

С.К Кириакиди В.А.

«ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ»

учебное пособие



Воронеж 2009

ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический
университет»

С.К. Кириакиди В.А. Сатин

ПРЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия.

Воронеж 2009

Кириакиди С.К. Проектирование самолетов: учебное пособие / С.К. Кириакиди, В.А. Сатин Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» 2009.

В учебном пособии рассмотрены разделы общего агрегатного проектирования самолета. Расчет летно-технических характеристик, весов агрегатов и всего летательного аппарата.

Издание соответствует требованиям Государственного образовательного стандарта высшего профессионального образования по направлению 160200 «Авиационное строительство», специальности 25.04.07 «Самолето- и вертолетостроение» дисциплине «Проектирование самолетов».

Предназначено студентам очной и очно-заочной форм обучения.

Научный редактор - кандидат технических наук Н.В.Лосев.

Рецензенты: кафедра теплотехники воронежской государственной технологической академии (зав. кафедрой доктор технических наук профессор В.В. Шитов) кандидат технических наук В.А. Шалиткин.

Кириакиди С.К., Сатин В.А. 2009 оформление ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» 2009.

Предмет и задачи курса

Курс «Проектирование самолетов» является одной из специальных дисциплин, базирующийся на знаниях аэродинамики, прочности, конструкции самолетов и технологии их производства. В этом курсе даются основные принципы и методы проектирования самолетов, с использованием конкретных примеров рационального проектирование.

Курс делится на две части:

- 1) общее проектирование самолетов
- 2) проектирование частей самолетов

Первая часть посвящена методам общего проектирования, выбор схемы, определению основных параметров и веса самолета.

Во второй части рассматриваются методы проектирования частей самолета (крыла, оперения, фюзеляжа, шасси и т.д.) определению их параметров, конструктивно-силовой компоновки.

Этапы проектирования.

Под проектированием самолета понимается процесс разработки технической документации, определяющей его летно-технические характеристики, схему и конструкцию отдельных частей и агрегатов.

Еще до начала проектирования «заказчиком» (ВВС или МГА) тактико-технические требования проектируемого самолета, в которых определяются назначение, условия эксплуатации, летно-технические характеристики, количество

самолетов данного назначения и срок, через который желательно иметь в эксплуатации. Этот этап получил название пред эскизного проектирования, в результате которого выдается «авиапроект» самолета.

В связи с непрерывным ростом стоимости самолетов, сроком проектирования и изготовления этап разработки «авиапроекта» является очень ответственным. Ибо ошибка в прогнозировании характеристик самолета может привести к моральному старению только что спроектированного самолета.

В настоящее время анализу состояния авиационной техники и прогнозированию ее на ближайшие 10 лет уделяется особое внимание. Именно поэтому в авиастроение стали широко применять электронно-вычислительные машины.

После выдачи «авиапроекта» «исполнитель» - конструкторские бюро приступают к этапу эскизного проектирования.

Эскизное проектирование заключается в разработке основных характеристик самолета, его аэродинамических и конструктивных схем, которые позволяют судить о целесообразности дальнейшего проектирования.

В эскизное проектирование самолета входит:

- а) разработка общих видов и компоновочных разрезов
- б) сокращенная разработка конструкции важнейших частей
- в) разработка принципиальных схем, систем оборудования, управления и силовой установки
- г) расчет веса и расчет центровки
- д) приближенные прочностные расчеты

Одновременно с эскизным проектированием строится макет самолета в натуральную величину. Для рассмотрения результатов эскизного проектирования «заказчиком» назначается макетная комиссия. После заключения макетной

комиссии производится окончательная увязка агрегатов самолета, оборудования и уточняются аэродинамические и прочностные расчеты.

Рабочее проектирование – это завершающий процесс разработки технической документации.

В рабочее проектирование входит:

- а) разработка сборочных и детализованных чертежей
- б) разработка чертежей общих видов агрегатов
- в) уточнение расчетов на прочность
- г) уточнение веса конструкции
- д) проведение экспериментальных и исследовательских работ, связанных с внедрением новой техники.

Разработка рабочего проекта заканчивается обычно построением опытного образца самолета и статическими и динамическими испытаниями конструкции.

Государственные испытания проводятся в соответствующем подразделении заказчика, его летным и обслуживающим персоналом. После гос. испытаний, если самолет удовлетворяет заданным ТТТ, решается вопрос о серийном производстве.

Развитие методов проектирования

История развития техники показывает, что ни одна машина не была построена на «пустом месте». Все новое в технике имеет в себе некоторые черты старого и базируется на предшествующем опыте.

Первые самолеты напоминали летучих мышей и парящих птиц. Последующие самолеты выполнялись по образцу и подобию первых самолетов. Таким образом, первые методы проектирования можно назвать методом копирования и подражания.

Эти методы нельзя назвать научными и в настоящее время не используются.

В 20^е – 30^е годы прошлого столетия, когда накопилось достаточное разнообразие конструкций, метод копирования был заменен статическим методом, или методом прототипов. По этому методу для нового образца самолета подбираются несколько прототипов и путем сравнения статических данных получают параметры проектируемой конструкции. При этом конструктор стремится спроектировать самолет с лучшими характеристиками.

Статический метод проектирования предполагает также задание летно-технических характеристик самолета путем электрополяции данных на ближайшие годы. Однако статический метод имеет тот недостаток, что он основан на плавном и непрерывном изменении параметров самолетов-прототипов. И в период бурного развития авиационной техники, например переход от поршневых к реактивным самолетам, создание сверхзвуковых самолетов, этот метод утратил свое значение.

Увеличение цикла производства самолетов до 10 лет и рост стоимости, побуждает конструкторов к разработке более совершенных методов проектирования.

К таким методам относятся методы оптимального проектирования, которые в последние годы получают широкое применение. Существо этих методов заключается в следующем, для данного типа самолетов подбирается обобщенный критерий оценки качества и определяются наиболее выгодные параметры, наилучшим образом удовлетворяющие выбранному критерию.

В качестве критерия качества самолета может служить боевая эффективность военных самолетов или минимальная себестоимость для гражданских самолетов. В отличие от

статических методов проектирования, где большую роль играли опыт и интуиция инженера, оптимальные методы обеспечивают научно-обоснованное решение.

