплуатация первых электродистанционных систем управления на сверхзвуковом пассажирском самолёте "Конкорд" и на некоторых других самолётах показала, что применение этих систем является заметным этапом в развитии самолётостроения. Сейчас электродистанционные системы применяются, в частности, на самолёте Ту-204 и А-380.

Однако, на сегодняшний день самой распространённым типом серийной системы управления по-прежнему является электрогидромеханическая необратимая система

3.3. Навигация: задачи и оборудование

После набора безопасной высоты наш самолёт должен лечь на заданный курс и начать набор эшелона, то есть крейсерской высоты полёта.

В процессе полёта лётчик (или автоматическая система управления) управляет движением самолёта (мы уже знаем как) в соответствии с указаниями службы управления воздушным движением на основании информации о положении самолёта в пространстве, состоянии внешней среды и всех бортовых систем.

Впервые бортовое самолётное оборудование, выдающее лётчику необходимую информацию, появилось в 20-х годах XX столетия. До этого лётчик пользовался примитивными приборами, такими, как наручный компас, вертушка-анемометр (от греч. *anemos* - ветер и *...метр*) для измерения скорости потока воздуха, обтекающего самолёт. Частота вращения вала двигателя определялась по частоте падений капель масла в прозрачной капельнице, вмонтированной в масляную систему. Самолёты

летали *только* при хорошей погоде, поэтому потребности в другом оборудовании не возникало.

В настоящее время, когда скорости полёта, который происходит в основном *вне видимости земной поверхности*, достигают 3000 км/час, высоты - 30 км, продолжительности - нескольких часов, дальности - десятков тысяч километров; полёт невозможен без постоянного обеспечения лётчика непрерывно и скоротечно меняющейся информацией о навигационной и метеорологической обстановке и о состоянии всех систем самолёта.

Пилотажно-навигационное оборудование (франц. *piloter* – вести, направлять и греч. *navigo* – плыву на судне) обеспечивает определение географического положения воздушного судна, измерение и индикацию параметров полёта, определение местоположения самолёта в воздушном пространстве, стабилизацию и автоматическое управление полётом и включает в себя:

- приборы и системы для определения высоты и скорости полёта, углов атаки и скольжения, а также углов тангажа и крена, выдающие информацию об ориентации воздушного судна относительно вертикали на один из важнейших навигационных приборов – *авиагоризонт*; приборы и системы для определения угловых скоростей и ускорений (перегрузок) воздушного судна;
- *магнитные компасы*, реагирующие на магнитное поле Земли для определения курса;
- *гироскопические приборы* (от греч. *gyros* – круг, вращение и *scopio* – смотрю, наблюдаю) для определения курса с магнитной коррекцией погрешности, которая накапливается в длительном полёте и при манёврах воздушного судна;
- *астрономические курсовые системы* (греч. *astron* – звезда), фиксирующие направление (угловую координату) самолёта относительно какой-либо звезды или значительно удалённой планеты с помощью *астрономических датчиков или фотоэлектрических секстантов*.

Секстант (от лат. *sextans* – шестой) – лимб секстанта составляет около 1/6 части окружности; *лимб* (от *limbus* – кайма, пояс) – указатель, разделенный штрихами на градусы, угловые минуты.

Курс – угол между направлением на север и продольной осью *оx* самолёта, измеряемый по часовой стрелке.

Радиоэлектронные устройства пилотажно-навигационного оборудования включают в себя:

- *автоматические радиоконпасы* – следящие радиотехнические системы, непрерывно определяющие курсовой угол наземной приводной или широкопередатальной радиостанции и позволяющие автоматизировать полёт на радиостанцию и от неё. *Курсовой угол радиостанции* – это угол между осью самолёта и направлением на радиостанцию;
- *радиосекстанты*, в которых используется *пеленгация* Солнца и светил по их радиоизлучению. *Пеленгация* (от голл. *peiling* - *пеленг* направление на какой-либо объект от наблюдателя) – измерение угла между плоскостью меридиана и вертикальной плоскостью, проходящей через место наблюдателя и наблюдаемый объект;
- *радиовысотомеры больших и малых высот*, выдающие информацию экипажу и в бортовые системы о текущей истинной высоте полёта независимо от характера местности и метеорологических условий. По сути, это автономные следящие измерители, обеспечивающие также и сигнализацию о заданной высоте полёта;
- *радиодальномеры и дальномерные радиотехнические системы*, опознающие наземные радиомаяки и измеряющие наклонную дальность воздушного судна относительно радиомаяков;
- *доплеровские измерители скорости и угла сноса* - автономные радиолокаторы, обеспечивающие непрерывное определение путевой скорости, угла сноса воздушного судна под влиянием

ветра от первоначально направления полёта и расстояния до конечного или промежуточного пункта маршрута;

- *радиосистемы дальней навигации*, объединяя возможности бортового пилотажно-навигационного оборудования, обеспечивают взаимодействие с наземными службами и радиотехническим оборудованием управления движением для контроля пути и вывода самолёта в заданный район;
- *угломерно-дальномерные радиосистемы ближней навигации*, работающие совместно с наземным оборудованием и непрерывно измеряющие навигационные координаты (наклонную дальность и азимут относительно наземных маяков). С помощью этих систем возможно вывести самолёт в зону действия наземных систем посадки, определять угловые отклонения от оси равносигнальных зон курсового и глиссадного посадочных маяков. Эти сигналы поступают в бортовую систему управления, используются для коррекции навигационного вычислителя, позволяют опознавать самолёт на наземных индикаторах кругового обзора;
- *аппаратура радиосистем посадки*, позволяющая пилотировать самолёты по сигналам радиомаяков, выполнять предпосадочные манёвры, заход на посадку. Аппаратура позволяет получать информацию об угловом отклонении самолёта в горизонтальной плоскости относительно оси взлётно-посадочной полосы и об угловом отклонении самолёта относительно плоскости, определяющей угол глиссады снижения (то есть положение самолёта в вертикальной плоскости), а также о моменте пролёта маркерных радиомаяков, то есть о расстоянии до начала взлётно-посадочной полосы;
- *радиолокационные станции* в зависимости от назначения самолёта выполняют различные функции. Навигационные станции пассажирских самолётов позволяют получить на экране индикации в кабине экипажа радиолокационное изображение местности, обеспечивающее визуальную ориентировку в отсутствие прямой видимости, обнаруживать

облачность с активной турбулентной деятельностью, выявлять впереди по курсу опасные грозовые фронты и встречные самолёты, определять их угловое положение и дальность. Радиолокационные станции боевых самолётов тоже решают эти задачи, но их главные задачи - это обнаруживать цели (объекты противника) и управлять наведением на них оружия; обеспечивать полёт на малой высоте с отслеживанием рельефа местности; предупреждать экипаж о возможном нападении (облучении самолёта радиолокационной станцией противника); защищать заднюю полусферу; проводить разведку и радиопротиводействия и т. д.;

- *самолётные ответчики* обеспечивают взаимодействие с наземными диспетчерскими и посадочными радиолокаторами отечественных и зарубежных систем управления воздушным движением, автоматически передавая (в ответ на запрос наземной системы) закодированную информацию о координатах, бортовом номере самолёта, государственной принадлежности самолёта, высоте полёта, запасе топлива на борту. Запрос и ответ осуществляются на разных частотах, что увеличивает помехозащищённость системы.

Необходимая информация от радиоэлектронных устройств пилотажно-навигационного оборудования визуально воспроизводится для экипажа и поступает в бортовой пилотажно-навигационный комплекс.

Простое перечисление систем навигационного оборудования и выполняемых ими задач заняло три страницы, поэтому мы рассмотрим кратко идеи и методы работы оборудования, только существенно необходимого для каждого этапа полёта.

Итак, выход на заданный курс. Да, мы знаем точку вылета, знаем курс (направление) куда нам нужно лететь, но каков наш текущий курс, - другими словами, куда смотрит нос нашего самолёта? Ответ на этот вопрос лётчикам даёт курсовая система, которая объединяет в себе гироскопические и магнитные средства для определения курса самолёта и выдачи этой информации на

индикатор отображения для лётчиков и в автоматическую бортовую систему управления.

Курсовая система состоит из индукционного датчика (аналога магнитной стрелки в компасе), двух гироскопических агрегатов, корректирующего механизма, пульта управления, распределительного блока и блока гиромагнитного курса. Напомним, что *гироскоп* – это быстро вращающееся тело, закреплённое в кардановом подвесе (двухосевом шарнире), за счёт чего оно сохраняет неизменным в пространстве направление своей оси вращения при любых поворотах точек подвески.

При установке первоначальной ориентации оси вращения гироскопа по заданному курсу, такой гироскоп, называемый *гирополукомпасом*, будет показывать угол отклонения от установленного курса при любых эволюциях самолёта.

Перед взлётом оба гироагрегата устанавливаются на один и тот же курс. Установка может быть произведена в режиме гиромагнитного курса с использованием магнитного канала или в режиме гирополукомпаса с использованием переключателя ЗАДАТЧИК КУРСА на пульте управления.

В полёте основным режимом работы является режим гирополукомпаса. Контроль курса и при необходимости периодическая кратковременная его коррекция осуществляются по сигналам магнитных, астрономических или радиотехнических датчиков, выбираемых в зависимости от условий полёта. Система коррекции построена таким образом, что в каждый момент времени может быть использован один вид коррекции основного или контрольного гироагрегата.

При работе курсовой системы в режиме гиромагнитного курса датчиком магнитного курса является чувствительный к горизонтальной составляющей магнитного поля Земли индукционный датчик.

Чувствительным элементом магнитного датчика является треугольник, состоящий из трех магнитных зондов, расположенных на одной платформе под углом 60° относительно друг друга.

Применение такого чувствительного элемента позволяет получить высокую точность и стабильность измерений.

Режим работы – гиropolукомпас или гиромагнитный курс – задается переключателем на пульте управления. Основным является режим «гиropolукомпас», позволяющий осуществлять полёт по *ортодромии* – прямой линии, соединяющей на географической карте начальный и конечный пункт маршрута. С учётом шарообразности Земли, ортодромия – это, так называемая, дуга большого круга, – не обеспечивает реально наикратчайшего расстояния между пунктами вылета и прилёта. Так, например, при маршруте вдоль параллели в северном полушарии есть смысл подняться на север, пролететь часть маршрута вдоль параллели на меньшем радиусе Земли, а затем спуститься к югу. Путь получится короче. Именно так летают самолёты из Европы в Северную Америку и Канаду: через Исландию и Гренландию.

Ортодромия задаётся двумя параметрами: заданным путевым углом и длиной пути, - дальностью, на которую надо лететь. Заданный путевой угол – это фактически заданный курс. Когда же и кем он задаётся ?

В то время, как мы приехали в аэропорт, садились в самолёт, выруливали на взлётно-посадочную полосу, разбегались, взлетали, - мы совсем забыли о лётчиках, а что же делали они ?

Сейчас все гражданские самолёты оснащены автоматической бортовой системой управления и лётчики взаимодействуют именно с ней, даже в режиме штурвального управления самолётом.

Предполётная подготовка. С помощью клавиатуры, расположенной на пульте управления автоматической системы управления полётом лётчики вводят информацию о предстоящем полёте: координаты аэродрома; курс; магнитное склонение; дату вылета; текущее время; прогнозируемые параметры атмосферы; состояние взлётно-посадочной полосы; взлётную массу; массу топлива; массу аэронавигационного запаса топлива; дистанцию разбега, взлёта, прерванного взлёта. С помощью индикаторов предупреждения об отказах и отображения схем бортовых систем, панелей систематизации отказов и управления экипаж оценивает

техническое состояние всех бортовых систем, проверка которых необходима перед каждым вылетом.

Руление на старт. При рулении лётчики могут дополнительно к визуальной информации получать (в случае сложной метеобстановки) изображение рулёжной дорожки и взлётно-посадочной полосы на экране системы электронной индикации.

Взлёт. Действия экипажа описаны ранее в разделе 2.2.

Полёт по маршруту вылета начинается с высот 200...400м. Происходит автоматический полёт по заданной траектории, которая формируется наземной системой ближней навигации (об этом поговорим позднее).

Набор высоты начинается по решению командира воздушного судна. Он обычно устанавливает определённый угол тангажа и задаёт режим поддержания постоянной скорости. Автоматическая бортовая система управления следует этим указанием и обеспечивает набор высоты в направлении заданного курса. На экранах командно-пилотажных индикаторов автоматической системы управления полётом при этом даётся информация о скорости полёта, времени окончания набора, дальности, степени дросселирования двигателя.

После набора заданной диспетчером высоты крейсерского полёта (эшелона) самолёт переводится в горизонтальный полёт, двигатели устанавливаются в оптимальный режим работы, самолёт начинает движение по частной ортодромии и лётчики могут передохнуть.

4. Крейсерский режим горизонтального полёта

Выполняется, как правило, в автоматическом режиме. Все пилотажно-навигационные и радиоэлектронные системы работают совместно под управлением и контролем автоматической бортовой системы управления. Экипаж может задать следующие режимы полёта: 1) на постоянной высоте; 2) с постоянной скоростью или с постоянным числом Маха. Какая же при этих режимах должна быть тяга двигателя и какой режим лучше?

4.1. Кривые потребных и располагаемых тяг

В горизонтальном полёте можно считать, что подъёмная сила крыла равна весу самолёта и тогда из уравнений (16) и (17) с учётом реальной поляры, рис. 21, в диапазоне лётных углов атаки α_i для каждой скорости полёта V можно найти потребную тягу P_{Π} двигателя по следующему алгоритму:

$$\alpha_i \rightarrow \text{поляра} \rightarrow c_{xa}^i, c_{ya}^i; \rightarrow K^i = \frac{c_{ya}^i}{c_{xa}^i}; \rightarrow P_{\Pi}^i = \frac{mg}{K^i}; \rightarrow V^i = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya}^i \rho S}}.$$

Здесь m – масса самолёта; $\rho(H)$ – плотность воздуха на данной высоте.

Задавая α_i из диапазона лётных углов атаки $\alpha_{min} \leq \alpha_i \leq \alpha_{кр}$, построим зависимость $P_{\Pi}(V)$, представленную на рис. 46. Этот график совмещают с высотно-скоростной характеристикой двигателя, то есть располагаемой тягой P_d на той же высоте.

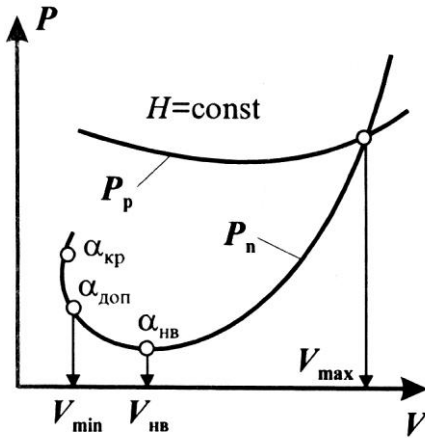


Рис. 46. Потребная и располагаемая тяга.

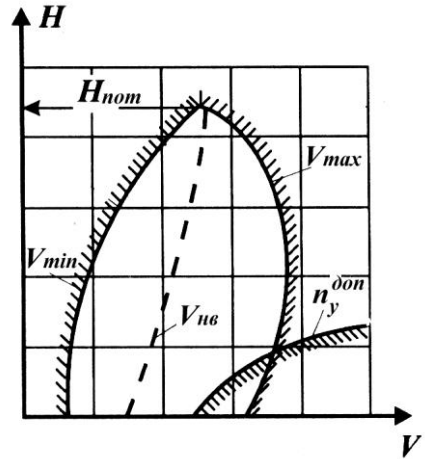


Рис. 47. Область возможных полётов.

На рис. 47 показана область возможных полётов, которая построена путём построения и последующего объединения кривых $P_{\Pi}(V)$ и $P_d(V)$ для всех высот. Эта область ограничена минимальной и максимально возможной скоростью на данной высоте. Минимальную скорость V_{min} определим из уравнения $Y = mg$:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya}^{\max} \rho S}}. \quad (44)$$

Эта скорость соответствует максимально допустимому углу атаки. Отметим ещё, что, оказывается, для полёта с меньшей скоростью необходимо больше тяги, - сравните точки α_{don} и $\alpha_{нв}$ на рис. 46.

Границу по максимальной скорости V_{max} определим, исходя из максимальной тяги двигателя, - на рис. 46 в точке пересечения кривых потребной и располагаемой тяги.

Пересечение границ по V_{min} и V_{max} определит теоретический потолок самолёта, на котором возможен полёт с единственной скоростью $V_{min} = V_{max}$. Внутри области возможных полётов располагается кривая $V_{нв}$, которая соответствует максимальному аэродинамическому качеству K , а значит минимальной потребной для осуществления полёта тяге. Правда скорость при этом будет относительно небольшой.

Полёт в болтанку, когда на пассажиров в самолёте действуют значительные знакопеременные нагрузки, вызванные порывами ветра, заставляет ограничивать диапазон скоростей и высот полёта. На рис. 47 это ограничение представлено кривой допустимой перегрузки по вертикальной оси самолёта n_y^{don} .

Перегрузка – это отношение суммы поверхностных сил, действующих на тело к сумме объёмных сил.

Когда мы стоим на земле, то испытываем перегрузку, равную единице: *объёмные* гравитационные силы тянут нас вниз, а сила реакции земли, приложенная к *поверхности* наших подошв, уравнивает их. Когда мы летим в оторвавшейся кабине лифта, то мы в невесомости, - поверхностные силы во время падения кабины лифта на нас не действуют.

Когда самолёт попадает в турбулентность, то он испытывает резкое воздействие поверхностных аэродинамических сил, которые зависят от высоты (плотности воздуха) и скорости полёта. Эти поверхностные силы, а значит, и перегрузка может действовать по

разным направлениям, однако самыми интенсивными являются вертикальные порывы воздуха и в смысле прочности конструкции расчётной является перегрузка в направлении вертикальной оси самолёта.

Турбулентная атмосфера – это прежде всего облачность, причём грозовая и кучевая, - там воздушные потоки особенно интенсивны. Поэтому летать в грозовой облачности гражданским самолётам категорически запрещено, а кучевые облака залегают на относительно небольшой высоте, что отражено на рис. 47.

4.2. Расчёт профиля полёта

Для каждого типа самолёта профиль полёта является уникальным даже при полёте на одну и ту же дальность. Это связано с лётными и взлётно-посадочными характеристиками конкретного типа самолёта и его силовой установки. Профиль полёта рассчитывают исходя из максимальной экономичности при заданном уровне безопасности.

Расчёт профиля полёта состоит из следующих этапов:

- определение максимально допустимых взлётной и посадочной масс самолёта;
- определение оптимальных режимов полёта (в наборе высоты, горизонтальном полёте и снижении);
- расчёт заправки самолёта топливом;
- определение коммерческой нагрузки;
- уточнение фактических взлётной и посадочной масс;
- определение скоростей на взлёте и посадке;
- контроль центровки и загрузки самолёта;
- контроль производимого самолётом шума на местности.

Необходимыми исходными материалами для расчёта полёта являются:

- расстояние по маршруту от аэродрома вылета до аэродрома назначения и время полёта по расписанию;
- расстояние от аэродрома назначения до наиболее удалённого запасного аэродрома;

- распределение ветра по высотам (скорость и направление) по трассе;
- фактические атмосферные условия на аэродроме вылета и прогнозируемые условия по этапам полёта, а также на аэродромах назначения и запасных (температура воздуха, атмосферное давление, направление и скорость ветра);
- длина взлётно-посадочной полосы, контрольной полосы безопасности и схемы захода, схема препятствий и ограничения по шуму, состояние поверхности взлётно-посадочной полосы (коэффициент сцепления, вид и количество атмосферных осадков) аэродромов вылета, назначения и запасных;
- масса пустого самолёта и его центровка по формуляру самолёта.

Рассмотрим некоторые разделы расчёта профиля полёта, чтобы получить представление о технологии выполнения простого, на первый взгляд, дела – доставки пассажиров из пункта вылета А в пункт прилёта Б.

4.2.1. Крейсерский режим

Наивыгоднейшая высота полёта определяется в зависимости от известного расстояния до аэродрома назначения. Для каждой дальности полёта существует оптимальный эшелон, обеспечивающий минимальные затраты топлива на весь полёт. К примеру, для самолёта Ту-154М оптимальные эшелоны представлены в таблице 1.

Таблица 1. Оптимальные эшелоны для самолёта Ту-154М.

Дальность полёта, км (свыше – до...)	Высота эшелона, м	
	Курс полёта (от «севера» по часовой...)	
	0 ⁰ - 179 ⁰	180 ⁰ - 359 ⁰
200 - 300	6700	6000
300 - 400	9100	8600
400 - 500	11100	10600
500 - 600	12100	11600
600 - 1500	12100	11600
1500 - 3200	11100 - 12100	11600
3200 и более	11100 - 12100	10600 - 11600

Что такое оптимальный эшелон? Как известно, с ростом высоты плотность воздуха падает и вместе с ним падает лобовое сопротивление. Поэтому полёт на одной и той же скорости с ростом высоты требует меньшей тяги, а значит и меньшего расхода топлива. Другими словами, экономичность достигается на большой высоте. На какой? Если полёт совершается на короткую дистанцию, то при выборе большой высоты эшелона весь полёт будет состоять из набора высоты, крохотного времени полёта на крейсерском режиме и снижения. Доля высокоэкономичного крейсерского режима в общих затратах топлива будет незначительной. Напротив, при полёте на длинную дистанцию малая высота эшелона будет достигнута очень быстро и затем будет продолжительный крейсерский полёт с большими затратами топлива на преодоление большого сопротивления. Поэтому каждая маршрутная дальность при учёте аэродинамического качества самолёта, *удельного расхода топлива* (сколько килограммов топлива расходуется на деканьютон тяги в течение часа) и тяги двигателя, требует своего, оптимального эшелона.

Более того, если посмотреть на данные таблицы 1, то правомерен вопрос, почему при полётах на запад оптимальный эшелон меньше, чем при полёте на восток? Ответ прост: Земля вращается с запада на восток, и если мы летим на запад (против вращения Земли), то пункт назначения сам приближается к нам, сокращая тем самым маршрутную дистанцию.

Основным рекомендованным крейсерским режимом полёта, при котором обеспечивается наименьший расход топлива, является режим максимальной дальности, из которого можно найти оптимальную крейсерскую скорость [4].

Для расчёта дальности полёта используются известные выражения

$$L = 3.6 \left(\frac{K V_{крейс}}{c_p} \right) \ln \left(\frac{m_0}{m_{кон}} \right), \quad (45)$$

или

$$L = 1065 \left(\frac{K M_{\text{крейс}}}{c_P} \right) \ln \left(\frac{m_0}{m_{\text{кон}}} \right) \quad (46)$$

где K - аэродинамическое качество самолёта; $V_{\text{крейс}}$ и $M_{\text{крейс}}$, крейсерская скорость и крейсерское число M полёта; c_P - средняя за полёт величина удельного расхода топлива двигателями, кг/(даН ч); m_0 - взлётная масса; $m_{\text{кон}}$ - масса конструкции самолёта.

$$\text{Величина } \frac{m_0}{m_{\text{кон}}} = \frac{m_0}{m_0 - m_T} = \frac{1}{1 - \overline{m_T}}, \text{ а } \ln \left(\frac{1}{1 - \overline{m_T}} \right) \approx \frac{\overline{m_T}}{1 - \overline{m_T}}.$$

Здесь m_T - масса топлива, а $\overline{m_T} = m_T / m_0$ - относительная масса топлива. Формулы (45) и (46) были бы достаточно точными, если бы весь полёт выполнялся на $V_{\text{крейс}}$. Если учесть потери топлива на взлёт, набор высоты и разгон до крейсерской скорости, то эти формулы будут иметь вид для $M_{\text{крейс}} < 1$:

$$L \approx 3.45 \left(\frac{K V_{\text{крейс}}}{c_P} \right) \ln \left(\frac{m_0}{m_{\text{кон}}} \right) = 3.45 \left(\frac{K V_{\text{крейс}}}{c_P} \right) \cdot \frac{\overline{m_T}}{1 - \overline{m_T}}; \quad (47)$$

$$L \approx 1020 \left(\frac{K M_{\text{крейс}}}{c_P} \right) \ln \left(\frac{m_0}{m_{\text{кон}}} \right) = 1020 \left(\frac{K M_{\text{крейс}}}{c_P} \right) \cdot \frac{\overline{m_T}}{1 - \overline{m_T}}. \quad (48)$$

Максимальная величина дальности L_{max} будет иметь место при максимальном значении $(K V / c_P)_{\text{max}}$. В книге [4, стр. 83-85] путём решения задачи оптимизации получено значение $c_{y \text{ крейс}}$, которое обеспечивает максимум величины $(K V / c_P)_{\text{max}}$:

$$c_{y \text{ крейс}} = 0.71 c_{y \text{ нв}}; \quad (49)$$

где $c_{y \text{ нв}}$ - коэффициент подъёмной силы при наивыгоднейшем угле атаки, то есть при максимальном качестве. При этом сопротивление будет равно:

$$c_{x \text{ крейс}} = 1.5 c_{x0}; \quad (50)$$

где c_{x0} – минимальное значение аэродинамического сопротивления для нашего конкретного самолёта. Теперь, зная аэродинамические коэффициенты, по поляре самолёта, рис.21, найдём крейсерский угол атаки и по кривым потребных и располагаемых тяг, рис. 46, - скорость крейсерского полёта. Высота крейсерского эшелона «спрятана» в алгоритме вывода формулы (49).

4.2.2. Потребный запас топлива

В соответствии с профилем полёта рассчитывается количество потребного на полёт запаса топлива, который включает в себя следующие составляющие:

1. основной запас топлива, расходуемый с момента взлёта до посадки самолёта, который рассчитывается исходя из следующих условий:
 - коммерческая нагрузка ограничена либо максимально допустимым значением, либо максимальной взлётной массой;
 - скорость полёта соответствует заданному режиму для средней полётной массы;
 - значение рейсового времени соответствуют штилю (скорость ветра равна нулю) и эксплуатационному диапазону температур;
 - взлёт от точки старта до набора безопасной высоты происходит в течение 2 мин;
 - маневрирование при заходе на посадку и выполнение посадки происходит в течение 10 мин.
2. дополнительная добавка, учитывающая встречный ветер при полёте по маршруту исходя из продольной составляющей скорости ветра 30 км/ч в течение всего полёта;
3. топливо, расходуемое на запуск, прогрев двигателей и руление к месту старта (заправляется сверх максимально допустимой взлётной массы);

4. аэронавигационный запас топлива, который включает в себя:
- 4.1. резервный запас топлива, необходимый для полёта на запасной аэродром с расчётной точки маршрута с учетом топлива на 30 минут ожидания посадки. Если время нахождения самолёта в зоне ожидания не равно 30 мин, то резервный запас топлива определяется в зависимости от заданного времени ожидания;
 - 4.2. компенсационный запас топлива, принимается равным 3% от основного запаса топлива из пункта 1) при отсутствии на маршруте условий обледенения и равным 6% от основного запаса топлива из пункта 1) при вылете в условиях прогнозируемого или фактического обледенения на маршруте.

Таким образом, страхи о возможной нехватке топлива, даже при перелёте на запасной аэродром, не имеют под собой никаких оснований, поэтому мы, спокойно расположившись в кресле у иллюминатора, тщетно пытаемся предаться отдыху, стараясь не смотреть на крыло, которое время от времени подрагивает.

4.3. Нагрузки, действующие на самолёт

В общем случае на конструкцию самолёта действуют сложные, изменяющиеся во времени нагрузки. Начнём с крыла.

Под действием воздушной поверхностной нагрузки, представляющей собой подъёмную силу, которая образована за счёт разности давлений под крылом и над крылом, крыло *изгибается* вверх, см. рис. 48а. При этом верхняя поверхность крыла сжимается, а нижняя растягивается.

В любом сечении *прямого* крыла, то есть крыла, продольная ось которого (ось, идущая вдоль размаха крыла), перпендикулярна продольной оси *ох* самолёта, можно найти точку, характерную тем, что сила, приложенная к крылу в этой точке, будет вызывать только изгиб крыла без его *закручивания*. Эта точка называется *центром жёсткости* (ц.ж.) сечения крыла. Линия, соединяющая центр жёсткости каждого сечения, называется *линией центров жёсткости*. Отсюда следует, что деформация крыла, показанная

на рис. 48а, будет иметь место только в том случае, когда линия центров жёсткости будет совпадать с *линией центров давления* (линией, соединяющей точки центров давления в каждом сечении крыла).

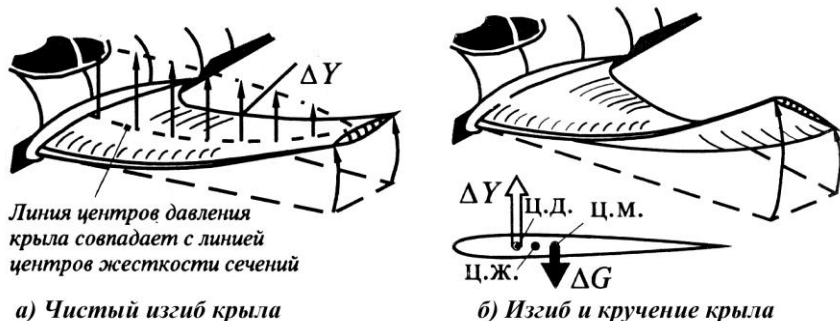


Рис. 48. Деформации крыла.

Положение центра жёсткости определяется только свойствами самой конструкции и не зависит от характера нагружения крыла. Нагрузка же может быть различной. Так, положение центра давления аэродинамической нагрузки зависит от режима полёта: от угла атаки, скорости, угла отклонения элеронов и т.п. Кроме подъёмной силы ΔY , на крыло действуют также силы тяжести ΔG самой конструкции крыла и размещённых в крыле грузов (топлива, топливопроводов, проводки управления, агрегатов различных систем, шасси, двигателей и т.п.), приложенные в центрах масс сечений крыла.

В общем случае центр давления, центр жёсткости и центр масс сечений крыла не совпадают. В этом случае, см. рис. 48б крыло не только изгибается, но и закручивается. Вертикальные силы, вызывающие изгиб и кручение крыла стремятся также сдвинуть одно сечение крыла относительно другого, как бы «перерезать» его. Эти силы, вызывающие *деформации сдвига*, называются *перерезывающими*.

Кроме вертикальных сил на крыло действуют ещё горизонтальные силы от тяги двигателей, установленных на крыле и от сил сопротивления воздуха.

На фюзеляж действуют в основном гравитационные силы тяжести от масс, размещённых в фюзеляже: пассажиров, багажа, агрегатов и систем. Кроме этого, на фюзеляж передаются силы от горизонтального и вертикального оперения, а также от двигателей, если они установлены в хвостовой части фюзеляжа. Поэтому фюзеляж изгибается в вертикальной плоскости от грузов и сил горизонтального оперения (стабилизатора) и руля высоты; в горизонтальной плоскости от сил вертикального оперения (киля) и руля направления; а также закручивается по причине того, что равнодействующая сила на киле приложена не по оси фюзеляжа и создает крутящий момент.

Суммарная равнодействующая сил, действующих на фюзеляж, направлена вниз, а на крыле – вверх. В месте стыка крыла с фюзеляжем происходит уравнивание (взаимная компенсация), сил с крыла и фюзеляжа, так, что в горизонтальном полёте сумма всех сил, действующих на самолёт, равна нулю и самолёт находится в равновесии.

Конструкция самолёта должна «доставить» силы от точек их возникновения к точкам уравнивания. Поэтому, если сила уравнивается непосредственно в точке возникновения, то конструкция, по сути, не нужна, - доставлять на уравнивание просто нечего. Отсюда следует, что чем больше грузов расположено в крыле, то конструкция в полёте испытывает меньшее силовое воздействие и может быть сделана более лёгкой при заданной прочности.

Однако при посадке тяжёлое крыло является отрицательным фактором: при ударе в основные опоры шасси возникают большие инерционные нагрузки (вниз), пропорциональные массе и вертикальному ускорению, а подъёмная сила (вверх) меньше веса самолёта. Большие инерционные нагрузки от грузов (вниз) нужно в этом случае доставить для уравнивания на опоры шасси (сила вверх). Поскольку топливо размещается в основном в крыле, то самолёт не может приземлиться сразу после взлёта, если того требует аварийная ситуация, - он должен освободиться от грузов в крыле (выработать топливо) или приземлиться с убранными шасси. Но не будем о плохом...

В настоящее время в Российской Федерации действуют обязательные к выполнению *Авиационные правила* (АП), которые приведены в соответствие с аналогичными правилами, действующими в других странах мира, например с государственными требованиями США к гражданским самолётам FAR (Federal Aviation Regulations). Они устанавливают предельный минимум свойств и характеристик, которыми должен обладать каждый самолёт с точки зрения безопасности и надёжности полётов.

Нормы прочности являются частью этих правил и регламентируют характер и величины нагрузок, которые должны быть учтены при расчётах самолёта на прочность, а также методику проведения прочностных испытаний самолёта.

Чтобы обеспечить прочность самолёта во всех возможных ситуациях эксплуатации, в нормах прочности устанавливается ряд расчётных случаев. Расчётные случаи соответствуют такой ситуации при эксплуатации самолёта, при которой получаются наиболее тяжелые условия нагружения. Для каждого случая задается характер распределения внешних нагрузок, устанавливается значение эксплуатационной перегрузки $n_{\max}^э$, вероятность превышения которой в процессе эксплуатации ничтожно мала, и значение коэффициента безопасности f . *Расчётные нагрузки* P^p связаны с *эксплуатационными нагрузками* $P^э$ соотношением $P^p = P^э f$. Таким образом, коэффициент безопасности показывает, во сколько раз расчётная нагрузка больше эксплуатационной. Основное назначение этого коэффициента состоит в том, чтобы обеспечить достаточную прочность и отсутствие остаточных деформаций конструкции в процессе эксплуатации.

Для самолётных конструкций $f = 1.5 \dots 2$.

Напомним, что *перегрузка* – это отношение суммы поверхностных сил, действующих на тело к сумме объёмных сил (см. стр. 91). Для гражданских самолётов эксплуатационная перегрузка установлена равной $n_{\max}^э = 2.5$ и, соответственно, расчётная $n_{\max}^p = 1.5 n_{\max}^э = 3.75$. При перегрузке 3.75 наше тело

весом 75 кг станет весить 281 кг, то есть мы должны «взять на плечи» ещё 206 кг. Такого даже представить себе невозможно, поэтому в любую сильную болтанку волноваться не надо, – почти четырёхкратная перегрузка – это пример невозможного события, однако именно на неё рассчитывается конструкция нашего самолёта.

Случаи нагружения (расчётные случаи) устанавливаются для самолёта в целом и его основных агрегатов (крыло, оперение, фюзеляж, шасси, управление и т.д.), исходя из всех возможных эксплуатационных ситуаций. Каждый расчётный случай может иметь и буквенное обозначение. Так, регламентируется нагрузка на крыло при выходе из пикирования и при полёте в болтанку с большой скоростью (случай A'); нагрузка на шасси при посадке с передним ударом в основные стойки шасси (случай $G_{ш}$); нагрузка на фюзеляж при вынужденной посадке самолёта на воду (случай M_{ϕ}) и т.д.

Нормы прочности регламентируют также требования к температурной прочности, к жёсткости конструкции, к обеспечению безопасности при динамических нагрузках, при колебаниях системы «самолёт - система автоматического управления».

Требования норм прочности - непреложный закон при создании конструкции.

Что же представляет собой конструкция нашего самолёта?

4.4. Авиационные конструкции

Любые авиационные конструкции представляют собой тонкостенные подкреплённые балки или оболочки, в которых обшивка соединена с продольно-поперечным каркасом (франц. carcasse – скелет).

Несущие части самолёта (крыло, горизонтальное и вертикально оперение) в конструктивно-силовом отношении представляют собой тонкостенную пространственную балку, способную воспринимать действующие на нее *внешние нагрузки*: местную воздушную нагрузку, распределенные и сосредоточенные массовые силы - и передавать их на опору (фюзеляж) посредством

внутренних силовых факторов: перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов. Отметим здесь, что в отличие от внутренней перерезывающей силы, соответствующая ей внешняя сила называется *поперечной*.

Следовательно, в конструкции несущих частей самолёта обязательно должны быть следующие *силовые элементы*:

- обшивка, подкреплённая набором продольных и поперечных элементов, воспринимающая местную воздушную нагрузку;
- балка с мощными поясами и тонкими стенками, передающая перерезывающую силу сдвигом стенки и изгибающий момент парой сил в поясах;
- тонкостенный замкнутый контур, передающий крутящий момент;
- узлы крепления, передающие эти усилия с крыла (горизонтального и вертикального оперения) на опору (фюзеляж).

Доля массы конструкции крыла во взлётной массе самолёта (*относительная масса конструкции крыла*) равна в среднем 0.08...0.14, что составляет 30-50% от массы планера самолёта.

Планер самолёта – это конструкция самолёта без силовой установки, но с её капотами.

Относительная масса оперения в среднем составляет 0.015...0.025.

Рассмотрим конструкцию несущих поверхностей на примере простейшей конструкции крыла, см. рис. 49.

«Тонкая» обшивка подкреплена продольными элементами - *стрингерами* и поперечными элементами – нервюрами.

Стрингеры собирают с обшивки поперечную силу и передают на нервюры. Кроме того, стрингеры участвуют в восприятии общего изгибающего момента.

Нервюры являются основными элементами, обеспечивающими форму аэродинамического профиля крыла. Нервюры, как правило, состоят из носка, средней части и хвостика. Все части нервюры стыкуются с лонжеронами.

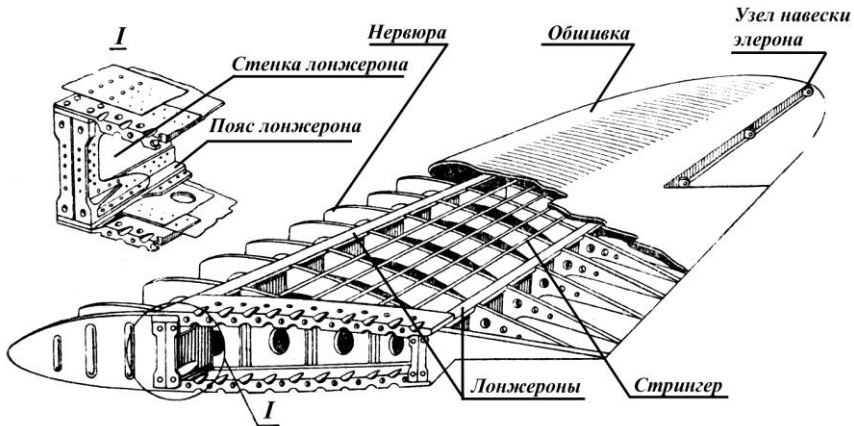


Рис. 49. Пример конструкции крыла.