Внедрению оптимальных методов проектированию способствовало развитие вычислительной техники, появление современных ЭВМ. (1960 годы)

Электронно-вычислительные машины позволяют рассчитать тысячи вариантов сочетаний параметров и характеристик, что позволяет в жатые сроки обследовать большее количество вариантов проекта и выбрать наилучший.

В будущем ЭВМ будут широко применяться для производства чертежных работ и другой документации, а также для производства самого самолета.

Методы оптимального проектирования в виду своих преимуществ станет в будущем основным методом разработки новых конструкций.

Однако следует иметь в виду, что метод основан на выборе критерия оценки, от которого зависит значения параметров самолета и судьба самолета вообще. Поэтому выбору критерия надо уделять особенно большое внимание. В качестве первых критериев оценки самолетов использовались отдельные характеристики: например минимальный вес $V.O.$, максимальная скорость V_{max} или вес полезной нагрузки. Но удовлетворение отдельным критериям зачастую приводило к противоречивым результатам. Конструктору приходилось принимать компромиссное решение, при этом вносилась определенная доля субъективизма.

Более объективный способ проектирования заключается в расположении критериев оценки по их важности:

- 1) минимальный вес
- 2) максимальная скорость
- 3) максимальная нагрузка

- 4) дальность
- 5) высота и т.д.

Однако и в этом случае надо было решать вопрос, какой критерий следует считать наиболее важным.

В связи с этим ученые стремились найти более общий критерий, который учитывал бы все эти характеристики.

Таким критерием для гражданских самолетов является себестоимость тонны километра. Этот критерий является достаточно общим и не слишком сложным при проектировании.

Себестоимость тонны-километра учитывают и весовые характеристики, характеристики двигателей, аэродинамику, режим полета, стоимость проектирования и эксплуатации, стоимость топлива и т.д. Для военных самолетов разрабатываются критерии учитывающие вероятность выполнения задания, зависящую от боевой нагрузки, летных характеристик, наземного оборудования и т.д.

Подытоживая можно сделать такой вывод:

- 1) Методы общего проектирования самолетов развивались по пути анализа от простого к сложному (от методов копирования к методам оптимального проектирования).
- 2) Критерии оценки самолета развивались по пути синтеза от частного к общему (от оценки по отдельным признакам – до оценки самолета в целом)

Параметры самолета.

Влияние параметров самолета на его летные характеристики.

Важнейшая задача проектирования - это определение его основных параметров: взлетного веса G , площади крыла S , тяги P_0 , и относительных параметров – удельной нагрузки на

крыло $p=G/S$, тяговооруженности $t=P_0/G$, удлинения $\lambda=l^2/S$, относительной толщины профиля $\bar{c}=c_{\max}/b$, сужения $\eta=b_{\text{корн}}/b_{\text{конц}}$, угла стреловидности γ

Эти параметры являются исходными для разработки всего проекта, и их выбор оказывает существенное влияние на летные характеристики самолета. К основным летным характеристикам относятся V_{\max} , H_{\max} , $V_{y \max}$, L_{\max} , $V_{\text{пос}}$.

1. Влияние параметров самолета на максимальную скорость полета.

История развития авиации - это история борьбы за все возрастающую скорость полета. Поэтому можно считать, что критерии совершенства самолета является его скорость.

Максимальная скорость горизонтального полета самолета на некоторой высоте H определяется следующей формулой:

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{2P \cdot G}{C_x \cdot \rho_H \cdot S \cdot G}} = \sqrt{\frac{2Pt}{C_x \cdot \rho_H}}, \quad (\text{м/сек}) \quad (1)$$

где P - максимальная тяга с.у. на данной высоте.

Тяга современных воздушно-реактивных двигателей зависит от высоты и скорости полета.

Тяга двигателей от высоты в диапазоне скоростей $M=1 \div 3,5$ зависит как

$$\begin{aligned} P_{M1} &= P_0 \Delta^{0,85} && \text{для } H < 11 \text{ км.} \\ P_{M1} &= 1,2 P_0 \Delta && \text{для } H > 11 \text{ км.} \end{aligned}$$

Собственно тяговооруженность

$$\begin{aligned} T_{H1V1} &= \xi t_0 \Delta^{0.85} & H < 11 \text{ км.} \\ T_{H1V1} &= 1,2 \xi t_0 \Delta & H > 11 \text{ км.} \\ P_V &= \xi P_0 \end{aligned}$$

где $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$, $\xi = \frac{\rho_V}{\rho_0}$ - коэффициент учитывающий изменение тяги двигателей от скорости полета. Коэффициент ξ определяется из графика

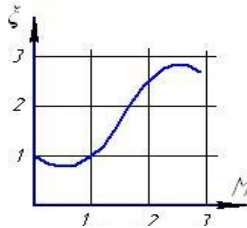


Рисунок 1

Подставив тяговооруженность в формулу:

$$V_{\max} = 14,4 \sqrt{\frac{\xi \cdot P \cdot t_0}{C_x \cdot \Delta^{0,15}}} \quad H < 11 \text{ км.}$$

(2)

$$V_{\max} = 15,7 \sqrt{\frac{\xi \cdot P \cdot t_0}{C_x}} \quad H < 11 \text{ км.}$$

Из формул следует, что для одной и той же высоты, чем больше стартовая тяговооруженность t_0 , удельная нагрузка на

крыло Р, чем меньше коэффициент лобового сопротивления, тем больше скорость полета.

а) Влияние коэффициента C_x на V_{max} .

Коэффициент лобового сопротивления C_x , соответствующий полному аэродинамическому сопротивлению можно представить из двух сумм.

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}$$

где C_{x0} – коэффициент сопротивления самолета при $C_y = 0$, а C_{xi} – индуктивное сопротивление при $C_y \neq 0$.

$$C_{xi} = D_0 \cdot C_y^2$$

В частности для дозвуковых и околозвуковых скоростей

$$D_0 = \frac{1}{\pi \cdot \lambda},$$

а для сверхзвуковых скоростей

$$D_0 = 0,25 B_0 \sqrt{M^2 - 1}$$

при этом

$$B_0 = \frac{1}{1 - \frac{1}{2\lambda A_0}} \text{ для прямого крыла}$$

$B_0=1,0$ для треугольного крыла со сверхзвуковой передней кромкой

$$B_0 = \frac{1,27}{\lambda \cdot A_0} + 0,17 \cdot \lambda \cdot A_0 \quad \text{для } \Delta \text{ крыла с дозвуковой передней кромкой}$$

$$A_0 = \sqrt{M^2 - 1}$$

В коэффициент C_{x0} входит сопротивление формы и трения крыла, фюзеляжа, оперения, волновое сопротивление и сопротивление несущих поверхностей.

Из аэродинамики известно, что полное лобовое сопротивление изменяется по числу M и по своей суммарной величине изменяется и по величине составляющих.

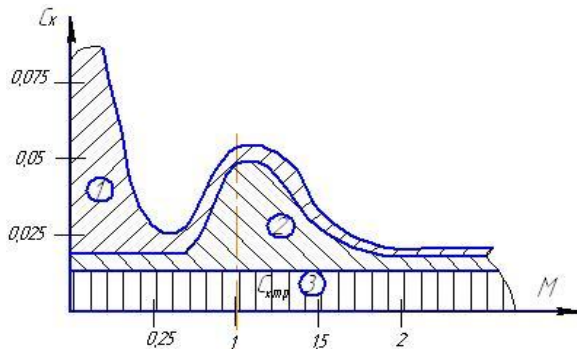


Рисунок 2

В первой, дозвуковой зоне лобовое сопротивление включает сопротивление трения, формы и сопротивление интерференции.

К этому сопротивлению добавляют индуктивное:

$$C_{Xi} = \frac{C_Y^2}{\pi \cdot \lambda},$$

Причем с уменьшением скорости C_{Xi} резко увеличивается. На дозвуковых скоростях основная доля сопротивления приходится на сопротивления трения C_{xt} и индуктивное сопротивление.

Во второй, околозвуковой зоне при достижении критической скорости $M_{кр}$ резко увеличивается волновое сопротивление.

В третьей, сверхзвуковой скорости волновое сопротивление начинает уменьшаться вследствие появления косых скачков уплотнения. Сопротивление трения опять начинает играть большую роль в общем сопротивлении.

Естественно, что чем меньше сопротивление, тем больше скорость полета самолета.

Какие же мероприятия способствуют снижению C_x :

- 1) На дозвуковых самолетах, где основным является сопротивление трения и индуктивное сопротивление нужно применять ламинаризованные профили и увеличивать удлинение крыла, т.е. уменьшить нагрузку на крыло.
- 2) На самолетах с околозвуковой скоростью полета, у которых основную долю составляет волновое сопротивление необходимо применять стреловидное крыло и оперение, уменьшать толщину профиля, увеличивать удлинения фюзеляжа.
- 3) На сверхзвуковых скоростях ($M > 1,2$) самолету необходимо предавать формы, обеспечивающие возникновение косых скачков уплотнений. Это

заостренные тонкие профили крыла, с вытянутую носовую часть фюзеляжа, уменьшать шероховатость. Однако, следует при этом учитывать, что профили крыла с острой передней кромкой обладают плохими посадочными характеристиками и поэтому необходимо применять эффективную механизацию крыла: отклоняемые носки, закрылки, систему управления пограничным слоем.

б) Влияние тяговооруженности на V_{\max} .

Из формулы, связывающей максимальную скорость полета с тяговооруженностью, еще не следует, что увеличение стартовой

$$V_{\max} = k \sqrt{\frac{\xi \cdot P_0 \cdot t_0}{C_x}}$$

на одинаковый интервал Δt_0 , будет также увеличиваться скорость на равные интервалы. В этом нетрудно убедиться из графика $C_x = f(M)$ если нанести кривые коэффициента тяги

$$C_t = \frac{P}{q \cdot S}$$

Коэффициент тяги для $H > 11$ км можно выразить в следующем виде

$$C_t = \frac{1,2 \cdot \xi \cdot P \cdot \Delta}{q} t_0$$

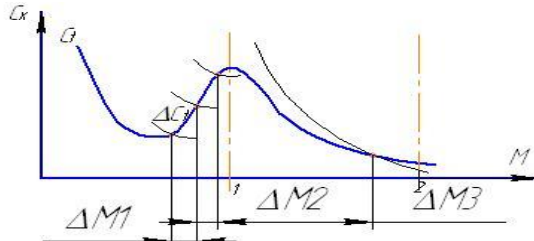


Рисунок 3

Как видим изменение C_t на одинаковый интервал ΔC_t даст неодинаковое приращение ΔM . При сверхзвуковых скоростях ΔM нарастает более интенсивно. Для дозвуковых форм самолетов увеличение тяговооруженности незначительно увеличивает скорость. Следует также иметь в виду, что увеличение тяговооруженности $t_0 = \frac{P_0}{G}$ за счет увеличения тяги силовой установки не может дать желаемого эффекта. С увеличением тяги увеличивается вес силовой установки, вес топлива и вес самолета в целом, поэтому при увеличении тяговооруженности самолета необходимо одновременно к уменьшению веса силовой установки, а также уменьшения расхода топлива.

в) Влияние удельной нагрузки на V_{max}

Из аэродинамики известно, что коэффициент индуктивного сопротивления C_{xi} , как для дозвуковой, так и для сверхзвуковой скорости равно

$$C_{xi} = D_0 C_y^2.$$

Тогда учитывая, что

$$C_Y = \frac{Y}{q \cdot S} = \frac{G}{qS} = \frac{p}{q}$$

можно написать

$$C_{xi} = D_0 \frac{P^2}{q^2}$$

Полное сопротивление всего самолета представить:

$$C_{xi} = C_{xкр} K_0 + C_{xф} \frac{\sum S_{mid}}{S} + D_0 \cdot \left(\frac{P}{q} \right)^2$$

где $\sum S_{mid}$ – сумма миделевых сечений фюзеляжа и мотогондол
 K_0 коэффициент, учитывающий профильные и волновые сопротивления оперения.

$$K_0 = 1 + \gamma \cdot \frac{S_{on}}{S}$$

$$\gamma = \frac{C_{xon} + C_{xв.он}}{C_{xкр}}$$

преобразуем последнюю формулу

$$C_x = C_{xp} \cdot K_0 + C_{x\phi} \frac{G}{S} \cdot \frac{\Sigma S_{\text{мид}}}{G} + D_0 \cdot \left(\frac{P}{q}\right)^2 = C_{xp} \cdot K_0 + C_{x\phi} \cdot \frac{P}{K} + D_0 \cdot \left(\frac{P}{q}\right)^2$$

Предположим теперь, что спроектированы совершенно подобные самолеты, но с различной площадью крыла, т.е. с разной удельной нагрузкой.