Усиленные (силовые) нервюры установлены в местах узлов навески элерона и закрылка. Усиленные нервюры располагаются также в местах установки на крыле стоек шасси, пилонов двигателей и т.д. Назначение силовых нервюр - передать (распределить) на тонкостенные элементы крыла (и прежде всего на обшивку и продольные стенки) большие *сосредоточенные* силы, прикладываемые к нервюрам в узлах навески закрылков, элеронов и других агрегатов. Усиленные нервюры, как и обычные (нормальные) нервюры работают на изгиб в своей плоскости. Конструктивно они могут быть выполнены как *балки* (с поясами, работающими на растяжение-сжатие (на *нормальные напряжения*), и стенкой, работающей на сдвиг) или как *фермы*.

Лонжерон воспринимает поперечную силу *стенкой*, работающей на сдвиг (от внутренней перерезывающей силы), и изгибающий момент *поясами*, работающими на растяжение-сжатие.

Замкнутый контур, воспринимающий кручение, образован обшивкой на носке крыла и стенкой первого лонжерона (первый контур), стенкой первого лонжерона, верхней обшивкой, стенкой второго лонжерона и нижней обшивкой (второй контур). В задней части крыла, показанного на рис. 49, снизу предполагается установка закрылка, поэтому там отсутствует замыкающая контур обшивка, - обратите внимание на форму хвостиков нервюры.

Для передачи нагрузок с крыла на фюзеляж служит *узел I* на лонжероне и гребёнка, снимающая продольные силы со стрингеров.

Усиленная бортовая нервюра снимает крутящий момент с замкнутого тонкостенного контура и передает на фюзеляж.

Работа отдельных силовых элементов и передача сил в стыках, показана на рис. 50.

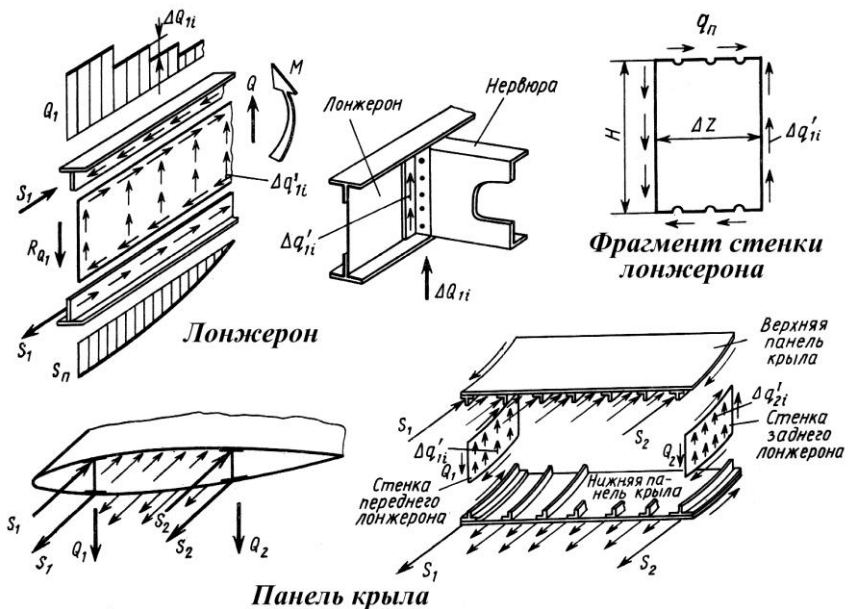


Рис. 50. Передача сил элементами крыла.

Обращаем Ваше внимание на то, что *полезная* вертикальная сила Q (по сути – подъёмная сила) при передаче на фюзеляж

порождает паразитные горизонтальные силы S , которые образуют пару сил, момент которой равен изгибающему моменту от силы Q : $S = M_{изг}(Q) / H$, где H – *строительная высота* (толщина) крыла. Отсюда видно, что чем толще крыло, тем меньше величина паразитных сил S и для их восприятия нужно закладывать меньший объём силового материала. Толстое крыло получается легче тонкого !?!

Силы S от левой и правой консоли крыла действуют навстречу друг другу, поэтому для их уравнивания всегда имеется подфюзеляжная часть крыла, называемая *центропланом*, которая соединяет левую и правую консоль. На фюзеляж с крыла передаётся полезная сила Q и вредный, но относительно невеликий крутящий момент M_k , см. рис. 51.

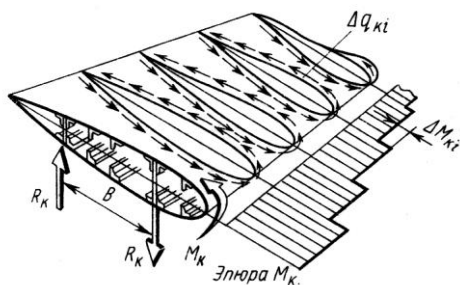


Рис. 51. Схема передачи крутящего момента.

Ненесущие части самолёта (фюзеляж, мотогондолы) в конструктивно-силовом отношении аналогичны крылу.

Это тонкостенные пространственные оболочки, нагруженные «внешней» местной нагрузкой на обшивку (аэродинамические нагрузки, избыточное давление в гермокабине, массовые нагрузки от конструкции и агрегатов), которые воспринимают и передают (уравнивают) внешнюю нагрузку перерезывающими силами, изгибающими и крутящими моментами.

Следовательно, конструкция фюзеляжа формируется из силовых элементов, аналогичных силовым элементам крыла.

Относительная масса фюзеляжа в среднем равна 0.08...0.12, что составляет 30...40% массы конструкции планера самолёта. Пример конструкции фюзеляжа показан на рис. 52.

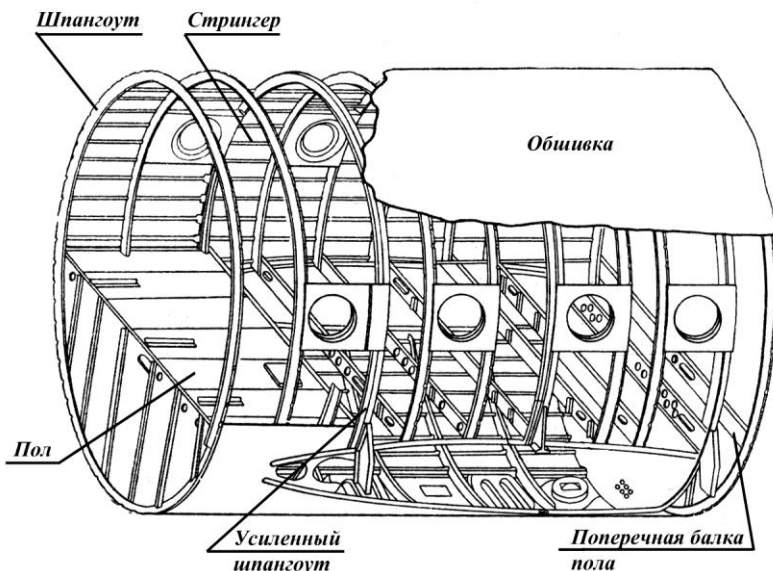


Рис. 52. Пример конструкции фюзеляжа.

Стрингеры подкрепляют обшивку фюзеляжа в продольном, а обычные (нормальные) шпангоуты (голл. *sparthout* – ребро) – в поперечном направлении, обеспечивая необходимую форму его обводов.

Усиленные (силовые) шпангоуты устанавливаются в конструкции фюзеляжа в местах стыковки с фюзеляжем крыла, горизонтального оперения, вертикального оперения, а также в других местах, где к конструкции фюзеляжа прикладываются большие сосредоточенные силы (от оборудования, контейнеров с грузами, шасси, двигателей и т.д.).

Конструкция гондол двигателей, гондол для уборки шасси на крыле, подвесных баков и других несущих частей самолёта аналогична конструкции фюзеляжа.

Запаса топлива хватит, чтобы долететь; конструкция самолёта – прочная, хотя заметно деформируется; настало время подумать о комфорте.

4.5. Пассажирское бортовое оборудование

Полёт в самолёте для среднего пассажира не очень привычен в психологическом и в физиологическом плане. Одна из основных задач конструктора - создать на борту пассажирского самолёта среду обитания, максимально приближённую к привычным для человека земным, домашним условиям комфорта по климату и уровню шума, по общему эстетическому впечатлению от интерьера пассажирской кабины (салона) самолёта и обслуживания в полёте, по удобству размещения пассажиров.

Практически 95...96% времени на борту самолёта пассажир проводит, находясь в кресле, поэтому *пассажирское кресло* является важнейшим оборудованием салона самолёта. От того, насколько оно удобно и как вокруг него скомпонованы другие элементы оборудования, обеспечивающего комфорт и обслуживание в полёте, зависит оценка пассажиром условий полёта.

Кресла проектируются с учетом антропологических данных человека, изготавливаются из высокопрочных материалов, отвечающих требованиям пожарной безопасности, и при небольшой массе (для 3-местного блока кресел – 22...25 кг, для 2-местного блока – 14...17 кг) обладают высокими прочностными характеристиками что позволяет благодаря оснащению кресла привязными ремнями обеспечить выживаемость пассажира при аварийной посадке с расчётной перегрузкой до 16 единиц. Таким образом, кресло является не только частью пассажирского бортового оборудования, но и элементом системы спасения.

Кресла, обеспечивающие минимальные требования по комфорту, оборудуются отклоняемой спинкой с фиксацией ее в

любом положении для удобства отдыха пассажиров, отклоняемыми до вертикального положения сиденьями и подлокотниками для удобства прохода пассажиров и уборки салона при техническом обслуживании самолёта в аэропортах. В конструкции кресел размещаются мусоросборники (в подлокотнике), спасательные жилеты в чехлах (под сиденьем), а на спинке кресла сзади - индивидуальный столик для пассажира следующего ряда.

При отклонении спинки кресла назад, российские и европейские кресла зажимают колени сзади сидящего пассажира, и откинутый индивидуальный столик въезжает ему в живот. Поэтому ему тоже приходится отклонять спинку. На американских креслах этого не происходит, - все отклонения спинки происходят поверх коленей и столик никуда не перемещается. Поэтому на дальние перелёты выбирайте американские самолёты.

Кресла для кабин более высокого класса, например, бизнес класса, обеспечивают условия как для отдыха, включая сон, так и для эффективной работы в полёте и имеют увеличенную ширину подушек и подлокотников, а также большие (до 65°) углы отклонения спинки; оснащены выдвижной подставкой для ног, оборудуются передним столиком, монтируемым на подлокотнике, кнопкой для вызова бортпроводника (стюардессы), индивидуальным освещением, вентилятором, блоком разъёмов для подключения наушников аудио- и видеотрансляции, аппаратов радиотелефонной связи, игровой приставки, интернета.

К пассажирскому бортовому оборудованию ещё относятся гардеробы и багажники, кухни и буфеты, туалеты, а также средства и оборудование для развлечения в полёте, например, видеотрансляция.

Повышение уровня комфорта на борту увеличивает массу самолёта и эксплуатационные расходы. Однако повышение уровня комфорта на магистральных *широкофюзеляжных самолётах* (где в ряду размещается 8-10 кресел с 2-3 центральными проходами между ними) увеличивает приток пассажиров на комфортабельные самолёты и доходы эксплуатирующих их авиакомпаний, что неизбежно должно привести к повышению уровня комфорта и на лёгких самолётах коротких авиалиний.

Среда обитания состоит не только из кресла, интерьера, удобств и развлечений, но также из средств обеспечения жизнедеятельности, причём безопасной и привычной.

4.5.1. Влияние условий полёта на организм человека

Организм человека функционирует нормально при определённых параметрах окружающей среды.

В полёте на экипаж и пассажиров, находящихся на борту, могут воздействовать неблагоприятные и физиологически опасные факторы. Эти факторы определяются, в основном, параметрами атмосферы в кабине (давление, температура, состав газовой смеси, которой дышит человек, влажность), уровнем шума и динамикой полёта воздушного судна.

С подъёмом на высоту давление воздуха и его температура в атмосфере Земли снижаются. До высоты порядка 2400м человек чувствует себя нормально, на больших высотах самочувствие человека ухудшается, проявляется целый ряд функциональных расстройств, объединённых общим названием - *высотная болезнь*. Это связано в первую очередь с уменьшением снабжения организма человека кислородом в процессе дыхания, хотя до высот порядка 70...90км объёмное содержание кислорода в атмосфере (~21%) практически не меняется.

Основным фактором, определяющим насыщение кислородом гемоглобина крови и удаление в выдыхаемый воздух углекислого газа, является соотношение парциального давления кислорода и углекислого газа в лёгочных альвеолах (от лат. *alveolus* – ячейка, пузырёк).

Парциальное давление (лат. *partialis* - частичный) - это давление газа, входящего частью в состав газовой смеси, которое он имел бы, занимая весь объём газовой смеси, при температуре смеси.

Воздух является смесью газов, и его полное давление является суммой парциальных давлений его компонентов. На основании физиологических исследований установлена взаимосвязь между парциальным давлением кислорода в альвеолах

легких и давлением воздуха, содержанием в нем кислорода, углекислого газа и водяных паров. С увеличением высоты пропорционально уменьшению общего атмосферного давления уменьшается парциальное давление кислорода в атмосферном воздухе и вместе с ним парциальное давление кислорода в альвеолах.

На высоте порядка 3000м над уровнем моря оно достигает среднего физиологически допустимого уровня; насыщение крови кислородом становится недостаточным, начинается *гипоксия* (от греч. *huro* - под, внизу и лат. *oxigenium* - кислород) - *кислородное голодание*, особенно опасное тем, что субъективно человек не осознает своего состояния и, несмотря на кажущееся хорошее самочувствие, может внезапно потерять сознание. При дальнейшем увеличении высоты явления кислородного голодания интенсивно развиваются вплоть до полной потери работоспособности и потери сознания у подавляющего большинства людей на высоте 6000...7000м. На высоте около 8000м возникают смертельно опасные явления. Следует отметить, что интенсивность кислородного голодания возрастает при выполнении человеком какой-либо работы.

Воздействие пониженного давления на организм человека не ограничивается только явлениями кислородного голодания.

При подъёме на высоту расширяются газы в пищеварительном тракте - *высотный метеоризм* (от греч. *meteorismos* - поднятие вверх), что приводит к вздутию живота, сопровождающемуся схваткообразными болями, подъёму диафрагмы, уменьшению ёмкости легких и другим расстройствам. На высотах 8000-13000м при пониженном давлении азот, растворённый при нормальном давлении в крови и тканях человека, выделяется в виде пузырьков свободного газа, которые, оказывая механическое давление на нервные окончания, вызывают боли в мышцах и суставах. Это явление называется *аэрозмболией* (от греч. *aeg* - воздух и *embole* - вбрасывание) или *декомпрессионной болезнью*.

На высоте более 19000 м возникает *высотная эмфизема* (греч. *emphysema* - наполнение воздухом, вздутие). На этой высоте

вода, составляющая около 70% массы тела человека, закипает при температуре человеческого тела, что приводит к смертельному исходу.

Для обеспечения максимальной дальности и экономичности магистральные пассажирские самолёты летают на высотах, близких к практическому потолку, что для дозвуковых самолётов составляет 9000...11000м, а для сверхзвуковых 18000...20000м.

Перечитайте предыдущую страницу и спросите стюардессу, на какой высоте мы сейчас летим...

Для обеспечения нормальной жизнедеятельности и комфорта пассажиров и экипажа самолётов, совершающих полёты на высотах более 3000м, самолёты оснащают герметичными кабинами с системами кондиционирования воздуха (лат. *conditio* - условие, состояние), в которых на всех режимах полёта «высота в кабине» не превышает 2400м, то есть давление в кабине должно быть не менее давления атмосферного воздуха на высоте 2400м, а температура должна быть больше +17°C и меньше +25°C.

При таком давлении и температуре количество кислорода, необходимое для обеспечения жизнедеятельности человека, содержится в сравнительно небольшом количестве свежего воздуха: за одну минуту в покое человек вдыхает и выдыхает 6...9л воздуха, при физической нагрузке – 80...90л, иногда до 170л.

Однако, в условиях ограниченного пространства, основным при определении необходимого количества воздуха, подаваемого в гермокабину, является допустимая концентрация вредных примесей (углекислого газа, выделяемого при дыхании, запахов, обусловленных жизнедеятельностью человека, паров парфюмерии, пищи и т.п.), а также температура и влажность. На современных пассажирских самолётах на одного пассажира подаётся 24...40кг свежего воздуха в час или 300...550 литров в минуту.

Комплекс технических средств, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность пассажиров и работоспособность экипажей на всех режимах полёта и в экстремальных ситуациях, называют *системами обеспечения жизнедеятельности*. В состав

этих систем входят: системы кондиционирования воздуха в гермокабинах, системы кислородного питания, высотное (защитное) снаряжение экипажей боевых самолётов. Последнее – не про нас.

4.5.2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабинах

Гермокабины являются элементом силовой конструкции планера самолёта и воспринимают нагрузку от аэродинамических и массовых сил, а также от внутреннего избыточного давления.

Системы кондиционирования воздуха обеспечивают *наддув* (превышение давления в кабине над атмосферным давлением), вентиляцию, отопление и охлаждение герметичных кабин (кабина экипажа, кабины пассажиров и грузовых отсеков), очистку подаваемого в герметичные отсеки воздуха от аэрозольного, химического и других загрязнений; *дезодорацию* (франц. *des* - приставка, означающая отрицание, уничтожение, удаление или отсутствие чего-либо, и лат. *odoratio* - запах) и ионизацию воздуха в кабине в полёте и на земле. Кроме того, эти системы обеспечивают защиту стёкол фонаря пилотов от запотевания, обдув (охлаждение) электронного и электрооборудования, а иногда и подачу горячего воздуха в систему воздушно-тепловых противообледенителей передних кромок крыла, оперения и кромок воздухозаборников двигателей. Большинство современных самолётов имеют *атмосферные гермокабины*, которые вентилируются воздухом из окружающей среды, в отличие от *автономных гермокабин*, для которых запас кислорода находится на борту летательного аппарата.

Одна из возможных принципиальных схем системы кондиционирования гермокабины пассажирского самолёта представлена на рис. 53. Воздух отбирается от компрессоров двигателей с температурой до 500°C и давлением до 1.6 МПа (16 кгс/см²), объединяется в общий поток и затем разделяется на два потока. Один поток горячего воздуха проходит через основную, а в случае отказа - через резервную систему охлаждения. Для охлаждения воздуха используют воздухо-воздушные, топливно-воздушные теплообменники и турбохолодильники.

В воздушно-воздушном теплообменнике используется забортный воздух, который затем выбрасывается в атмосферу. В топливно-воздушном теплообменнике для охлаждения используется холодное топливо из баков, которое немного подогревается и поступает в двигатели. Подогретое топливо обеспечивает более полное сгорание, что повышает эффективность двигателя и уменьшает вредные выбросы в окружающую среду. Турбохолодильник представляет собой турбину, которую вращает горячий воздух, отдавая свою внутреннюю энергию на совершение механической работы и за счёт этого охлаждается.

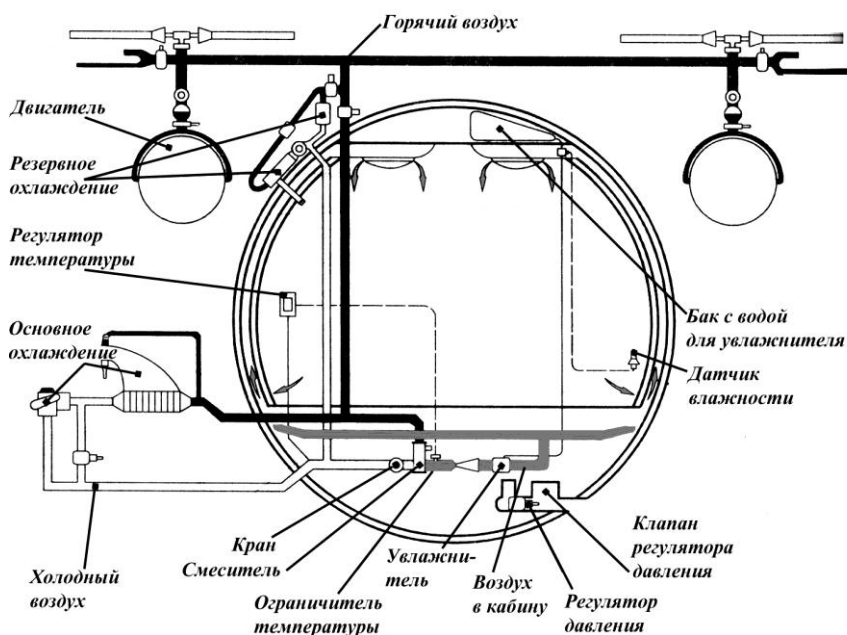


Рис. 53. Схема возможной системы кондиционирования воздуха.

Второй поток горячего воздуха поступает прямо в смеситель, где смешивается с охлажденным потоком. Поступлением холодного воздуха в смеситель управляет кран, а подачей воздуха в гермокабину - ограничитель температуры по сигналам регулятора температуры в гермокабине. Пройдя через увлажнитель, в котором

по сигналу датчика влажности воздуха в кабине распыляется вода из бака, воздух с необходимыми параметрами температуры и влажности подается по системе трубопроводов в гермокабину.

Автоматический регулятор давления управляет клапаном выпуска несвежего воздуха в атмосферу.

На рис. 53 изображена лишь схема, причём идеальная, когда пассажирам обеспечивается максимальное соответствие привычным условиям. В реальности всё обстоит и проще и сложнее. Проще в том, что никакого увлажнителя, бака с водой, датчика и регулятора влажности на борту нет. Влажность воздуха на большинстве современных самолётов не регулируется. А сложнее в том, что реальная система не потеряет работоспособности в случае отказа одного или даже всех маршевых двигателей; она содержит много перепускных и обратных клапанов, теплообменников, дублирующих друг друга, трубопроводов, подающих воздух в разные зоны салона, датчиков температуры, а также автоматическую систему регулирования давления, которая реагирует на текущую высоту полёта и обрабатывает заданную программу поддержания давления в кабине.

Наиболее благоприятным с физиологической точки зрения является давление в кабине, равное атмосферному давлению воздуха на уровне моря в течение всего полёта. Однако, в этом случае на больших высотах будет возникать значительный перепад давления между кабиной и атмосферой, что, с одной стороны, потребует увеличения толщины обшивки кабины для обеспечения её прочности и, как следствие, увеличения массы самолёта, а с другой стороны, при внезапной разгерметизации гермокабины перепад давления между кабиной и атмосферой будет очень большим и падение давления в гермокабине до атмосферного будет происходить очень быстро. Это явление принято называть *взрывной декомпрессией*.

Давление в лёгких человека не может уменьшаться так же быстро, как уменьшается давление в кабине при разгерметизации, и поэтому у пассажиров и членов экипажа возможны несовместимые с жизнью человека *баротравмы* (от греч. *baros* - тяжесть) - механические повреждения лёгких и других органов

расширяющимся газом - разрывы, внутренние кровоизлияния, падение кровяного давления, замедление ритма сердца вплоть до его остановки. Кроме того, происходит внезапный «перенос» пассажиров и экипажа в условия острой кислородной недостаточности. В результате развивающихся явлений острой гипоксии и аэроэмболизма человек теряет сознание и наступает смерть. Происходит также обморожение вследствие постепенного понижения температуры в кабине до температуры наружного воздуха (порядка -60°C). То есть, хотим как лучше, а можем получить...

С учётом недопущения вредных последствий в аварийных ситуациях выбираются программы регулирования давления в гермокабинах самолётов.

Наиболее благоприятная для пассажиров программа регулирования давления в гермокабине по высоте полёта приведена на рис. 54. Здесь p_H – атмосферное давление на соответствующей высоте, p_0 - атмосферное давление на уровне моря.

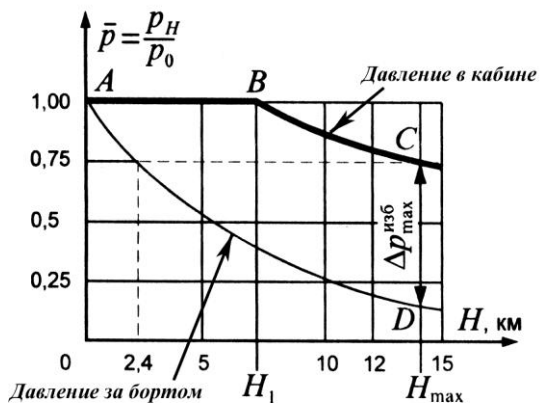


Рис. 54. Давление в гермокабине.

До высоты H_1 давление в кабине поддерживается постоянным и в кабину подаётся воздух от компрессора двигателя, смешанный с заборным. При полёте на высотах от H_1 до H_{max} система регулирования давления поддерживает перепад давления между

кабиной и атмосферой по заданной программе. Этот перепад может поддерживаться постоянным на участке BC , рис.54, а может нарастать к точке C , чтобы на максимальной высоте H_{max} также достичь максимального значения $\Delta p_{max}^{изб.}$. При этом, начиная с высоты полёта H_I подача в смеситель забортного воздуха отсекается и пассажиры дышат через компрессор двигателя, охлаждённым, но чрезвычайно сухим воздухом, - при температуре отбора $500^{\circ}C$ никакой влаги в воздухе нет и в помине... При полёте на максимальной высоте H_{max} давление в кабине соответствует высоте 2400м над уровнем моря.

При крейсерской высоте полёта порядка 10000...14000 м при разгерметизации кабины экипаж самолёта имеет возможность в режиме *экстренного (аварийного)* снижения вывести самолёт на относительно безопасные высоты порядка 3000...4000м за так называемое *резервное* или *активное* время, в течение которого при остром кислородном голодании (без аварийного питания пассажиров кислородом) не происходит необратимых изменений в деятельности головного мозга человека.

Тем не менее, пассажирские самолёты имеют систему аварийного питания пассажиров кислородом и систему непрерывного питания кислородом лётчиков в течение всего полёта.

Кроме системы кондиционирования воздуха, позволяющей сохранять нормальную работоспособность экипажей и жизнедеятельность пассажиров на всех режимах полёта и в экстремальных ситуациях, на борту имеется ещё ряд систем, обеспечивающих выживаемость пассажиров и самолёта в целом в *особых условиях функционирования* воздушного судна: при обледенении, пожаре, прерванном взлёте, аварийной посадке на аэродром, неподготовленную площадку, воду и т.д. Рассмотрим две из них.

4.5.3. Противообледенительные системы

Обледенение - это процесс образования льда на поверхностях агрегатов воздушного судна. В большинстве случаев обледенение происходит при полёте в атмосфере, содержащей переохлаждённые

капли воды, то есть воды в жидкой фазе при отрицательной температуре. При столкновении с лобовыми поверхностями агрегатов самолёта переохлаждённые капли воды быстро кристаллизуются, образуя ледяные наросты различной формы и размеров.

Опыт эксплуатации авиационной техники показывает, что обледенение наряду с турбулентностью атмосферы, электрическими разрядами, возможностью столкновения с птицами является одним из наиболее опасных воздействий естественной внешней среды, которое существенно влияет на безопасность полёта.

В условиях обледенения лёд образуется на лобовых поверхностях крыльев, рулей высоты и направления, на воздушных винтах, воздухозаборниках, остеклении фонарей, на находящихся в потоке датчиках пилотажно-навигационных приборов и обтекателях антенн.

Статистические данные о частоте случаев обледенения самолётов для различных географических районов Земли показывают, что наибольшая вероятность обледенения существует при полётах в диапазоне температур от 0 до -15°C . Зафиксированы случаи обледенения при температуре воздуха от -50°C и ниже.

Входные устройства и каналы воздухозаборников двигателей могут подвергаться обледенению и при положительных (до $+10^{\circ}\text{C}$) температурах. Это объясняется тем, что движущийся в каналах воздухозаборников воздух охлаждается при адиабатическом расширении и влага, находящаяся в нем, конденсируется и замерзает. Известны случаи обледенения даже сверхзвуковых воздухозаборников.

Рис. 55 иллюстрирует наиболее характерные *формы образования льда* (ледяных наростов) на лобовых поверхностях. *Обледенение несущих поверхностей* приводит к искажению формы профиля и резкому ухудшению аэродинамических характеристик. При этом существенно, иногда в 1.5...2 раза уменьшаются в условиях обледенения значения основных аэродинамических характеристик крыла: аэродинамического качества; коэффициента

подъёмной силы c_y ; критического угла атаки $\alpha_{кр}$. Срыв потока с крыла и сильная турбулизация потока за крылом в условиях обледенения происходят значительно раньше, чем на чистом крыле, что может привести к тряске самолёта, нарушению продольной балансировки, потере устойчивости и сваливанию самолёта в штопор. Лёд, сброшенный с крыла набегающим потоком, может поражать хвостовое оперение и лопатки компрессоров двигателей, расположенных в хвостовой части фюзеляжа.

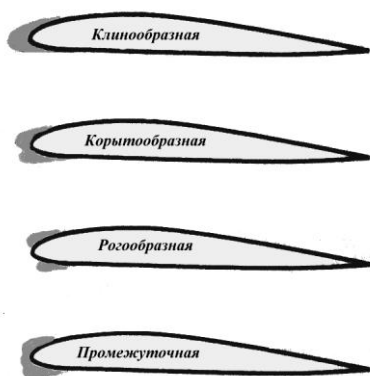


Рис. 55. Формы образования льда

Обледенение передних кромок рулевых поверхностей может привести к потере управляемости. Обледенение воздушных винтов, начинаясь с передних кромок, захватывает до 20...25% хорды лопасти. На крейсерских режимах концы лопастей не обледеневают из-за благоприятного влияния аэродинамического нагрева. При накоплении значительных масс льда (при толщинах 5мм и более) под воздействием центробежных сил

происходит его сброс, сопровождающийся нарушением балансировки винта, вибрациями силовой установки; создается опасность поражения обшивки фюзеляжа сброшенным льдом.

Обледенение входных кромок воздухозаборников силовых установок нарушает течение потока воздуха, увеличивает неравномерность поля скоростей перед компрессором, что может вызвать *помпаж* (франц. *pompage* - откачка) - одну из форм автоколебаний, выражающуюся в пульсации воздуха в газоздушном тракте двигателя и, как следствие, в вибрации лопаток компрессора и всего двигателя, что может вызвать его разрушение. Сброс льда в каналах воздухозаборников приводит к повреждению лопаток компрессоров.

Обледенение лобовых стекол фонарей может резко ухудшить возможность визуального управления воздушным судном, а *обледенение датчиков приборов* систем навигации и управления является причиной их неправильной работы или отказа, что усложняет пилотирование.

Безопасность полётов в условиях возможного обледенения обеспечивают *противообледенительные* (антиобледенительные) *системы*, защищающие самолёт от обледенения в широком диапазоне погодных условий.

Зоны защиты от обледенения на современном пассажирском самолёте следующие. Это лобовые стекла фонаря кабины экипажа и форточки, которые защищаются от запотевания, датчики углов скольжения и датчик полного (статического и динамического) давления, носки предкрылков, воздухозаборники и входные направляющие аппараты двигателей, носки хвостового оперения.

Для эффективной работы противообледенительной системы особую важность имеет своевременная сигнализация о начале обледенения.

Информация о входе самолёта в зону обледенения и выходе из неё, а также об интенсивности обледенения самолёта обеспечивается сигнализаторами обледенения на каждом двигателе и сигнализатором обледенения планера самолёта.

Сигнализаторы обледенения делятся на две группы: *косвенного* и *прямого* действия.

Принципы действия сигнализаторов первой группы основаны на изменении характеристик теплоотдачи, электропроводности или электрического сопротивления чувствительных элементов при наличии в атмосфере переохлажденных капель воды.

Сигнализаторы второй группы реагируют непосредственно на слой льда, образовавшегося на чувствительном элементе датчика, находящемся в потоке. К примеру, *радиоизотопный сигнализатор* регистрирует уменьшение β излучения за счёт

экранирования нарастающим слоем льда источника слабого радиоактивного излучения.

Возможны следующие *способы борьбы с обледенением самолёта*:

- *механический*, при котором образовавшийся лёд разрушается в результате силового воздействия на него и его обломки удаляются набегающим потоком, - в настоящее время не применяется, поскольку удар по обшивке приводит к разбалтыванию заклёпок;
- *физико-химический (жидкостно-химический)*, при котором используются специальные жидкости, понижающие температуру замерзания переохлаждённых капель воды или уменьшающие силы сцепления льда с обшивкой, - применение ограничено;
- *тепловой*, при котором используется нагрев защищаемой поверхности до температуры таяния льда, - применяется в качестве основного;
- *электроимпульсный*, при котором с помощью электромагнитных индукторов обшивка в зоне образования льда импульсно упруго деформируется за счёт наведённого в обшивке магнитного поля, что приводит к растрескиванию ледяного слоя и его отрыву, - применяется на некоторых новых типах самолётов.

Тепловые противообледенительные системы работают в постоянном или в циклическом режимах и подразделяются на воздушно-тепловые и электротепловые.

Воздушно-тепловые противообледенительные системы используют горячий воздух от компрессоров турбореактивных двигателей.

Отметим, что отбор воздуха от компрессора двигателя ухудшает его тяговые характеристики, поэтому для противообледенительной системы и системы кондиционирования воздуха от компрессора турбореактивного двигателя может быть отобрано суммарно не более 12%, а от турбовинтового двигателя не

более 7% от общего расхода воздуха через двигатель, что приводит к потере мощности (тяги) на 10...15%.

Электротепловые противообледенительные системы чаще всего применяются в тех случаях, когда двигатели чувствительны к отбору воздуха или когда затруднена прокладка трубопроводов горячего воздуха к защищаемым поверхностям. Источником энергии электротепловых противообледенительных систем, работающих чаще всего в циклическом режиме, является бортовая электросеть переменного тока высокого напряжения (115В / 208В).

Электрическую энергию преобразует в тепловую нагревательный элемент (проволока с высоким удельным сопротивлением, сетка фольги, токопроводящая пленка), который имеет два слоя изоляции: внешний (прилегающий изнутри к защищаемой поверхности) электроизоляционный с высоким коэффициентом теплопроводности и внутренний - электро- и теплоизоляционный.

Обычно на самолёте используют комбинацию воздушно-тепловой и электротепловой систем, например, на самолёте Ту-154 предкрылки, лобовые стёкла фонаря кабины обогреваются электричеством, а носок крыла, киля, стабилизатора и входные кромки воздухозаборников двигателей – горячим воздухом от двигателей.

Выбор типа противообледенительной системы – сложная инженерная задача, при решении которой учитывается множество факторов, чтобы обеспечить безопасность полётов в условиях возможного обледенения.

4.5.4. Противопожарные системы

Горение - это сложное, быстропротекающее самоускоряющееся физико-химическое превращение, сопровождающееся выделением тепловой энергии и света. Основа горения - комплекс окислительно-восстановительных реакций горючих веществ с окислителем. Для возникновения пожара необходимо наличие горючего вещества, окислителя и источника воспламенения.

Пожар на борту воздушного судна может возникнуть в результате утечки и попадания на нагретые элементы конструкции горючих жидкостей из топливной, масляной и гидравлической

систем, разрушения двигателя, разрядов статического электричества внутри топливных баков и поражения молнией.

По физико-химическим условиям процесса горения вероятность возникновения пожара на борту самолёта наиболее высока на взлётно-посадочных режимах и при полёте на малых высотах.

Пожар на борту очень скоротечен, особенно в полёте, за счёт интенсивного поступления кислорода из обтекающего самолёт потока воздуха. Авиационные топлива самовоспламеняются при температуре 230...240°C. Температура горения топлива достигает 1100°C. Температура плавления алюминиевых сплавов - 650°C, сталей - 1500°C, поэтому в условиях пожара живучесть элементов конструкции не превышает 1...5 мин.

Тушение пожара на борту осложняется тем, что прямой доступ человека в зону пожара во многих случаях невозможен.

Поэтому комплекс средств противопожарной защиты самолёта включает *пассивные средства* (конструктивные мероприятия) и *активные средства* - собственно *противопожарные системы*.

Конструктивно-компоновочные мероприятия способствуют предотвращению условий, при которых может возникнуть пожар и локализации зоны пожара для облегчения борьбы с ним.

Агрегаты и коммуникации (трубопроводы пожароопасных систем и электропроводка) komponуются таким образом, чтобы исключить возможность воспламенения горючих жидкостей. Наиболее пожароопасные отсеки отделяются от остальной конструкции огнестойкими противопожарными перегородками, обеспечивается охлаждение и теплоизоляция горячих частей самолёта, вентиляция отсеков и дренирование мест возможного скопления горючих жидкостей при утечке их из систем. В конструкции применяются огнестойкие, трудновоспламеняемые и негорючие материалы.

Во избежание искрового разряда на борту проводится *металлизация*, то есть соединение токопроводящими перемычками (*перемычками металлизации*) всех частей и агрегатов самолёта для выравнивания электрических потенциалов. Накопленный заряд «стекает» в атмосферу через *разрядники статического электричества*, установленные на законцовках крыла и хвостового оперения, или в землю при посадке через зарядосъёмники,

установленные на шасси. Отметим здесь, что металлизация уменьшает помехи радиоприему и даёт возможность использовать корпус самолёта в качестве второго (отрицательного или нулевого) провода бортовой электросети. Благодаря металлизации, самолёту не страшен даже удар молнии; если он придётся в электропроводящую часть конструкции, - весь её заряд просто стечёт в атмосферу и самолёт ничего не почувствует. Удар молнии в неэлектропроводящую часть, - иллюминаторы, фонарь кабины лётчиков, обтекатели антенн, - приведёт к их механическому разрушению, но не повлечёт за собой катастрофического отказа оборудования или двигателей.

Противопожарные системы обеспечивают выявление очага пожара и подавление его.

Выявление очага пожара, подача светового и звукового сигнала экипажу и автоматическое включение средств пожаротушения - функции *системы сигнализации о пожаре*, датчики которой устанавливаются в наиболее пожароопасных отсеках; на современных самолётах это, как правило, отсеки основных и вспомогательных силовых установок.

Тепловые датчики противопожарной системы реагируют на повышение или превышение некоторого предельного значения температуры в контролируемом отсеке. *Ионизационные датчики* реагируют на повышение ионизации воздуха при появлении пламени. *Радиационные (световые датчики)* срабатывают при появлении пламени или дыма, реагируя на излучение пламени в инфракрасной части спектра или на рассеяние появившимся дымом света сигнальных ламп.

Физика процессов горения определяет способы борьбы с пожаром: снижение концентрации кислорода в очаге горения применением нейтральных газов (обезвоженной углекислоты, азота и др.) отвод тепла от очага горения применением веществ, вступающие в химические реакции с продуктами горения со значительным поглощением тепла, существенно понижающих температуру и ухудшающих условия горения. Это *фреоны* или *хладоны* - галогенсодержащие органические соединения на основе фтора, брома.

Средства пожаротушения обеспечивают хранение и подачу огнегасящего состава в зону пожара, а также служат для его

предупреждения в случае аварийной посадки самолёта с убранными шасси.