Потребная тяговооруженность для горизонтального полета

$$t_n = \frac{P_n}{G} = C_x \cdot q \cdot \frac{1}{P}$$

подставляя сюда C_x , получим:

$$t_u = C_{xp} K_0 \frac{q}{P} + C_{x\phi} \frac{q}{P} + D_0 \frac{P}{q}$$

Откуда

$$P^2 + \frac{q}{D_0} \left(C_{x\phi} \frac{q}{K} - t_u \right) P + \frac{q^2}{D_0} C_{xp} K_0 = 0$$

Решая уравнения и полагая, что потребная тяга равна располагаемой, т.е. $t_u = t$, найдем удельную нагрузку:

$$P = \frac{q}{2D_0} \left(t - C_{x\phi} \frac{q}{K} \right) - \sqrt{\frac{q^2}{4D_0^2} \left(C_{x\phi} \frac{q}{K} - t \right)^2 - \frac{q^2}{D_0} C_{xp} K_0}$$

Воспользовавшись формулой можно построить кривые $P=f(M)$ при различных t .

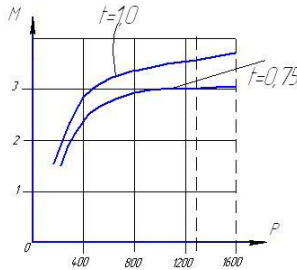


Рисунок 4

При этом предполагается, что величина P изменяется за счет уменьшения S при $G=\text{const}$.

Естественно, что удельную нагрузку на крыло рационально увеличивать лишь до определенного предела P^* .

Величину P^* можно определить, если продифференцировать выражение для t_n по P и приравнять

$$dt_n/dP = 0$$

В частности для околосвуковой и дозвуковой скорости:

$$P^* = q \sqrt{K_0 \pi \lambda C_{xxx}}$$

для сверхзвуковой скорости полета:

$$P^* = \frac{a^2 M^2}{16} \Delta \sqrt{\frac{5K_0 C^2 + C_f \sqrt{M^2 - 1}}{0,25B_0 \sqrt{M^2 - 1}}}$$

Из приведенного графика можно сделать выводы:

- 1) Уменьшение P ведет к увеличению M на заданной высоте до некоторого предела P^* .
- 2) С увеличением P интенсивность роста M постепенно уменьшается, по мере увеличения t_0 она увеличивается.
- 3) Величина P^* определяют границу до которой увеличение P при постоянных K_0 , $C_{хкр}$, λ , приводит к увеличению V_{max} на заданной высоте.
- 4) Для самолета, у которого удельная нагрузка P^* определен у земли, потолок был бы почти равен нулю.

Влияние параметров самолета на H_{max}

Максимальная дальность полета, или потолок, определяется главным образом мощностью или тягой силовой установки. У ПД мощность с высотой падает более интенсивно, чем у ТРД. Поэтому для увеличения высоты полета большие возможности имеют силовые установки с ТРД.

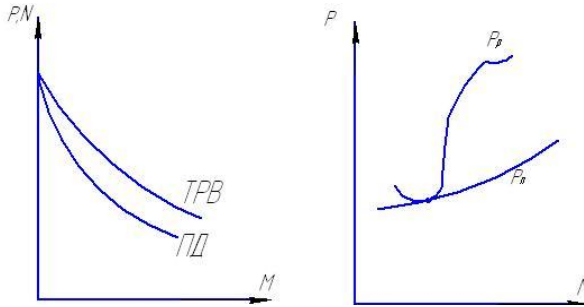


Рисунок 5

Из аэродинамики известно, что полет на H_{\max} может совершаться на единственном режиме с максимальной скоростью, наивыгоднейшим углом атаки и максимальном качестве K_{\max} .

Рассмотрим, каким же образом можно увеличить потолок проектируемого самолета при выбранном типе двигателя. Для самолетов с поршневыми двигателями и ТВД максимальный потолок определяется по следующей приближенной формуле:

$$H_{\text{ном}} = 17,1 - 0,6A_p \frac{G}{N_p} \sqrt{P} \sqrt{C_{x0} \left(\frac{1}{\lambda_3} + 0,094 \right)^3}$$

где A_p – коэффициент учитывающий падение мощности на расчетной высоте

$$A_p = \frac{N_p}{N_0}$$

для ТВД $A_p=1$

N_p – мощность двигателя на расчетной высоте

$$\lambda_{\phi} = \frac{\lambda}{1 + 0,025\lambda} \text{ - эффективное удлинение,}$$

учитывающее сопротивление
интерференции крыла и
фюзеляжа.

Из формулы следует, что для увеличения потока проектируемого самолета необходимо:

- а) уменьшать удельную нагрузку на мощность G/N_p
 - б) уменьшать удельную нагрузку на крыло Р
 - в) увеличивать удлинение крыла λ
 - г) уменьшать сопротивление C_{x0}
 - д) увеличивать коэффициент падения мощности A_p
- При этом большое влияние из этих параметров оказывает

$$G/N_p, P \text{ и } \lambda$$

Для дозвуковых и околозвуковых самолетов при $H > 11$ км максимальную высоту можно определить по формуле:

$$H_{nom} = \frac{25 - 17,5 \frac{\sqrt{C_{x0}}}{t_0} \sqrt{0,094 + \frac{1}{\lambda}}}{1 + 3,5 \frac{\sqrt{C_{x0}}}{t_0} \sqrt{0,094 + \frac{1}{\lambda}}}$$

Из формулы видно, что для повышения потолка проектируемого самолета необходимо увеличивать t_0 , уменьшать C_{x0} и увеличивать λ .

Для сверхзвукового самолета с ТРД потолок определяют по более общей формуле:

$$\Delta_{nom} = \frac{1,66\sqrt{C_{x0}D_0}}{\xi t_0}$$

Если N_{max} увеличивается, то Δ уменьшается. Следовательно, для увеличения $N_{пот}$ надо уменьшать C_{x0} , увеличивать t_0 . Иногда к увеличению $N_{пот}$ может привести увеличение P . Хотя при увеличении P увеличивается и C_{x0} , но это увеличение меньше, чем рост ξ и t_0 при увеличении P , а следовательно и $V_{пот}$.