Чем, собственно, тушить пожар? Ответ на этот вопрос далеко не тривиален. Например, вода только усиливает горение бензина, а натрий она воспламеняет.

Пожар, в общем случае, нужно тушить продуктами горения того вещества, которое является источником пожара. Для авиационного топлива, масла, обивки кресел, декоративной обшивки салона и других имеющихся на борту традиционных материалов таким огнегасящим веществом является углекислота и углекислый газ.

Противопожарная система гражданских самолётов и вертолётов имеет не менее двух-трёх очередей подачи огнегасящего состава в пожароопасные зоны. При этом первая очередь подачи огнегасящего состава включается автоматически. Включение последующих очередей осуществляет только лично член экипажа.

Наиболее широко применяются *баллонные* противопожарные системы, когда запас огнегасящего состава в жидком или газообразном состоянии хранится в баллонах (огнетушителях) высокого давления.

Компоновочная схема защиты от пожара пассажирского самолёта приведена на рис. 56.

Для тушения пожара в гермокабине имеются ручные переносные углекислотные огнетушители в кабине экипажа и в разных концах пассажирской кабины.

Система тушения пожара в гондолах двигателей состоит из шести огнетушителей с пиротехническим пусковым устройством, которые разряжаются в три очереди: по два огнетушителя в каждой очереди.

Выносной элемент рисунка показывает размещение огнетушителей под полом пассажирской кабины.

Распылительные коллекторы из стальных труб с отверстиями для распыления углекислоты установлены на двигателе, на передней противопожарной перегородке гондолы и в пилоне.

Датчики пожара системы сигнализации установлены в разных частях гондолы двигателя. При увеличении температуры внутри гондолы со скоростью не менее 2°C в секунду и одновременном нагреве датчиков до температуры 150°C они

подают управляющий сигнал на исполнительный блок системы, который автоматически включает в работу первую очередь огнетушителей.



Рис. 56. Пример компоновки противопожарной системы.

Аналогично работает система тушения пожара внутри двигателей от двух огнетушителей с пиротехническим пусковым устройством, которые разряжаются в две очереди через блоки электромагнитных кранов, которыми управляет экипаж по сигналам датчиков о пожаре в двигателе.

Для предотвращения возникновения пожара в гондолах двигателей при аварийной посадке с убраным шасси или при поломке одной из ног шасси, датчики удара, установленные в носовой части фюзеляжа, на стойках основных ног шасси и на консолях крыла, подают сигнал на пиропатроны огнетушителей. Все шесть огнетушителей сразу и без всяких «очередей» разряжаются в мотогондолы двигателей, создавая там среду, предотвращающую горение.

Расходный топливный бак оборудован системой предотвращения взрыва, обеспечивающей подачу азота в

надтопливное пространство через распылительный коллектор от огнетушителей для топливного бака. Система предотвращения взрыва включается вручную из кабины экипажа при возникновении пожара в отсеке шасси, или перед посадкой с убранными шасси. Если экипаж ошибочно не включит систему, она включается автоматически по сигналам датчиков удара.

Ну вот, кажется всё, что касается нашего жизнеобеспечения. Дышим, летим – не падаем, холода (льда) и пожара не боимся, развлекаемся, - но откуда уверенность, что летим правильно и прилетим куда надо? Земли то не видно, или лётчики все-таки её видят?

4.6. Системы навигации

Методы и системы навигации должны уметь определять местоположение самолёта в любой момент полёта, независимо от того, проходит полёт в зоне действия службы управления воздушным движением, или нет. Для этой цели на борту имеется несколько типов систем навигации.

На крейсерском режиме полёта основной задачей навигационной системы является определение текущих координат самолёта в какой-либо системе координат для их корректировки в случае отклонения от маршрута, заданного в той же системе координат. Корректировку осуществляет лётчик или автоматическая бортовая система управления самолётом.

В настоящее время широко применяется метод навигации, основанный на счислении пути.

4.6.1. Навигационно-вычислительное устройство

Суть метода счисления пути заключается в том, что через малые интервалы времени Δt определяют вектор путевой скорости W и пройденный путь вычисляют как

$$L = L + |W \Delta t|, \quad (51)$$

где $|\dots|$ означает длину вектора.

Как известно из теории относительности, в инерциальных системах скорость всегда относительна, поэтому при полёте в атмосфере различают воздушную и путевую скорость.

Воздушная скорость – это скорость самолёта относительно воздуха. Воздушная скорость бывает приборной и истинной. Почему существует несколько воздушных скоростей, мы узнаем немного позже.

Путевая скорость – это скорость относительно поверхности Земли. Все навигационные задачи решаются только с путевой скоростью, поэтому на борту воздушного судна должны быть средства для её определения, даже если поверхность Земли не видна.

Вектор путевой скорости в навигационно-вычислительном устройстве представлен своими проекциями на оси *частной ортодромической системы координат*, см. рис. 57.

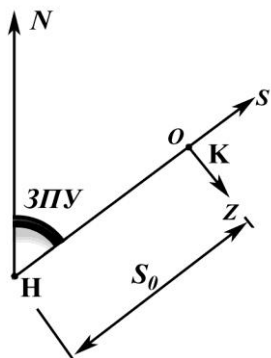


Рис. 57. Частная ортодромическая система координат.

Начало координат в ней помещено в конечный пункт отрезка маршрута **К**, одна ось **S** соединяет начальный и конечный пункт, другая **Z** – ей перпендикулярна.

Прямая линия, соединяющая начальный и конечный пункт отрезка маршрута называется *заданной линией пути*.

Заданный путевой угол (ЗПУ) – это угол между направлением на север **N** и заданной линией пути, измеряемый по часовой стрелке.

Очевидно, отрезок маршрута полёта может быть задан всего двумя числами: заданным путевым углом *ЗПУ* (в какую сторону лететь); и дистанцией S_0 между начальным и конечным пунктом (на какое расстояние). В навигационно-вычислительном устройстве задаётся ещё Z_0 – сдвиг начала координат относительно конечного пункта.

Счисление пути в проекциях на оси частной ортодромической системы координат выполняется по следующим формулам:

$$\begin{cases} S_C = S_0 + \int_{t_0}^{t_i} W_S dt; \\ Z_C = Z_0 + \int_{t_0}^{t_i} W_Z dt; \end{cases} \quad (52)$$

где S_C и Z_C – численные текущие координаты самолёта, а W_S и W_Z – проекции путевой скорости W на оси OS и OZ , рис. 57. В начальном пункте отрезка маршрута $S_C = -S_0$; $Z_C = -Z_0$; в конечном пункте $S_C = Z_C = 0$. Отсюда следует, что величина численных текущих координат показывает *расстояние до конечного пункта* отрезка маршрута.

Величину и направление путевой скорости W непрерывно измеряет доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса. Как же он работает?

4.6.1.1. Доплеровский измеритель скорости и угла сноса

В основе работы лежит эффект Допплера, суть которого в следующем: при взаимном сближении-удалении источника и приёмника колебаний принимаемая частота *сдвинута* относительно частоты излучаемых колебаний на величину, пропорциональную *скорости* взаимного сближения-удаления источника и приёмника. При сближении принимаемая частота увеличена относительно частоты передатчика, при удалении – уменьшена.

Этот эффект австрийский физик Кристиан Допплер теоретически обосновал в 1842 году и спустя три года подтвердил экспериментально. Эффект проявляется на любых типах волн: акустических, гидравлических, геомагнитных, радио... Хотя эффект назван по фамилии его открывателя, во многих книгах из названия эффекта исчезла одна буква «п», - такое, к сожалению, бывает...

Рассмотрим элементарный пример. Передатчик и приёмник катятся на тележке по направлению к стенке, отражающей волны, как показано на рис. 58. Частота излучения равна скорости распространения волны, поделённой на длину волны: $f_{nep} = c / \lambda$. Поскольку тележка движется со скоростью V , то скорость волны у стенки будет равна $(c+V)$, и от стенки отразится волна с частотой

$f_{стенки} = (c+V) / \lambda$. Тележка продолжает катиться и когда отражённая волна достигнет её, то скорость волны будет равна $(c+V)+V$, а частота $f_{приёмн} = (c+2V) / \lambda$.

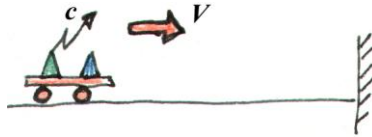


Рис. 58. К объяснению эффекта Доплера.

Отсюда следует, что

$$\Delta f = \frac{c+2V}{\lambda} - \frac{c}{\lambda} = \frac{2V}{\lambda} = \frac{2V}{c} f_{нер};$$

или
$$V = \frac{\Delta f}{f_{нер}} \cdot \frac{c}{2}. \quad (53)$$

Замеряя разность частот Δf можно вычислить скорость V . Если антенна приёмника имеет узкую *диаграмму направленности*, то разность частот, а следовательно и скорость замеряется *вдоль направления приёма волн*, см. рис. 59.

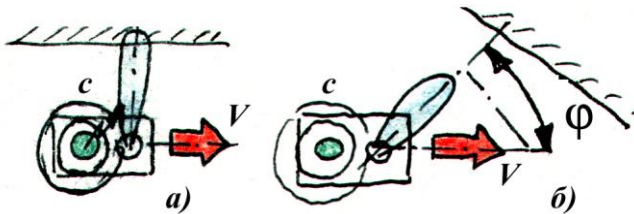


Рис. 59.

Антенна может излучать волны одинаково по всем направлениям, а может излучать только в узком секторе.

Диаграмма направленности антенны показывает: для передатчика – распределение излучаемой мощности по направлениям, а для приёмника – распределение чувствительности

приёма по направлениям прихода волн. Применительно к радиоволнам, узкую диаграмму направленности имеют параболические антенны; стержневая антенна имеет диаграмму направленности в виде цилиндра.

На рис.59 показана диаграмма направленности антенны приёмника в виде лепестка. Если волна пришла НЕ по оси лепестка, то антенна к ней нечувствительна. Поэтому в ситуации рис. 59а) замеренная разность частот $\Delta f = 0$, поскольку по направлению приёма волн нет взаимного сближения-удаления, а в ситуации рис. 59б) эта разность будет вычисляться по формуле:

$$\Delta f = \frac{2V \cos \varphi}{c} f_{\text{пер}}.$$

Допплеровский измеритель путевой скорости W и угла сноса $УС$ излучает 4 узких луча радиоволн, как показано на рис. 60.

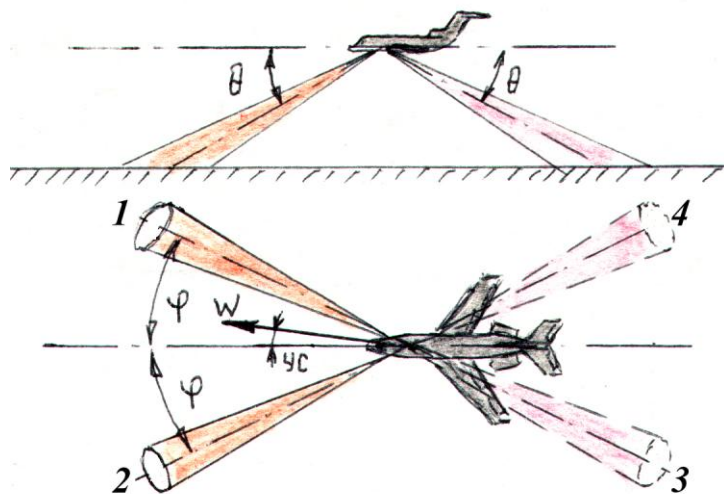


Рис. 60. Измерение путевой скорости.

Воздушная скорость $V_{\text{возд}}$ всегда направлена вдоль оси ox самолёта. Если атмосфера неподвижна, то путевая скорость по величине и направлению совпадает с воздушной. Если же дует

ветер, то путевая скорость равна *векторной сумме* воздушной скорости и скорости ветра: $\vec{W} = \vec{V}_{возд} + \vec{U}$.

Угол сноса – это угол *УС* между продольной осью самолёта и вектором путевой скорости W , см. рис. 60.

Для измерения путевой скорости W и угла сноса *УС* достаточно двух лучей, ещё два луча нужны для повышения точности. Рассмотрим измерение в двухлучевой схеме.

По направлениям *1* и *2* излучается радиосигнал с частотой f_0 и по тем же направлениям принимается отражённый от поверхности земли сигнал с частотами f_1 и f_2 , так как самолёт движется с путевой скоростью W относительно земли. Возникшая разность частот Δf_1 пропорциональна проекции путевой скорости на направление луча *1*, а Δf_2 – на направление луча *2*:

$$\Delta f_1 = f_1 - f_0 = \frac{2W f_0}{c} \cos \theta \cos(\varphi - УС); \quad (54)$$

$$\Delta f_2 = f_2 - f_0 = \frac{2W f_0}{c} \cos \theta \cos(\varphi + УС). \quad (55)$$

Замеряя Δf_1 и Δf_2 из двух уравнений (54) и (55) находят две неизвестные величины: W и *УС*.

Точность измерения путевой скорости и угла сноса зависит от стабильности излучаемой частоты f_0 и неизменности направлений *1* и *2* излучения радиоволн относительно поверхности земли.

Стабильность частоты f_0 обеспечивается кварцевым генератором передатчика. При наличии крена и тангажа самолёта углы φ и θ направлений излучения антенн меняются. Для частичной компенсации возникающих погрешностей используют четырёхлучевое измерение разности частот и в расчётах используют средние значения: $\Delta f_1 = \frac{1}{2}(\Delta f_1 + \Delta f_3)$; $\Delta f_2 = \frac{1}{2}(\Delta f_2 + \Delta f_4)$. Однако, при крене $\gamma > 10^\circ$, когда антенны *2* и *3* начинают смотреть в *надир* (противоположность *зениту*), а *1* и *4* - в направлении ближе к

горизонту, - эта мера не спасает, погрешность становится непомерно высокой и доплеровский измеритель скорости и угла сноса отключается. Основной принцип построения авиационных систем гласит: ***лучше никакой информации, чем неправильная.***

Самолёт не может всё время лететь по прямой, он совершает развороты, меняет при этом углы крена и тангажа, обходит грозовые фронты, изменяет эшелон полёта, подвергается болтанке - поэтому прерывистая работа доплеровского измерителя скорости и угла сноса должна быть дополнена работой других систем.

4.6.1.2. Аэронавигационные системы

Служат для определения высоты, воздушной скорости и числа Маха полёта на основании замера параметров воздушной среды, окружающей самолёт. Замеряемые параметры – это статическое, полное давление воздуха и температура заторможенного потока. Принцип замера давлений показан на рис. 4, стр. 13 и реализован в так называемом приёмнике воздушного давления, который выносится в зону невозмущённого потока и имеет два маленьких воздухозаборника: лобовой – для приёма полного давления и боковой – для приёма статического давления.

Высоту полёта H определяют по замеру статического давления p_{cm} . Путём исследования свойств атмосферы выявлена зависимость статического давления от высоты и получена *гипсометрическая формула* зависимости $H = H(p_{cm})$:

$$H = \frac{T_0}{\tau_g} \left[1 - \left(\frac{p_{cm}}{p_0} \right)^{\tau_g R} \right]; \text{ при } H \leq 11 \text{ км.} \quad (56)$$

Здесь: $T_0 = 288.15^0\text{К}$ – температура на уровне моря; $\tau_g = 0.0065^0\text{К/м}$ – температурный градиент высоты; $p_0 = 101325\text{Па}$ (760мм рт. ст.) – давление на уровне моря; $R = 28.3\text{м}^0\text{К}$ – универсальная газовая постоянная. Эта зависимость справедлива для высот до 11 км, так как в этом диапазоне температура линейно зависит от высоты. Для высот более 11км, но менее 20км температура примерно постоянна и тогда

$$H = 11000 + RT_{11} \ln \frac{p_{11}}{p_{cm}}; \text{ при } 11 \leq H \leq 20 \text{ км.} \quad (57)$$

Здесь $T_{11} = 216.65^{\circ}\text{К}$ – температура на высоте 11 км; $p_{11} = 22632 \text{ Па}$ – давление на высоте 11 км.

Подставляя известные числовые значения в (56), (57) получим расчётные формулы для реализации в барометрическом высотомере:

$$H = 44309 \left[1 - \left(\frac{p_{cm}}{p_0} \right)^{0.19} \right] \text{ [М] для } H \leq 11 \text{ км;} \quad (58)$$

$$H = 11000 + 14540 \ln \frac{22632}{p_{cm}} \text{ [М] для } 11 \leq H \leq 20 \text{ км.} \quad (59)$$

Расчёт и градуировка шкал барометрических высотомеров производится в соответствии с приведёнными формулами. Если в качестве p_0 принято давление на уровне моря, то прибор покажет *абсолютную высоту*. Если в качестве p_0 принято давление на каком-либо произвольном уровне, то прибор покажет *относительную высоту*.

Величина p_0 устанавливается ручкой настройки, расположенной непосредственно на индикаторе высоты. Если установить p_0 , соответствующее текущему атмосферному давлению на уровне аэродрома (а это, в числе прочего, говорит по радио диспетчер аэродрома всем подлетающим бортам), то высотомер покажет высоту относительно уровня аэродрома.

Воздушную скорость полёта определяют по замеру динамического давления. Как мы уже знаем, динамическое давление, или скоростной напор $p_{дин} = \frac{\rho V^2}{2} = p_{полн} - p_{ст}$. Значения полного и статического давления мы возьмём от приёмника воздушного давления, но вот как определить истинную плотность воздушной среды за бортом? Техническая задача определения

текущей плотности воздуха в полёте до сих пор удовлетворительно не решена. Плотность определяют косвенно, по замеру температуры заторможенного потока. Для этого в потоке устанавливают приёмник температуры, который температуру заторможенного потока T^* преобразует в пропорциональный электрический сигнал. При этом расчётные формулы для истинной воздушной скорости выглядят следующим образом.

$$M = 2.23 \sqrt{\left(\frac{P_{дин}}{P_{ст}} + 1 \right)^{0.2857} - 1}; \quad (60)$$

$$V_{ист}^{возд} = \frac{20.1 M \sqrt{T^*}}{\sqrt{1 + 0.2 M^2}} \text{ [м/с]}. \quad (61)$$

Здесь M – число Маха, а T^* - температура заторможенного потока в $^{\circ}\text{К}$. Если по динамическому давлению вычислить скорость при плотности воздуха на уровне моря, то получим *приборную скорость* полёта. Она тоже иногда бывает необходима.

Аэронавигационные системы на борту современного самолёта объединены в *систему воздушных сигналов*, которая выдаёт информацию не только на индикаторы для визуального считывания лётчиками, но и в другие системы, включая автоматическую бортовую систему управления.

Теперь у нас есть весь набор средств для решения навигационной задачи определения текущего местоположения самолёта.

4.6.2. Режимы работы навигационно-вычислительного устройства

1. *Счисление координат.* В начале полёта, еще на старте, на программном устройстве навигационно-вычислительного устройства лётчик задаёт: координату начального пункта первого отрезка маршрута S_0 ; заданный путевой угол ЗПУ этого отрезка; координаты S_M и Z_M радиомаяка, если таковой имеется вблизи заданной линии пути. Навигационно-вычислительное устройство готово к работе.

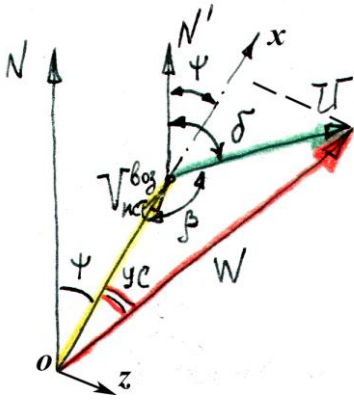


Рис. 62. Определение параметров ветра.