Следует отметить, что речь шла о статическом потолке. При больших сверхзвуковых скоростях самолет имеет запас кинетической энергии, может набирать высоту значительно большую, чем статический потолок. Эта высота носит название динамического потолка.

Влияние параметров самолета на скороподъемность.

Под скороподъемностью понимается время набора заданной высоты или $N_{пот}$. Скороподъемность определяется полностью вертикальной скоростью подъема V_y .

Из аэродинамики известны формулы для $V_{y\ max}$. В частности для самолета с ПД или ТВД:

$$a) \quad V_{max} = 75 \left(\frac{N_{cy}}{G} \eta_{\epsilon} - 0,037 \sqrt{\frac{P}{\rho_0}} \sqrt{\frac{C_{x0}}{\pi \lambda}} \right)$$

где η_{ϵ} – КПД воздушного винта

- б) Для самолета с ТРД
в)

$$V_{y \max} \approx 0,55 \sqrt{\frac{P}{\rho_0 C_{x0}}} \sqrt{\left(\frac{\xi P_0}{G}\right)^3} = 0,55 \sqrt{\frac{P(\xi t_0)^3}{\rho_0 C_{x0}}}$$

где ξP_0 – располагаемая тяга силовой установки у земли при наивыгоднейшей скорости взлета.

Из формул следует, что для увеличения вертикальной скорости необходимо:

- а) уменьшать удельную нагрузку на мощность G/N_{cy}
б) увеличивать КПД воздушного винта
в) уменьшать удельную нагрузку на крыло Р
г) уменьшать C_{x0}
д) увеличивать λ

Влияние параметров C_{x0} и λ слабое.

При силовой установке с ТРД следует:

- а) увеличивать t_0
б) увеличивать Р до некоторого предела Р*
в) уменьшать C_{x0}

Следует отметить, что увеличение Р для дозвукового самолета может уменьшить $V_{y \max}$ вследствие увеличения волнового сопротивления.

Влияние параметров самолета на дальность полета.

В курсе «Аэродинамика» дается формула для определения максимальной дальности. Вид этой формулы

может быть различна в зависимости от интересующих параметров.

В частности формула Бреге

$$L = 2,3 \frac{KV}{C_e} \ln \frac{G_{нач}}{G_{кон}} = 2,3 \frac{KV}{C_e} \ln \frac{1}{1 - \overline{G_T}}.$$

связывает дальность с удельным расходом C_e , качеством K , скоростью полета V и соотношением конечного и начального веса самолета. Максимальная дальность достигается при

$$\left(\frac{KV}{C_e} \right)_{\max}.$$

Дальность полета можно также выразить и через параметры самолета. Так согласно Лебедеву

$$L_{\max} = 14,4 \frac{G_T}{G_{cp} C_e} \frac{\sqrt{C_y}}{C_x} \sqrt{\frac{P}{\Delta}}$$

Анализируя эту формулу можно отметить, что максимальная дальность полета будет тем больше, чем

- а) больше запас топлива G_T
- б) ниже удельный расход C_e
- в) выше аэродинамическое качество K
- г) выше удельная нагрузка на крыло
- д) выше потолок (меньше Δ)
- е) меньше сопротивление C_x .

Подытоживая все сказанное можно сделать выводы:

- 1) увеличение размаха крыла за счет увеличения удлинения λ при $S=\text{const}$ увеличивает H_{max} , V_y , L_{max} , уменьшает время набора высоты и почти не влияет на V_{max} , $V_{\text{пос}}$, $L_{\text{разб}}$.
- 2) увеличение площади крыла S при неизменном размахе приводит к уменьшению V_{max} , $V_{\text{пос}}$, L_{max} , $L_{\text{разб}}$ и незначительно увеличивает V_y
- 3) увеличение C_x приводит к ухудшению всех летных характеристик, за исключением $V_{\text{пос}}$, остающейся почти неизменной.
- 4) увеличение G приведет к снижению H_{max} , V_y и L_{max} . Увеличивается километровый расход топлива C_k , $L_{\text{разб}}$, $V_{\text{пос}}$.
- 5) увеличение тяговооруженности t_0 приводит к увеличению H_{max} , V_y , H_{max} ; уменьшает $L_{\text{разб}}$, мало влияет на L_{max} и не влияет на $V_{\text{пос}}$.
- 6) увеличение КПД винта приводит к тем же результатам, что и увеличение мощности
- 7) увеличение уд. нагрузки на крыло P увеличивает V_{max} , V_y , L_{max} и уменьшает H_{max}

Схема самолетов. Анализ и выбор схемы.

Под аэродинамической схемой понимают схему взаимного расположения основных частей самолета: крыла, фюзеляжа, оперения, силовой установки, шасси.

Поскольку существует большое многообразие аэродинамических схем, то их приятно классифицировать по следующим признакам:

- 1) по форме и расположению крыла
- 2) по типу фюзеляжа
- 3) расположению оперения

4) расположению и количеству двигателей

По первому признаку можно выделить следующие самолеты:

- 1) с прямым и трапециевидным крылом
- 2) со стреловидным крылом
- 3) с треугольным крылом
- 4) с прямым крылом малого удлинения
- 5) с кольцевым крылом
- 6) с круглым крылом

По второму признаку различают самолеты с одним фюзеляжем, двумя фюзеляжами, без фюзеляжа (летающее крыло).

Наиболее важные различия по аэродинамическим, весовым и эксплуатационным характеристикам создают взаимное расположение крыла и горизонтального оперения.

В соответствии с этим признаком различают три основные схемы:

- 1) самолет нормальной схемы
- 2) самолет схемы «Утка»
- 3) самолет схемы «Бесхвостка» или «летающее крыло»

В практике опытного самолетостроения встречаются образцы самолетов с комбинацией основных схем. Так, например, существуют самолеты с двумя горизонтальными оперениями (одно впереди, другое сзади), схема «Тендем» у которого площадь крыла и горизонтального оперения почти одинаковы, самолеты схемы «Утка» с убирающимся горизонтальным оперением, наконец самолеты с изменяемой в полете стреловидностью.

Выбор схемы проектируемого самолета производится путем максимального удовлетворения критерию оценки качества. В качестве наиболее общих критериев оценки принимаются экономичность эксплуатации или боевая эффективность. Однако в первом приближение можно

оценивать ту или иную схему по взлетному весу, сопротивлению несущих частей, волновому сопротивлению, интерференции между отдельными частями самолета, наконец, по величине коэффициента подъемной силы $C_{y_{\max}}$.

Среди множества схем вначале отбираются по качественным признакам наиболее интересные, а затем они подробно исследуются количественно по тому или иному критерию оценки.

Количественная оценка различных самолетов приводится в учебниках по «Проектированию самолетов». Здесь же остановимся лишь на качественных характеристиках наиболее распространенных схем.

Нормальная или классическая схема самолета.

Нормальная схема самолета характеризуется расположением горизонтального оперения позади крыла, балансировка самолета такой схемы легко осуществляется с помощью горизонтального оперения даже при отклоненных закрылках. Перед крылом самолета нет никаких частей, которые могли бы его затенить при изменении его положения и нарушить плавность обтекания крыла.

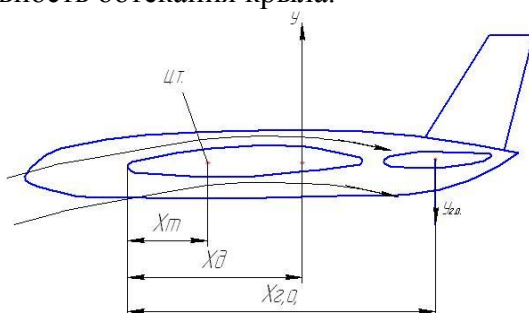


Рисунок 6

Для самолетов нормальной схемы возможно эффективное применение механизации крыла, а сравнительно большие расстояния $L_{г.о.}$ и $L_{в.о.}$ позволяют уменьшить площадь горизонтального и вертикального оперения.

Однако для самолетов нормальной схемы, подъемная сила создаваемая Г.О. на большинстве режимов полета направлена в противоположную сторону подъемной силе крыла, что приводит к необходимости увеличивать площадь крыла.

Кроме того, конструктору трудно выбрать такое расположение Г.О. по высоте, чтобы на всех летных режимах оно не попадало в зону скошенного потока за крылом, особенно на больших углах атаки, где вероятность такого попадания очень велика. Это обстоятельство заставляет крепить Г.О. или высоко на киле, что приводит к утяжелению конструкции и к возможности появления флаттера вследствие снижения жесткости конструкции или ниже продольной оси фюзеляжа.

При низком расположении Г.О. на околозвуковых скоростях может оказаться в зоне срыва потока с крыла, что приводит к воздушным ударным нагрузкам периодического характера и появлению колебаний оперения типа «бафтинг».

Несмотря на указанные недостатки, большинство современных самолетов выполнено по нормальной схеме.

Схема «Бесхвостка» и «Летающее крыло».

Самолеты этих схем не имеют горизонтального оперения. Балансировка осуществляется с помощью элевонов и балансировочных закрылков, установленных по задней кромке крыла.

Самолеты типа «бесхвостка» выполняются, главным образом, с треугольным крылом в плане.

Из-за отсутствия горизонтального оперения самолеты схемы «бесхвостка» имеют минимальное лобовое сопротивление и меньший вес фюзеляжа из-за уменьшения нагрузки на хвостовое оперение.

Стоимость изготовления такого самолета также меньше на 10%-15% вследствие отсутствия Г.О. Большие бортовые нервюры треугольного крыла позволяют уменьшить относительную толщину профиля и рационально использовать объемы в крыле.

Однако у самолета «бесхвостка» есть и существенные недостатки:

- 1) На посадочных режимах для балансировки самолета элевоны отклоняются вверх, что уменьшает величину подъемной силы. Для обеспечения заданной посадочной скорости приходится увеличивать площадь крыла, что приводит к увеличению веса конструкции крыла и всего самолета в целом.

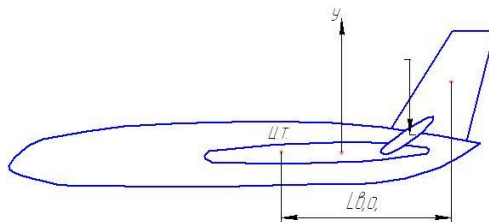


Рисунок 7

- 2) Затруднено применение средств механизации, так как часть закрылков приходится использовать для балансировки самолета.
- 3) Потолок самолета схемы «бесхвостка» меньше, чем у других схем, т.к. для достижения максимального угла атаки, элевоны отклонены вверх, что уменьшает аэродинамическое качество F_{\max} .

- 4) Для самолетов схемы «бесхвостка» трудно обеспечить путевую устойчивость и управляемость из-за сравнительно малого плеча $L_{в.о.}$

Схема «Утка»

В схеме «утка» горизонтальное оперение расположено впереди крыла.

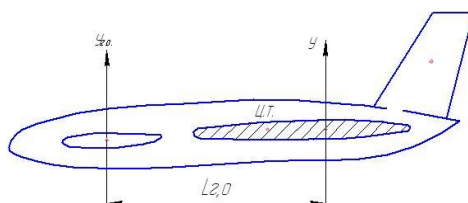


Рисунок 8

В такой схеме самолета Г.О. находится в зоне свободного потока и создает положительную подъемную силу. Казалось бы, в результате положительной подъемной силы Г.О. площадь крыла должна уменьшиться. Однако расчеты показывают, что вследствие схода потока за оперением подъемная сила крыла уменьшается на $10 \div 15\%$, что лишает схему «утка» в выигрыше площади крыла. Однако ряд авторов считает, что горизонтальное оперение в схеме «утка» все же позволяет уменьшить площадь крыла, а следовательно и вес конструкции.

К преимуществам схемы «утка» следует отнести также:

- возможность применения эффективной механизации крыла

- уменьшение площади горизонтального оперения вследствие большого плеча $L_{Г.О.}$
- уменьшение опасности перехода в штопор из-за срыва потока с Г.О. на больших углах атаки, что автоматически переводит самолет на малые углы α . (однако если в случае неумелых действий летчика или очень сильных восходящих потоков самолет попадает в штопор, то это заканчивается катастрофой, ибо из штопора «утка» не выходит).