Попутно решается задача определения величины и направления скорости ветра за бортом. Для этого дополнительно используется истинная воздушная скорость, которую поставляет система воздушных сигналов, см. рис. 62. Учитывая, что $\vec{W} = \vec{V}_{ист}^{возд} + \vec{U}$, выразим проекции путевой скорости W на самолётные оси ox и oz через истинную воздушную скорость $V_{ист}^{возд}$, скорость ветра U и его направление δ .

$$\begin{cases} W \cos \gamma C = V_{ист}^{возд} + U \cos(\delta - \Psi); \\ W \sin \gamma C = U \sin(\delta - \Psi). \end{cases} \quad (64)$$

Имеем два уравнения с двумя неизвестными U и δ , решая которые навигационно-вычислительное устройство показывает лётчикам самолёта, несущегося со скоростью 900 км/час, что за бортом ветер слабый, всего 3м/сек и дует почти попутно...

II режим «Память». Возникает при крене самолёта $\gamma > 10^0$. Допплеровский измеритель скорости и угла сноса не может обеспечить приемлемую точность в определении путевой скорости W и угла сноса γC и поэтому отключается. Работает только точная курсовая система (даёт угол курса Ψ) и система воздушных сигналов (даёт $V_{ист}^{возд}$). По этим параметрам определить положение самолёта нельзя, - нужна путевая скорость W .

Крен самолёта – это обычно изменение направления движения, поэтому запоминать W и γC в момент отключения доплеровского измерителя скорости и угла сноса нельзя: представим дикий случай, что летаем по кругу долго и с креном, а счисление координат идёт по запомненной прямой, и уже вроде должны быть видны огни аэродрома, а нет...

В момент отключения доплеровского измерителя скорости и угла сноса запоминается скорость U и направление δ ветра и тогда путевая скорость W вычисляется по теореме косинусов из треугольника $V_{ucm}^{603\delta} U W$, см. рис. 62:

$$W = \sqrt{(V_{ucm}^{603\delta})^2 + U^2 - 2 U V_{ucm}^{603\delta} \cos \beta} ; \text{ где } \beta = [180^0 - (\delta - \Psi)];$$

и с учётом того, что $\cos \beta = \cos[180^0 - \delta + \Psi] = -\cos(\delta - \Psi)$;

получим окончательную формулу

$$W = \sqrt{(V_{ucm}^{603\delta})^2 + U^2 + 2 U V_{ucm}^{603\delta} \cos(\delta - \Psi)} . \quad (65)$$

Угол сноса YC получим по теореме синусов из того же треугольника $V_{ucm}^{603\delta} U W$:

$$\frac{\sin YC}{U} = \frac{\sin[180^0 - (\delta - \Psi)]}{W} \Rightarrow \sin YC = \frac{U}{W} \sin(\delta - \Psi) . \quad (66)$$

После вычисления путевой скорости и угла сноса счисление пути производится аналогично режиму I «Работа» по формулам (62) и (63). При уменьшении крена до значений $\gamma < 10^0$ доплеровский измеритель скорости и угла сноса вступает в действие, и навигационно-вычислительное устройство автоматически переходит в основной режим I «Работа».

Коррекция счисленных координат. При накоплении суммы $W\Delta t$ для отслеживания текущих координат самолёта, накапливается и ошибка, пропорциональная времени полёта. Навигационно-вычислительное устройство является автономной системой навигации, которая должна сама себя контролировать и корректировать, поэтому в ней предусмотрена коррекция счисленных координат по данным, поставляемым радиотехнической системой ближней навигации.

Радиотехническая система ближней навигации определяет наклонную дальность D до радиомаяка с точностью $\pm 200\text{м} \pm 0.03\% D$, а также *азимут* самолёта θ относительно маяка, то есть угол между

направлением на север и направлением на самолёт, измеряемый по часовой стрелке с точностью 0.25° . Если в зоне пролетаемого отрезка маршрута имеются радиомаяки, то их координаты S_M и Z_M , см. рис. 63, вводятся в навигационно-вычислительное устройство с пульта программного устройства.

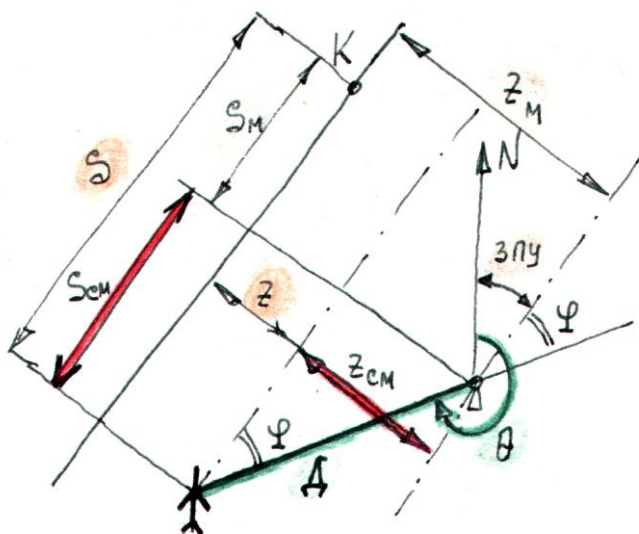


Рис. 63. Коррекция координат.

Итак, навигационно-вычислительное устройство располагает следующей информацией:

- заданный путевой угол $Z_{ПУ}$, координаты S_M и Z_M – заданы на программном устройстве;
- S , Z – численные текущие координаты самолёта – определяет само навигационно-вычислительное устройство;
- наклонная дальность D до радиомаяка и азимут θ самолёта – получены от радиотехнической системы ближней навигации.

Что с чем сравнивать для корректировки численных текущих координат S и Z ?

Видимо то, что можно определить неточно через численные координаты, с тем, что можно определить точно через дальность D и азимут θ . Такими величинами на рис. 63 являются S_{CM} и Z_{CM} :

$$\begin{cases} S - S_M = S_{CM} = D \cos \varphi = D \cos(\theta - \text{ЗПУ} - 180^\circ); \\ Z - Z_M = Z_{CM} = -D \sin \varphi = -D \sin(\theta - \text{ЗПУ} - 180^\circ). \end{cases} \quad (67)$$

Отсюда легко вычисляются необходимые корректировки:

$$\begin{cases} \Delta S = D \cos(\theta - \text{ЗПУ} - 180^\circ) - (S - S_M); & S^{\text{точно}} = S + \Delta S; \\ \Delta Z = -D \sin(\theta - \text{ЗПУ} - 180^\circ) - (Z - Z_M); & Z^{\text{точно}} = Z + \Delta Z. \end{cases} \quad (68)$$

Полёт по частной ортодромии с приемлемой накопленной ошибкой может осуществляться на дальность S_0 не более 950км. Практически все наши гражданские самолёты летают дальше, поэтому маршрут состоит из нескольких частных ортодромий с пунктами поворота в местах их стыковки. Навигационно-вычислительное устройство обеспечивает автоматическое преобразование координат при переходе с одной частной ортодромии на другую.

Навигационно-вычислительное устройство имеет в своём составе два счётчика счисления координат и два программных устройства. Пока работает один счётчик, на другом лётчик должен установить параметры следующей частной ортодромии. Переход с одной частной ортодромии на другую навигационно-вычислительное устройство начинает с точки *линейного упреждения разворота*, не долетая до конечного пункта отрезка маршрута $L_{\text{ЛУР}} = 5, 10, 15, 20, 25$ км. Это расстояние задаёт лётчик тумблером на пульте управления навигационно-вычислительным устройством, помня о том, что чем круче переход с одной частной ортодромии на другую, тем больше должно быть расстояние линейного упреждения разворота, см. рис. 64, чтобы манёвр перехода был плавным и пассажиры не волновались.

Навигационно-вычислительное устройство не забывает и о лётчиках. Пролетаемая местность показывается в виде топографической карты на дисплее или картографическом

планшете, причём при переходе с одной частной ортодромии на другую карта быстро «продёргивается».

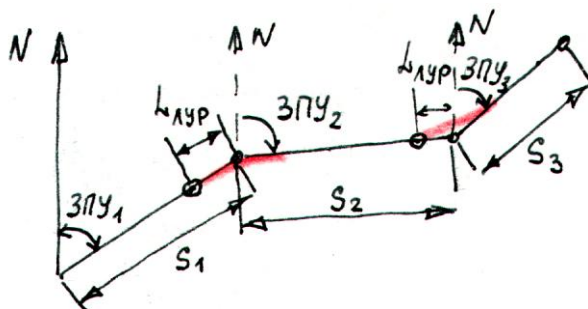


Рис. 64. Несколько частных ортодромий.

Наш полёт постепенно подходит к концу, уже объявлено о начале снижения, о необходимости занять своё место и пристегнуть привязной ремень.

5. Снижение

Как ни хорошо летать, но рано или поздно приходится приземляться. Но прежде чем коснуться взлётно-посадочной полосы, самолёт должен снизиться. Снижение осуществить довольно просто: нужно уменьшить тягу двигателя до величины, меньшей потребной для горизонтального полёта: $P < P_{нотр}$; или уменьшить подъёмную силу крыла до $Y < G$.

Рассмотрим *планирование самолёта* - полёт с неработающим двигателем, рис. 65. Конечно, реально такой режим полёта самолёт осуществляет только в аварийных ситуациях; обычно двигатель на режиме малого газа, и его тяга явно недостаточна для горизонтального полёта и поэтому нами не учитывается.

Составим уравнения равновесия действующих на самолёт сил:

$$\begin{cases} mg \sin \theta - X_a = 0; \\ Y_a - mg \cos \theta = 0. \end{cases} \quad (69)$$

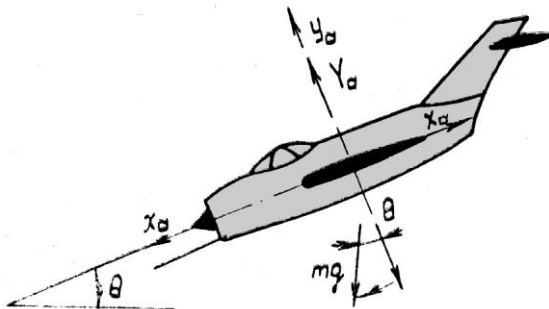


Рис. 65. Планирование самолёта.

Здесь θ – угол наклона траектории или угол планирования. Умножим второе уравнение системы (69) на (-1) и поделим на первое уравнение:

$$\frac{mg \cos \theta}{mg \sin \theta} = ctg \theta = \frac{Y_a}{X_a} = K; \quad (70)$$

или
$$tg \theta = \frac{1}{K}. \quad (71)$$

Видно, что чем выше аэродинамическое качество K , тем меньше угол планирования. Ясно, что θ_{min} достигается при K_{max} . Большая величина аэродинамического качества – залог безопасности полёта. В случае отказа силовой установки самолёт не падает камнем вниз, а планирует, и чем меньше угол планирования θ , тем меньше и вертикальная скорость снижения, а значит и встреча с землей будет мягкой.

У самолёта Ил-18 при $K_{max} = 16$ минимальный угол планирования составляет $\theta \approx 3.5^\circ$, у Ту-154 при $K = 15$ угол планирования $\theta \approx 4^\circ$. Современные истребители практически не планируют: при $K_{max} = 4$ угол планирования $\theta \approx 15^\circ$.

В лётной практике снижение гражданских самолётов осуществляется двумя способами. Первый состоит в уменьшении тяги двигателя до режима малого газа, как это описано ранее. При

этом снижение будет сопровождаться нарастанием скорости до тех пор, пока составляющая «гравитационной тяги» ($mg_{\sin\theta}$) не уравнивает силу лобового сопротивления X_a , которая зависит от квадрата скорости полёта, см. формулу (17) на стр. 22. На этом режиме перевод самолёта в горизонтальный полёт на какой-либо высоте потребует увеличения тяги двигателей, что не происходит мгновенно. От момента, когда лётчик передвинул рычаг управления двигателем до момента, когда двигатель развил нужную тягу, проходит 2...6 секунд, - и всё это время самолёт продолжает снижение...

Второй способ состоит в том, чтобы оставить двигатели на номинальном режиме, но средствами механизации крыла, а именно, интерцепторами вызвать срыв потока на части крыла, уменьшив тем самым его общую подъёмную силу и сделав её меньше веса. При этом самолёт также начнёт снижение, но скорость полёта будет больше, чем в первом случае, поскольку сила сопротивления X_a должна будет уравновешивать и «гравитационную тягу» ($mg_{\sin\theta}$), и номинальную тягу двигателей. Однако, перевод в горизонтальный полёт будет происходить намного быстрее, - лётчику достаточно просто убрать интерцепторы и взять штурвал на себя. Двигатели уже на номинальном режиме, да и скорость полёта подходящая.

Первый режим снижения является штатным для российских самолётов и европейских самолётов типа «Эрбас» серии А. Второй режим снижения предписывается лётной инструкцией для самолётов типа Боинг. Что лучше, оценить трудно.

В результате снижения наш самолёт попадает в зону ответственности аэропорта посадки, и, прежде чем он коснётся взлётно-посадочной полосы, экипажу придётся ещё немного поработать.

6. Маневрирование в районе аэропорта

К аэропорту самолёты подходят с разных направлений, в разное время, но диспетчерам службы управления воздушным движением нужно всем им обеспечить заход на посадку, то есть

вывести все самолёты на посадочную прямую, которая называется *глиссадой* (франц. *glissade* – скольжение).

Глиссада – траектория снижения, обеспечивающая попадание самолёта в начало взлётно-посадочной полосы. Обычно глиссада – это прямая линия, наклонённая к горизонту под углом $2.5^0 \dots 3^0$.

Плоскость посадочного курса – вертикальная плоскость, которая содержит ось взлётно-посадочной полосы.

Плоскость глиссады – содержит глиссаду и перпендикулярна плоскости посадочного курса.

Заход на посадку – серия заранее предусмотренных манёвров, обеспечивающая правильность полёта воздушного судна от точки ухода с трассы или из зоны ожидания, так называемой *зоны круга*, до визуального контакта с зоной приземления или посадки.

Всего существует одиннадцать видов захода на посадку, - они подразделяются на *визуальные, инструментальные, точные и неточные*. Всё зависит от конкретного аэропорта конкретной страны. Для каждого аэропорта существует *схема посадки*, на которой в числе прочего, указаны координаты (географические и отсчитываемые от взлётно-посадочной полосы) всех имеющихся наземных радиомаяков и, так называемый, стандартный маршрут прибытия по приборам, который приводит сразу на предпосадочную прямую. Тем не менее, рассмотрим некоторые виды посадки.

1. Визуальные виды посадки.

1.1. Чисто визуальный заход является продолжением захода на посадку по приборам, когда часть схемы или вся схема захода на посадку по приборам не завершена и заход осуществляется при визуальном контакте с взлётно-посадочной полосой или с её ориентирами.

1.2. Заход на посадку по приборам выполнения посадки, выполняемый при установленных минимумах посадки.

Различие этих двух заходов в том, что чисто визуальный заход выполняется по установленной схеме посадки, а заход по приборам – без схемы. Как правило, чисто визуальный заход выполняется так: с эшелона перехода самолёт курсом на ближний приводной радиомаяк снижается до минимальной безопасной высоты, на этой высоте он входит в зону визуального маневрирования и оттуда уже летит визуально. При этом в поле зрения экипажа воздушного судна взлётно-посадочная полоса должна находиться постоянно после входа в зону визуального маневрирования.

2. Инструментальные точные методы захода на посадку.

2.1. Автоматический заход – это заход на посадку по сигналам радиомаячной системы посадки в автоматическом режиме.

2.2. Директорный (англ. *direct* – руководить, направлять) заход – заход на посадку по сигналам радиомаячной системы посадки в директорном режиме. Отличие директорного режима от автоматического состоит в том, что в директорном режиме исполнителем указаний приборов (директив) является лётчик, а в автоматическом – автоматическая бортовая система управления.

2.3. Заход по маякам – это заход на посадку по сигналам радиомаячной системы посадки в режиме полёта по приборам.

Три перечисленных захода объединяет то, что в основу положена курсоглиссадная система ILS – Instrumental Landing System – инструментальная система посадки; что соответствует российской РМС – Радиомаячной системе посадки. При заходе по маякам экипажу показывается положение самолёта относительно глиссады (левее-правее, ниже-выше). При этом стрелки на приборе просто показывают положение воздушного судна. Зная, где находится самолёт, лётчики могут корректировать направление полёта и скорость снижения, чтобы оставаться на глиссаде.

При директорном заходе на приборе ещё есть планки, которые показывают, КУДА нужно лететь, чтобы оставаться на глиссаде. Причём директорные планки показывают, какой нужно

дать крен и насколько изменить угол тангажа, чтобы оказаться на глиссаде. При полном штиле при заходе по радиомаякам и указывающим приборам (директорам) разницу по курсу мы не заметим, а вот при боковом ветре директорные планки сразу покажут с каким упреждением к курсу лететь. Как мы уже отметили, разница между автоматическим заходом и директорным заключается в том, что по тем же самым директорным планкам самолёт ведёт не пилот, а автоматика. По последним документам ИКАО (ICAO - International Civil Aviation Organization – Международная организация гражданской авиации), ближний приводной радиомаяк и дальний приводной радиомаяк необязательны при выполнении захода по радиомаячной системе посадки или системе ILS в любом режиме, - автоматическом, директорном, полёте по приборам.

2.4. Заход по локатору – это заход на посадку по радиосистеме посадки. Это тип захода, который не требует наличия на самолёте прибора, который бы показывал его местоположение относительно плоскости посадочного курса.

Технически – это локатор, который установлен на аэродроме и который показывает положение самолёта в горизонтальной и вертикальной проекции. У диспетчера посадки стоят два монитора: на одном он видит метку самолёта сверху, то есть оценивает отклонение: левее или правее; на другом - метку при виде сбоку и оценивает выше или ниже глиссады идёт борт. При отклонениях от прямой, диспетчер даёт команду экипажу взять другой курс, снижаться или прекратить снижение. *Диспетчерский пункт круга* командами обеспечивает выход воздушного судна в плоскость посадочного курса, то есть на ось взлётно-посадочной полосы.

Далее *диспетчер круга* передаёт самолёт *посадочному диспетчерскому пункту*. *Диспетчер посадки* каждые 2 км при полёте до дальнего приводного радиомаяка и через каждый 1 км полёта между дальним приводным радиомаяком и ближним приводным радиомаяком сообщает экипажу удаление и даёт курс, который обеспечивает полёт в плоскости посадочного курса. При подходе к *точке входа в глиссаду* диспетчер информирует об этом экипаж и даёт указание снижаться. Самолёт начинает снижение, а

диспетчер говорит, насколько выше или ниже идёт самолёт относительно глиссады. Доклад о готовности к посадке делается экипажем: «412, снижаюсь, шасси выпущены, к посадке готов». После точки входа в глиссаду экипаж воздушного судна имеет право не подтверждать информацию, которую даёт диспетчер за исключением разрешения или запрещения посадки и прекращения снижения – это подтверждать обязательно.

3. *Инструментальные неточные методы захода на посадку* – это полёт по приводным радиостанциям NDB (Non-Directional Beacon – ненаправленная отдельная приводная радиостанция) и радиомаякам VOR (VHF omnidirectional radio range – УКВ всенаправленный радиодальномер).

В настоящее время наиболее широко используются *точные инструментальные методы* захода на посадку, для которых на борту самолёта необходимы угломерно-дальномерные системы и точные высотомеры малых высот.

Угломерно-дальномерные системы должны определять наклонную дальность D до радиомаяка и азимут θ самолёта относительно него, см. рис. 66. Такие координаты D и θ являются по сути координатами самолёта в полярной системе координат с началом в точке установки радиомаяка. Такие системы для измерения

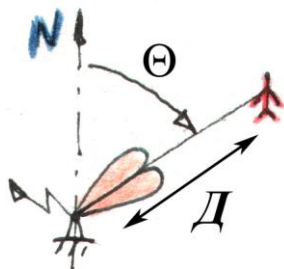


Рис. 66

дальности используют обычно замер времени запаздывания ответа радиомаяка относительно момента послышки запросных сигналов. Для этого используется метод активной радиолокации с активным ответом, типа «запрос-ответ». На основе этого принципа построен импульсный радиодальномер с ответчиком, в котором имеются два канала связи: запроса и ответа.

В других дальномерных системах используются цифровые устройства измерения дальности, в которых запросный сигнал одновременно запускает подсчёт импульсов (битов) от тактового генератора, а пришедший ответ - подсчёт прекращает. Количество подсчитанных битов пропорционально дальности до радиомаяка.

Для измерения азимута θ необходимо на борту зафиксировать два направления: на Север (N) и на самолёт. Радиомаяк имеет две антенны: неподвижную и вращающуюся. Вращающаяся антенна имеет остронаправленную диаграмму излучения в виде двух соприкасающихся лепестков. Неподвижная антенна излучает во все стороны два вида импульсов: 35 штук за один оборот вращающейся антенны и 36 штук за оборот. Естественно, временные интервалы между 35-импульсами и 36-импульсами разные, но начало отсчёта у них совпадает и соответствует такому положению вращающейся антенны, когда она смотрит на Север (N). Далее всё просто, см. рис. 67. Система вычисляет азимут как $\theta = \omega \Delta t$, где ω – скорость вращения подвижной антенны.

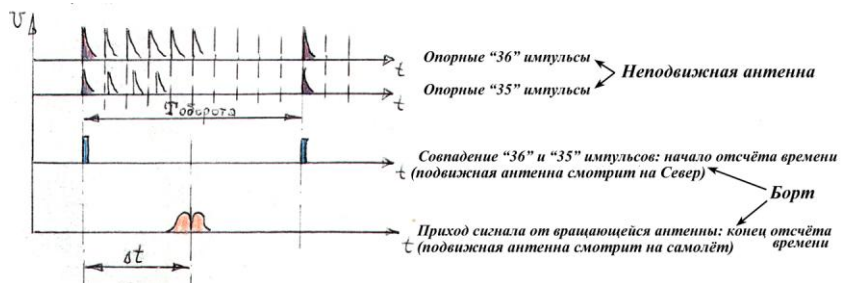


Рис. 67. Определение азимута самолёта.

Это только идея, принцип работы. На самом деле в угломерно-дальномерной радиосистеме ближней навигации дальность и азимут измеряются двумя этапами: 1) грубое определение дальности с точностью ± 10 км и азимута с точностью $\pm 10^0$; 2) точное измерение дальности ($\pm 200\text{м} \pm 0.03\% D$) внутри десятикилометровой дистанции и азимута ($\pm 0.25^0$) внутри десятиградусного сектора.

Радиосистема ближней навигации обеспечивает:

- самолётовождение по любому прямолинейному маршруту, проходящему или не проходящему через радионавигационную точку (радиомаяк);

- самолётовождение по круговой траектории с центром в радионавигационной точке;
- вывод самолёта в любую заданную точку в зоне действия радиосистемы ближней навигации, сигнализацию момента подлёта к этой точке и её пролёта.

Таким образом, наш самолёт выходит к точке входа в глиссаду, с которой начинается собственно посадка.

7. Посадка

К этому моменту самолёт находится в посадочной конфигурации: предкрылки и закрылки отклонены на максимальный угол (закрылки до 50°), - теперь нам не нужно больше высокое аэродинамическое качество, нам нужна большая подъёмная сила, невзирая на огромное сопротивление; шасси выпущено и зафиксировано на замках; двигатели на режиме обеспечения посадочной скорости.

Как попасть на взлётно-посадочную полосу, если угол снижения составляет 2...3 градуса? Откуда уверенность, что попадём? Каким пространственным чутьём нужно обладать лётчику, чтобы чувствовать угол наклона траектории (не тангажа, - угла по отношению к горизонту, - а именно наклона траектории, ведь самолёт может снижаться, задрвав нос...), равный 2...3 градуса? А если ещё вдобавок туман, дождь, снег? Вообще, условия совершения посадки ИКАО классифицирует, как показано в таблице 2.

Таблица 2. Категории посадки по ИКАО

Категория посадки	Видимость по высоте [м]	Видимость по длине [м]	Время для корректировки траектории, [с]
I	60	800	20
II	30	400	10
IIIA	30	200	3.3
IIIB	15	50	0
IIIC	0	0	0

Отсюда видно, что без наземных средств обеспечения посадки, добиться безопасности и регулярности полётов просто невозможно. Что это за средства и где они расположены?

7.1. Радиотехнические средства обеспечения посадки

Рассмотрим международную систему ILS, как самую распространённую и достаточно простую, см. рис. 68.

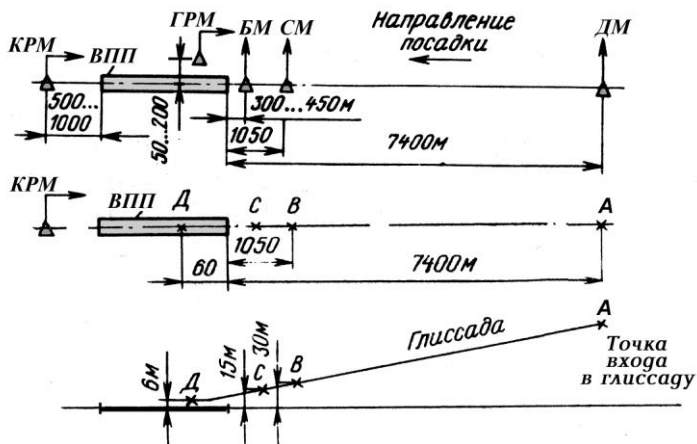


Рис. 68. Характерные точки системы ILS.

Аббревиатуры на рис. 68 означают: ВПП – взлётно-посадочная полоса; КРМ – курсовой радиомаяк; ГРМ – глиссадный радиомаяк; БМ, СМ, ДМ – соответственно ближний, средний и дальний маркерный радиомаяк; А, В, С, Д – базовые точки системы.

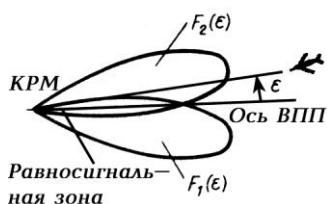


Рис. 69.

Курсовой радиомаяк КРМ излучает радиосигналы несущей частоты, промодулированные по амплитуде двумя различными частотами $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц. Эти сигналы излучаются антенной курсового радиомаяка в виде двух лепестков, см. рис. 69.

Коэффициенты глубин модуляции этих двух лепестков излучения меняются в зависимости от угла ε отклонения излучения от оси взлётно-посадочной полосы (ВПП):

$$m_{f_1} = \frac{mP_1(\varepsilon)}{P_1(\varepsilon) + P_2(\varepsilon)}; \quad m_{f_2} = \frac{mP_2(\varepsilon)}{P_1(\varepsilon) + P_2(\varepsilon)}; \quad (72)$$

где $P_1(\varepsilon)$ и $P_2(\varepsilon)$ – мощности излучения «лепестков», принятые на угле ε отклонения от оси взлётно-посадочной полосы; m – коэффициент модуляции в равносигнальной зоне, то есть на оси взлётно-посадочной полосы, где мощности $P_1(0) = P_2(0)$.

Законы изменения глубин модуляции подобраны так, что их РАЗНОСТЬ сначала меняется по линейному закону, а затем остаётся примерно постоянной, см. рис. 70.

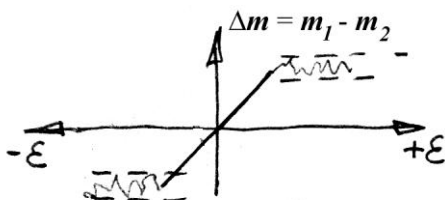


Рис. 70.

Таким образом, каждому угловому отклонению от оси взлётно-посадочной полосы в пределах линейного участка изменения Δm соответствует однозначная величина разности глубин модуляций.

Курсовой радиоприёмник, установленный на самолёте, принимает сигналы обоих лепестков излучения курсового радиомаяка, определяет разность коэффициентов их глубин модуляции, и в соответствии с Δm отклоняет вертикальную планку индикатора на соответствующий угол. Причём, уход планки, например вправо, означает, что взлётно-посадочная полоса находится справа и лётчик должен повернуть самолёт вправо. То есть, лётчик должен «ходить за стрелкой», стараясь удержать её на нуле. Удалось – удержался на оси взлётно-посадочной полосы. Не удалось – уходи на второй круг.

Глиссадный радиомаяк ГРМ работает аналогично, но на других несущих частотах. Те же самые два лепестка излучения, те же самые частоты амплитудной модуляции $f_1 = 90$ Гц и $f_2 = 150$ Гц и закон изменения разности глубин модуляции, рис. 70, но лепестки

располагаются в вертикальной плоскости и равносигнальная зона образует посадочную траекторию – глиссаду. Положение самолёта относительно глиссады показывает на индикаторе горизонтальная планка. Уход планки вверх означает, что глиссада находится сверху и лётчик должен поднять самолёт вверх, то есть увеличить высоту полёта; планка пошла вниз – снижайся. Опять лётчик «ходит за стрелкой». Чтобы попасть в начало взлётно-посадочной полосы, лётчику нужно удержать на нуле обе планки, то есть управление одновременно идёт по двум каналам: по каналу тангажа (штурвал от себя – на себя) и по каналу курса (поворот штурвала плюс дача ноги).

Наш самолёт неуклонно приближается к взлётно-посадочной полосе. Лётчик безотрывно смотрит на планки индикатора, работает штурвалом, парируя возмущения и удерживая планки индикатора на нуле; он предельно сконцентрирован и напряжён, и у него нет времени и возможности посмотреть, а где же полоса, сколько до неё осталось лететь и не пора ли уже видеть посадочные огни?

Для определения расстояния до торца взлётно-посадочной полосы служат маркерные радиомаяки, расположенные в точках А, В, С на рис. 68. Они излучают вертикально вверх, диаграмма направленности их антенн очень узкая в плоскости курса и широкая в плоскости, перпендикулярной плоскости курса, рис. 71.

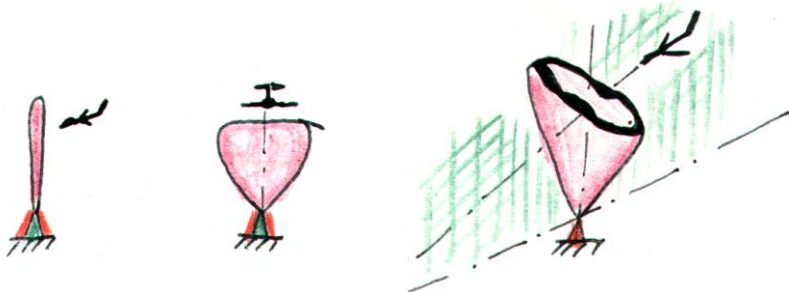


Рис. 71. Излучение маркерных маяков.

Если самолёт проходит над маркерным радиомаяком, то есть захватывает его излучение, то экипажу поступает световой и звуковой сигнал. При пролёте дальнего маркерного маяка *ДМ* экипаж слышит длинный звонок; среднего *СМ* – короткий и длинный; при пролёте ближнего маркера *БМ* – три коротких звонка.

При полёте по глиссаде, а также при пролёте маркерных маяков, лётчик должен контролировать фактическую высоту полёта, - а вдруг глиссадный маяк неисправен или захвачен террористами и развивается ситуация, показанная в художественном фильме «Крепкий орешек-2», когда уровень взлётно-посадочной полосы радиотехническими средствами был «поднят» на 200м и самолёт встретился с ней в середине глиссады.

7.2. Радиовысотомер малых высот

Аэронавигационные системы, рассмотренные в разделе 4.6.1.2 (стр. 132) обеспечивают точность в определении высоты полёта $\Delta H = \pm 10 \dots \pm 50 \text{ м}$, что при посадке абсолютно неприемлемо. Поэтому здесь используются радиодальномерные системы, а именно, радиовысотомеры, которые служат для измерения истинной высоты полёта, см. рис.72.

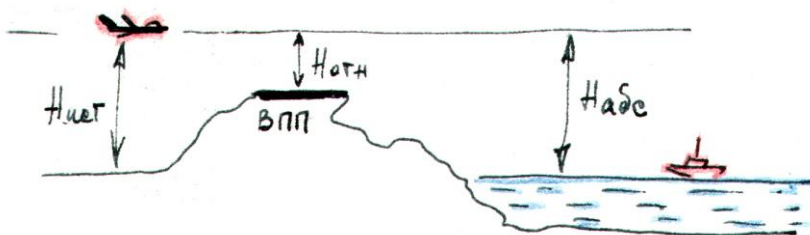


Рис. 72. Виды высот полёта.

На рис. 72 обозначены: $H_{абс}$ – абсолютная высота относительно уровня моря; $H_{отн}$ – относительная высота; $H_{ист}$ – текущая относительная высота.

В основе работы всех радиодальномерных систем лежит идея измерения времени прохождения радиосигнала до объекта и

обратно. Задержка во времени прихода сигнала относительно посланного, пропорциональна двойному расстоянию до объекта. На высоте 150м время прохождения радиосигнала до земли и обратно составляет 10^{-6} с, а на высоте 1.5м это время равно 10^{-8} с. Простым секундомером такие интервалы измерить затруднительно... Приходится прибегать к радиотехническим ухищрениям.

В качестве примера рассмотрим принцип работы частотного радиовысотомера малых высот. Посылаемый зондирующий сигнал промодулирован по частоте, которая изменяется по пилообразному закону, как показано на рис. 73.

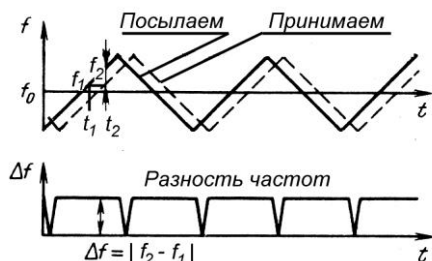


Рис. 73. Сигнал частотного радиовысотомера.

В момент времени t_1 на землю передатчик посылает сигнал с частотой f_1 . После отражения этот сигнал с частотой f_1 улавливается приёмником, но в момент времени t_2 , когда передатчик уже вырабатывает сигнал с частотой f_2 . В балансном смесителе радиовысотомера происходит вычитание частот: $(f_2 - f_1)$ и на выходе получается модуль их разности $|\Delta f|$, который пропорционален высоте полёта, поскольку частота меняется по линейному закону. В точках перегиба зависимости $f(t)$, то есть в остриях «пилы» Δf не пропорционально Δt , а значит, измерение даёт неверный результат. Такая зона Δt , где замеры неверны, называются *зоной нечувствительности*. С ростом высоты, ширина зоны нечувствительности растёт. Чтобы не потерять точности определения высоты, радиовысотомер делает много замеров в разные, неравномерно распределённые моменты времени t_i , и на индикатор выдаёт среднее значение высоты.

Радиовысотомеры малых высот применяются на всех типах самолётов и входят в средства обеспечения посадки. Они измеряют высоту при снижении по глиссаде и, кроме того, подают звуковой и световой сигнал о достижении заданной лётчиком высоты полёта: опасной высоты или высоты принятия решения о посадке или уходе на второй круг.

Из-за высоких требований по безопасности полётов на самолёт обычно ставят два комплекта радиовысотомеров малых высот. Другие особенности этих приборов: 1) шкала высот неравномерна, - она растянута на малых высотах; 2) антенны устанавливаются так, чтобы исключить попадание излучения передатчика напрямую в приёмник; 3) при настройке высотомера учитывают высоту расположения антенн и тарируют указатель высоты так, чтобы показания соответствовали высоте от нижней точки самолёта.

Теперь мы твёрдо уверены, что наш самолёт попадёт в начало взлётно-посадочной полосы и что же потом?

7.3. Этапы выполнения посадки

Посадка - это самый ответственный и, как мы видели, довольно сложный этап полёта. По американским данным 98% всех аварий самолётов происходит на посадке.

Посадка состоит из следующих этапов.

Планирование по глиссаде. Этот режим полёта мы уже знаем. Двигатели переводятся на режим посадочной скорости, подъёмная сила становится меньше силы тяжести $Y_a < mg$, и самолёт снижается. Самолёт находится в посадочной конфигурации с выпущенной механизацией и шасси.

Выравнивание. На высоте $H = 8...12$ м лётчик плавно берёт штурвал на себя, задирая нос самолёта и тем самым увеличивая угол атаки. Подъёмная сила возрастает, самолёт прекращает снижение и переводится в горизонтальный полёт.

Выдерживание. Двигатели по-прежнему на режиме посадочной скорости, поэтому скорость самолёта постепенно

падает и для поддержания его в воздухе лётчик плавно увеличивает α до посадочного угла атаки $\alpha_{\text{пос}} = \alpha_{\text{кр}} - (2...3^0)$.

Парашиотирование. Угол атаки не может компенсировать потерю скорости, подъёмная сила становится меньше силы тяжести, и самолёт проваливается на взлётно-посадочную полосу с вертикальной скоростью $V_y = 3...4.5\text{м/с}$. Горизонтальная скорость, при которой происходит касание взлётно-посадочной полосы, называется *посадочной скоростью*.

Пробег. Самолёт катится по взлётно-посадочной полосе. Включаются тормоза колёс шасси, реверс тяги двигателя, выпускаются тормозные щитки, парашюты.

Дистанция от точки, где высота полёта составляет $H = 25\text{м}$, до точки полной остановки самолёта называется *посадочной*. В зависимости от схемы шасси существует два способа посадки. Первый способ - это посадка на три точки - характерен для самолётов, имеющих трехопорное шасси с хвостовым колесом. Этот способ требует очень точного пилотирования. Если в результате ошибок лётчика самолёт касается взлётно-посадочной полосы главными (передними) опорами, то в процессе опускания хвоста угол атаки крыла увеличивается и самолёт взмывает в воздух. Но скорость неуклонно уменьшается (двигатель не обеспечивает горизонтального полёта) и самолёт вновь касается взлётно-посадочной полосы и вновь взмывает. В силу падения скорости амплитуда прыжков затухает и самолёт в конце концов достигает этапа пробега. Такая неумелая посадка получила название «*козление*», так как поведение самолёта очень напоминает прыжки козла, когда тот находится в игровом настроении.

Второй способ характерен для самолётов, имеющих трёхопорное с носовым колесом или велосипедное шасси. В этом случае посадка осуществляется на главные опоры; затем самолёт опускает нос и происходит касание полосы носовой опорой. «*Козление*» в этом случае исключено, так как после касания взлётно-посадочной полосы угол атаки крыла уменьшается.

Существует еще *скоростная посадка*, когда самолёт касается полосы сразу после выравнивания. При такой посадке на шасси

действуют очень большие нагрузки, увеличивается длина пробега, но посадочная дистанция получается меньше, так как торможение на пробеге интенсивнее, чем на выдерживании.