Основными недостатками схема «утка» является:

- 1) Срыв потока на Г.О. наступает раньше, чем на крыле, в результате чего возникают продольные короткопериодические колебания
- 2) На самолете схема «утка» трудно обеспечить путевую устойчивость, т.к. вертикальное оперение имеет плечо $L_{в.о.}$, а длинная носовая часть фюзеляжа создает дестабилизирующий момент.
- 3) Возможность опасного «клевка» самолета на малых высотах и небольших скоростях. Это объясняется явлением срыва потока с Г.О. на сверхкритических углах атаки и уменьшением подъемной силы.

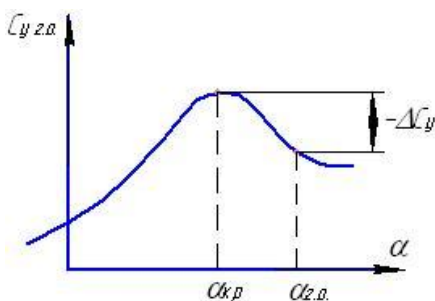


Рисунок 9

«Клевка» самолета схемы «утка» можно избежать, применяя толстые профили с большой кривизной и уменьшая удлинение Г.О.

Анализ и выбор форм крыла в плане.

Как уже отмечалось по форме крыла в плане можно выделить 6 групп аэродинамической компоновки:

- 1) с прямым и трапециевидным крылом
- 2) со стреловидным крылом
- 3) с треугольным крылом
- 4) с прямым крылом малого удлинения
- 5) с кольцевым крылом
- 6) с круглым крылом

Форма крыла в плане влияет на индуктивное и волновое сопротивление, подъемную силу и вес конструкции крыла.

1) Самолеты с прямым и трапециевидным крылом.

Прямоугольное крыло имеет хорошее аэродинамическое качество на малых скоростях, очень удобно в производстве и обладает эффективной механизацией из-за срыва потока в средней части крыла. Целесообразно применять на самолетах-бипланах и подкосных монопланах. Однако такое крыло имеет низкое значение критического числа Маха ($M_{кр}$), более высокое значение индуктивного сопротивления C_{xi} и больший вес конструкции по сравнению с крыльями другой формы в плане.

Прямые трапециевидные крылья получили широкое распространение на свободнонесущих монопланах, летающих с околозвуковыми скоростями. Оно обладает значительно меньшим индуктивным сопротивлением, меньшим весом

крыла при той же площади, лучшее использование внутренних объемов для размещения топлива.

К существенным недостаткам трапецевидных крыльев следует отнести:

- а) уменьшение эффективности элеронов вследствие срыва потока с концов крыла
- б) большую сложность в производстве, чем прямоугольное крыло

2) Самолеты со стреловидным крылом.

Стреловидное крыло применяется на таких самолетах, которые большую часть времени летают на трансзвуковых скоростях ($M=0,9 \div 1,8$).

Основная цель применения стреловидной формы крыла в плане, заключается в улучшении обтекания летательного аппарата и уменьшения волнового сопротивления при переходе через трансзвуковую зону.

Как известно, наибольшее волновое сопротивление $C_{xв}$ будет при такой скорости полета, когда образуются конуса возмущения совпадет с передней кромкой крыла т.е. когда произведение $V_{\infty} \cos \gamma$ станет равным скорости звука.

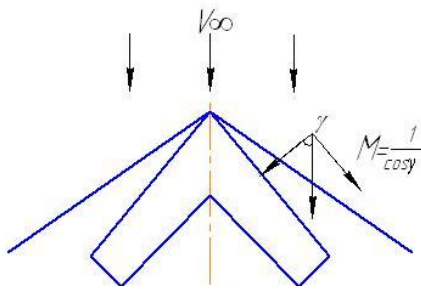


Рисунок 10

Соответствующее этой скорости и полета определяется из условия:

$$M = \frac{1}{\cos \chi}$$

Так например, для $\chi=60^\circ$ наибольшее волновое сопротивление имеет место при

$$M = \frac{1}{\cos 60^\circ} = 2$$

а для $\chi=45^\circ$ число $M=1,5$. Т.е. с увеличением стреловидности увеличивается число $M_{кр}$.

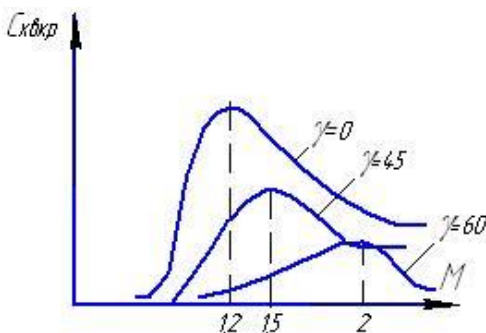


Рисунок 11

На увеличение $M_{кр}$ большое влияние оказывает относительная толщина профиля \bar{c} . В сверхзвуковой области полета $C_{хв}$ пропорционально $(\bar{c})^2$. Поэтому следует стремиться к уменьшению относительной толщины.

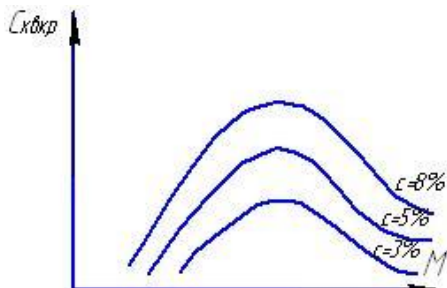


Рисунок 12

Для современных самолетов со стреловидными крыльями $\bar{c} = 0,06 \div 0,10$.

К важнейшим недостаткам стреловидного крыла можно отнести следующее:

1. большой вес конструкции стреловидного крыла объясняется сложностью крепления и передачи нагрузок на фюзеляж и необходимостью увеличения жесткости в целях сохранения эффективности элеронов.
2. подъемная сила стреловидных крыльев меньше чем у прямых (вследствие разложения скоростей)
3. у стреловидных крыльев срыв потока начинается с концов крыла при наибольших углах атаки. Срыв усугубляется скольжением воздуха вдоль крыла. Это приводит к ухудшению поперечной управляемости и эффективности механизации. Это явление можно частично устранить установкой гребней или запилов уменьшающих перетекание пограничного слоя.