Посадочную дистанцию можно сократить в основном за счёт уменьшения длины пробега. А на длину пробега в первую очередь влияет величина посадочной скорости $V_{\text{пос}}$. Так, уменьшение $V_{\text{пос}}$ на 20% ведет к сокращению длины пробега на 50%. Для снижения посадочной скорости служит прежде всего механизация крыла. К другим способам уменьшения длины пробега относятся следующие.

1. Применение тормозов на колёсах шасси. При этом интенсивность торможения зависит, прежде всего, от нагрузки на опору, и сразу после касания колесом взлётно-посадочной полосы, когда крыло ещё создаёт подъёмную силу, интенсивность торможения невелика.

2. Применение интерцепторов, которые снижают подъёмную силу и тем самым увеличивают нагрузку на опоры шасси и повышают интенсивность торможения.

3. Использование реверса тяги. У турбореактивного двигателя изменяют направление реактивной струи, у турбовинтового - изменяют угол установки лопастей воздушного винта так, чтобы создавалась обратная тяга, тормозящая самолёт.

4. Применение тормозных щитков, тормозного парашюта.

5. Использование аэродромных задерживающих устройств. Это средство применяют в основном на авианосцах. Самолёт захватывается тросом за тормозной гак и тормозится.

7.3.1. Амортизация

Рассмотрим движение твёрдого тела массой m со скоростью V . Остановим это тело за время Δt . Сила, которую надо приложить к телу для таких условий остановки, в соответствии со вторым законом Ньютона будет равна $F = mV / \Delta t$.

А теперь немного цифр. Пусть масса топора равна 2 кг. Разгоним его рукой до скорости 4 м/с (это скорость снижения парашютиста) и опустим на твёрдое препятствие, которое остановит его за 0.001с. Легко подсчитать, что возникнет при этом сила, равная 8000Н или 800 кгс ! Какое препятствие устоит против топора?

Самолёт касается взлётно-посадочной полосы с вертикальной скоростью $V_y = 3...4.5$ м/с. При посадочной массе 50000кг и малом времени остановки (жёстком ударе) на конструкцию будут действовать гигантские силы, которые просто разрушат самолёт.

Кинетическая энергия движения самолёта трансформируется в энергию деформаций амортизирующих элементов и главное назначение амортизации – растянуть во времени процесс поглощения энергии движения.

Основная часть поглощаемой амортизатором работы переходит в потенциальную энергию деформации упругого тела. В качестве упругого тела в амортизаторах могут использоваться резина, стальные пружины, газ и жидкость.

Рассеивание поглощённой энергии производится путем необратимого преобразования ее в тепловую энергию. Но амортизатор при полном обжатии должен *рассеивать только часть* поглощенной энергии. В противном случае амортизатор превратился бы после обжатия в жёсткий стержень, неспособный воспринимать повторные удары.

Обеспечивая поглощение требуемой энергии и рассеивание части ее, амортизатор должен иметь простую конструкцию, малые габаритные размеры и массу, возможно меньшее время прямого и обратного хода (не более 0.8с), не зависящие от окружающей температуры упругие свойства, быть простым, надёжным и долговечным в эксплуатации.

Наибольшее распространение в настоящее время получили жидкостно-газовые и жидкостные амортизаторы.

В жидкостно-газовом амортизаторе, см. рис. 74, упругим телом, поглощающим часть общей энергии и обеспечивающим возвращение амортизатора в исходное положение, является газ, чаще всего азот. Жидкость, обычно спиртоглицериновая смесь или специальное масло, служит для рассеивания части энергии, поглощённой амортизатором.

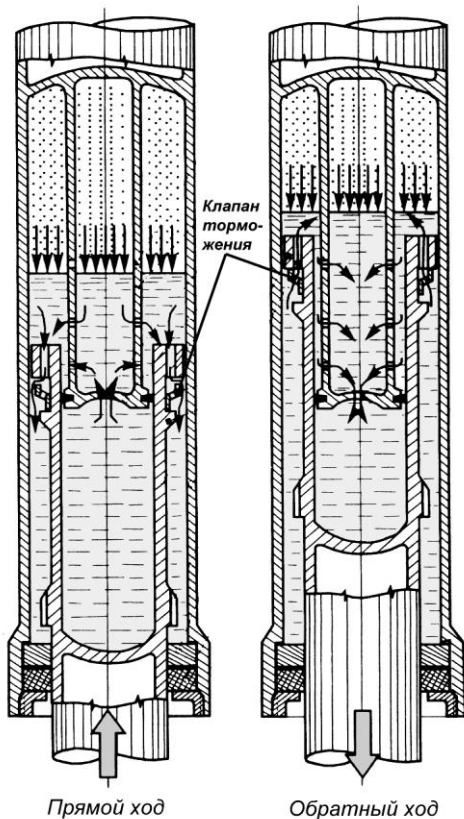


Рис. 74. Схема жидкостно-газового амортизатора

При сокращении амортизатора (прямой ход) происходит сжатие газа. Процесс сжатия осуществляется в очень короткий промежуток времени, в течение которого тепло от газа практически не успевает отводиться через стенки цилиндра. Если бы газ был изолирован от жидкости, то процесс сжатия был бы адиабатическим. Но так как часть тепла от газа передается жидкости, то процесс сжатия будет политропическим ($pV^n = const$).

Одновременно с сокращением амортизатора происходит перетекание жидкости из одной полости в другую через малые отверстия. Из-за возникающего при этом гидравлического сопротивления жидкость нагревается.

Энергия, затраченная на проталкивание жидкости через отверстия, превращается в тепло и через стенку цилиндра рассеивается в атмосферу.

Благодаря аккумулированной в газе при его сжатии энергии амортизатор начнёт совершать обратный ход. При этом жидкость будет перетекать из одной полости в другую через малые отверстия в обратном направлении. Часть энергии газа затрачивается на преодоление гидравлического сопротивления жидкости, вызывая её нагрев. И здесь энергия, затраченная на проталкивание жидкости, превращается в тепло и отдается через стенку цилиндра в атмосферу. Другая часть энергии сжатого газа затрачивается на перемещение вверх центра масс самолёта и рассеивается при последующих циклах работы амортизатора.

Количество превращаемой в тепло и рассеиваемой энергии зависит от суммарной площади проходных для жидкости отверстий. Чем меньше суммарная площадь отверстий, тем больше энергии превращается в тепло.

Энергия, запасаемая упругим элементом амортизатора, достаточно велика, и обратный ход амортизатора (распрямление амортизатора) может вызвать подпрыгивание самолёта. Чтобы избежать этого явления и получить более мягкий амортизатор, нужно увеличить долю энергии, рассеиваемой на обратном ходе. Это осуществляется с помощью клапана торможения на обратном ходе.

Клапан торможения представляет собой цилиндрический стакан, который может свободно перемещаться (плавать) по штоку амортизатора. При прямом ходе клапан торможения потоком жидкости отжимается вниз, рис. 74, и жидкость перетекает в основном через большой кольцевой зазор между штоком и цилиндром. При обратном ходе амортизатора клапан торможения прижат к верхней буксе штока, кольцевой зазор выключается из работы и жидкость продавливается только через отверстия в самом клапане торможения.

Амортизация сработала, наш самолёт совершил относительно мягкую посадку и теперь катится по взлётно-посадочной полосе со скоростью 200...250 км/час. Надо тормозить, а то проскочим аэропорт...

7.3.2. Тормозные устройства

Горизонтальная составляющая кинетической энергии самолёта $E_x = mV_x^2/2$ определяет работу A_x , которую должны совершить тормозные устройства самолёта для остановки его при пробеге. Тормозные устройства, в основном за счёт работы на преодоление сил трения, превращают кинетическую энергию движения в тепловую и, охлаждаясь, рассеивают её в окружающем пространстве при пробеге и стоянке самолёта. В качестве тормозных устройств применяются *воздушные тормоза (аэродинамические тормозные щитки), тормозные парашюты, реверс двигателей*. Однако основную долю горизонтальной составляющей кинетической энергии самолёта E_x превращают в тепловую энергию и рассеивают в окружающем пространстве *тормоза колёс*.

В общем случае $A_x = E_x = F L \eta$; где F – максимальная сила, развиваемая тормозным устройством; L – длина дистанции пробега от начала торможения до полной остановки самолёта; η – коэффициент полезного действия тормозного устройства, учитывающий то обстоятельство, что сила F изменяется в процессе торможения.

При пробеге изменяется также и сила сцепления колес с поверхностью взлётно-посадочной полосы (*тормозная сила трения*)

$$F_{mp} = f_{mp} R, \quad (72)$$

где R – вертикальная нагрузка на тормозное колесо; f_{mp} – коэффициент трения колеса о поверхность взлётно-посадочной полосы.

Нулевая в момент касания сила R увеличивается с уменьшением скорости при пробеге, поскольку уменьшается подъёмная сила крыла и сила тяжести самолёта прижимает колёса к взлётно-посадочной полосе. Коэффициент трения f_{mp} зависит от состояния поверхности взлётно-посадочной полосы и от характера движения колеса. Торможение колёс должно обеспечить движение их *без проскальзывания*, что повышает тормозную силу колёс.

Принцип устройства *тормозного колеса с дисковым тормозом* иллюстрируется рис. 75.

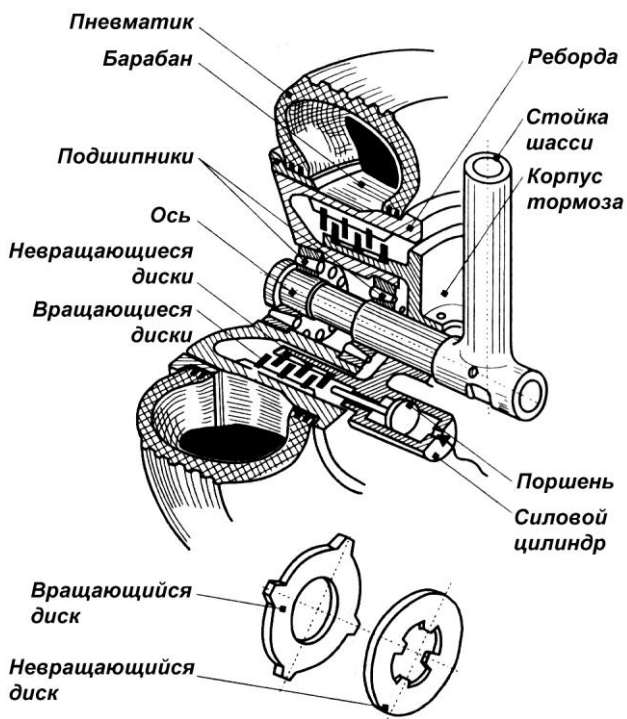


Рис. 75. Пример тормозного колеса.

Бескамерный пневматик надевается на *барабан*. В *ступицу* (утолщённую центральную часть барабана) запрессованы *подшипники*, на которых *барабан* свободно вращается относительно *оси*. *Ось* неподвижно крепится к *стойке шасси*. К *оси* неподвижно крепится *корпус тормоза*. В корпусе тормоза расположен пакет *вращающихся* и *невращающихся дисков*, представляющий собой набор *биметаллических* и *металлокерамических* колец с высоким коэффициентом трения.

Невращающиеся диски своими выступами на внутренней поверхности кольца входит в пазы корпуса тормоза, проточенные

вдоль оси вращения колеса. Таким образом, невращающиеся диски могут перемещаться вдоль оси, но не могут вращаться вокруг неё.

Вращающиеся диски, помещённые между невращающимися дисками, не связаны с корпусом тормоза. При установке барабана колеса на ось, корпус тормоза вместе с пакетом вращающихся и невращающихся дисков свободно входит во внутреннюю кольцевую камеру барабана. При этом вращающиеся диски своими выступами на внешней поверхности кольца входят в продольные пазы, проточенные в поверхности кольцевой камеры барабана.

При вращении колеса вращающиеся диски вращаются вместе с барабаном в зазорах между неподвижными дисками тормоза, не касаясь их. Если подать под давлением газ (или жидкость) в *силовой цилиндр*, неподвижно закреплённый на корпусе тормоза, то *поршень*, выбрав зазоры между дисками, прижмёт их друг к другу. За счёт сил трения между неподвижными и вращающимися вместе с колесом дисками будет происходить торможение с выделением тепла.

Обычно на самолёте тормозные колеса устанавливаются на *основных*, а нетормозные колеса – на *вспомогательных опорах шасси*.

Аэродинамические воздушные тормоза представляют собой отклоняемые в поток щитки, расположенные обычно на верхней поверхности крыла. Аэродинамическая сила воздушных тормозов уменьшается с уменьшением скорости самолёта при пробеге. Кроме торможения, воздушные тормоза ещё снижают подъёмную силу крыла, нагружая тормоза колёс и, тем самым увеличивая их эффективность.

Сразу после касания взлётно-посадочной полосы, когда крыло ещё создаёт подъёмную силу, лётчик включает *реверс тяги* двигателей. Реверсивные устройства двигателей отклоняют реактивную струю вперёд и таким образом создаётся обратная тяга, тормозящая самолёт. На турбовинтовых двигателях поворачиваются лопасти винтов так, чтобы при том же направлении вращения, лопасть создавала тормозную силу.

Примеры устройств для управления вектором тяги реактивного двигателя показаны на рис. 76, 77.

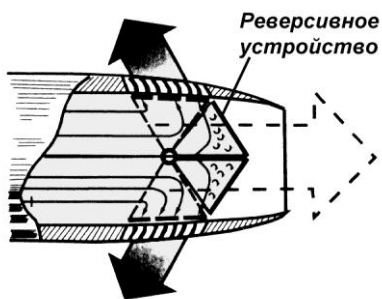


Рис. 76. Реверс тяги.

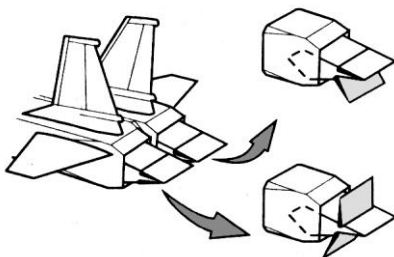


Рис. 77. Управление вектором тяги

Наш самолёт остановился в конце взлётно-посадочной полосы и начал руление на стоянку. Полёт окончен...

8. Заключение

Поздравляем с завершением нашего путешествия. Полагаем, что Вы получили от всего этого определённое удовольствие. Мы надеемся, что приведённая информация и примеры стоят потраченного на них времени. Теперь Вы имеете солидную основу для продолжения изучения чуда двадцатого века, которое именуется авиацией.

Мы только немного приоткрыли дверь в удивительный мир синкретического совершенства, где каждая научная дисциплина изящно воплощается в технические решения, тесно переплетённые друг с другом, когда можно многое добавлять, но ничего уже нельзя отнять. В этом и состоит совершенство самолёта.

За рамками нашего изложения остались автоматические бортовые системы управления, системы электроснабжения, радиосвязи, регистрации полёта («чёрные» ящики), радиолокации, вопросы топливной эффективности и многое другое. Даже затронутые проблемы изложены поверхностно, чтобы Вы не погрязли в деталях, которые, поверьте, не менее увлекательны.

Главная цель этой тонкой книжки – показать самолёт как единый организм, гармонично сочетающий в себе достижения различных областей науки и техники. Насколько нам это удалось – судить Вам.

Синкретизм (греч. *synkretismos* – соединение, объединение) в технике – нерасчленённость, слитность разнородных качеств, а также средств их достижения в рамках единого объекта.

Литература

1. Данилин А.И. Теория полёта и конструкция самолёта: Учебное пособие. –Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1988. -83с.: ил.
2. Егер С.М., Матвеев А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники: Учебник/Под ред. И.А.Шаталова. –Изд. второе, перераб. и доп. –М.: Изд-во МАИ, 1999. -576с.: ил.
3. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. –М.: Машиностроение, 1991. -400с.: ил.
4. Проектирование самолётов: Учебник для вузов / С.М.Егер, В.Ф.Мишин, Н.К.Лисейцев и др. Под ред С.М.Егера. -3-е изд., перераб. и доп. –М.: Машиностроение, 1983. -616с.: ил.
5. Боргест Н.М., Данилин А.И., Комаров В.А. Краткий словарь авиационных терминов/Под ред. В.А.Комарова. –М.: Изд-во МАИ, 1992. -224с.: ил.

Оглавление

<i>Введение</i>	3
<i>1. Подготовка к полёту</i>	7
<i>1.1. Геометрические характеристики крыла</i>	9
<i>1.2. Основы аэродинамики крыла</i>	11
<i>1.2.1. Основные определения</i>	11
<i>1.2.2. Закон неразрывности</i>	11
<i>1.2.3. Уравнение Бернулли</i>	12
<i>1.2.4. Потенциальное течение</i>	14
<i>1.2.5. Физическая интерпретация циркуляции. Циркуляционный поток</i>	15
<i>1.2.6. Теорема Жуковского</i>	17
<i>1.2.7. Физика образования подъёмной силы</i>	21
<i>1.2.8. Индуктивное сопротивление</i>	23
<i>1.2.9. Пограничный слой</i>	25
<i>1.3. Конструктивные группы самолёта</i>	27
<i>2. Руление и взлёт</i>	31
<i>2.1. Аэродинамические характеристики и средства механизации крыла</i>	34
<i>2.2. Взлёт</i>	40
<i>2.2.1. Разбег и отрыв</i>	41
<i>2.2.2. Набор безопасной высоты</i>	42
<i>2.3. Силовая установка</i>	44
<i>2.4. Топливная система</i>	52
<i>3. Выход на маршрут. Набор эшелона</i>	56
<i>3.1. Устойчивость и управляемость самолёта</i>	58
<i>3.1.1. Основные понятия и определения</i>	59

3.1.2. Продольная устойчивость	63
3.1.3. Поперечная устойчивость.....	66
3.1.4. Путьевая устойчивость.....	67
3.2. Органы и методы управления самолётом	68
3.2.1. Командные посты управления	70
3.2.2. Проводка управления.....	72
3.2.3. Силовые приводы	74
3.2.4. Рулевые поверхности	75
3.2.5. Методы и системы управления самолётом.....	78
3.3. Навигация: задачи и оборудование	82
4. Крейсерский режим горизонтального полёта	89
4.1. Кривые потребных и располагаемых тяг	90
4.2. Расчёт профиля полёта.....	92
4.2.1. Крейсерский режим.....	93
4.2.2. Потребный запас топлива	96
4.3. Нагрузки, действующие на самолёт	97
4.4. Авиационные конструкции	101
4.5. Пассажирское бортовое оборудование	107
4.5.1. Влияние условий полёта на организм человека.....	109
4.5.2. Системы кондиционирования воздуха в гермокабинах.....	112
4.5.3. Противообледенительные системы	116
4.5.4. Противопожарные системы	121
4.6. Системы навигации.....	126
4.6.1. Навигационно-вычислительное устройство	126
4.6.1.1. Допплеровский измеритель скорости и угла сноса.....	128
4.6.1.2. Аэронавигационные системы.....	132

<i>4.6.2. Режимы работы навигационно-вычислительного устройства</i>	<i>134</i>
<i>5. Снижение</i>	<i>140</i>
<i>6. Маневрирование в районе аэропорта</i>	<i>142</i>
<i>7. Посадка</i>	<i>148</i>
<i>7.1. Радиотехнические средства обеспечения посадки</i>	<i>149</i>
<i>7.2. Радиовысотомер малых высот</i>	<i>152</i>
<i>7.3. Этапы выполнения посадки</i>	<i>154</i>
<i>7.3.1. Амортизация</i>	<i>156</i>
<i>7.3.2. Тормозные устройства</i>	<i>160</i>
<i>8. Заключение</i>	<i>164</i>
<i>Литература</i>	<i>165</i>