3) Самолеты с треугольным крылом.

Треугольное крыло в плане получило широкое распространение в последние годы на сверхзвуковых

самолетах. Такие крылья имеют большую стреловидность $\chi=60\div 75^\circ$ и малое удлинение $\lambda=1,5\div 2,0$. Применение треугольных крыльев обеспечивает улучшение аэродинамических и весовых характеристик по сравнению со стреловидным и прямоугольным крылом.

Эти улучшения выражаются в следующем:

- 1) При переходе от дозвуковой к сверхзвуковой скорости полета у треугольного крыла смещение фокуса сравнительно мало и вместе с тем малы изменения характеристик статической устойчивости.
- 2) При применении треугольного крыла с дозвуковой передней кромкой в диапазоне чисел $M=1,0\div 1,3$ коэффициент волнового сопротивления $C_{xв}$ оказывается значительно ниже $C_{xв}$ прямого крыла и соизмерим с $C_{xв}$ стреловидного крыла с теми же значениями λ , χ , \bar{c} . При сверхзвуковой передней кромке коэффициент $C_{xв}$ оказывает несколько больше, чем для прямого крыла. Однако переходные явления для треугольного крыла протекают более плавно.
- 3) В сверхзвуковой зоне скоростей треугольное крыло обладает более высокими значениями аэродинамического качества, чем прямые и стреловидные крылья. Это объясняется тем, что у треугольных крыльев при увеличении подъемной силы лобовое сопротивление растет медленнее, чем у прямых и стреловидных. У прямых (рис. 13) и стреловидных (рис. 14) при сверхзвуковом обтекании на концах в зоне треугольников, отсекаемых конусами возмущений, происходит возрастание волнового сопротивления и падение подъемной силы, чего не происходит у треугольных крыльев.

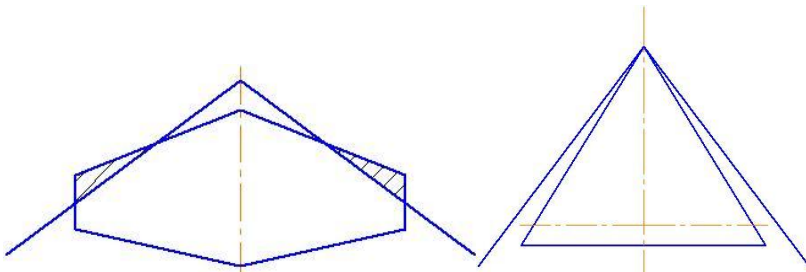


Рисунок 13

Рисунок 14

- 4) Оси вращения элеронов и средств механизации, расположенных по задней кромке треугольного крыла не имеет стреловидности, что повышает их эффективность на дозвуковых скоростях.
- 5) Крылья треугольной формы имеют большие размеры корневых хорд. В результате чего при относительно малой толщине профиля строительная высота оказывается сравнительно большой. Это увеличивает прочность и жесткость конструкции и улучшает использование внутренних объемов.

Однако наряду с указанными преимуществами треугольным крыльям свойственны и недостатки:

- 1) Максимальная подъемная сила соответствует таким большим углам атаки, которые не могут быть достигнуты на взлете и посадке при приемлемых длинах стоек шасси.
- 2) Аэродинамическое качество на дозвуковых скоростях меньше чем прямых и стреловидных.
- 3) Из-за малого размаха крыла и малого приращения коэффициента подъемной силы эффективность средств механизации недостаточна.

В практике современного самолетостроения нередко встречаются треугольные крылья двойной (рис. 15) или переменной (рис. 16) стреловидности по размаху.

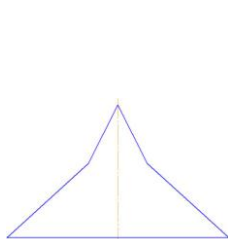


Рисунок 15

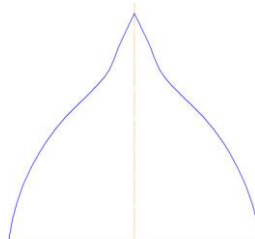


Рисунок 16

Это вызвано стремлением уменьшить смещение фокуса при переходе от дозвуковых до сверхзвуковых скоростей и уменьшения сопротивления от балансировки.

4) Самолеты с прямым крылом малого удлинения.

Крылом малого удлинения называется крыло с $\lambda < 2$. Прямое крыло малого удлинения целесообразно применять на самолетах, летающих большую часть времени на больших сверхзвуковых скоростях полета $M > 3,0$.

Прямое крыло обладает хорошими характеристиками на взлетно-посадочных режимах и меньшим волновым сопротивлением в сверхзвуковой области, чем треугольное и стреловидное крыло. Однако в транзвуковой области прямое крыло имеет худшие характеристики, а именно:

- большее возрастание волнового сопротивления и значительное перемещение фокуса
- увеличение веса конструкции из-за малой относительной толщины и небольших размеров хорд.

Прямые крылья малого удлинения рекомендуется применять для истребителей-перехватчиков и дальних тяжелых сверхзвуковых бомбардировщиков с $M \geq 2,8-3,2$.

5) Летательные аппараты с кольцевым крылом.

. Работы по созданию л.а. с кольцевым крылом проводятся параллельно с изучением аэродинамики кольцевых крыльев, их устойчивости и управляемости.

Кольцевое крыло имеет ряд преимуществ

Кольцевое крыло – это пространственное крыло очень малого удлинения, являющееся телом вращения с протоком. Удлинение кольцевого крыла условно определяется как отношение его диаметра D к длине (хорде) в $\lambda = \frac{D}{\hat{a}}$.

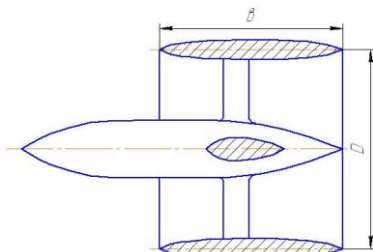


Рисунок 17

При малом удлинении и рациональной компоновке кольцевое крыло может оказаться более легким, чем крылья других типов, т.к. замкнутый контур и малый размер позволяет обеспечить необходимую прочность и жесткость при незначительном весе.

Наряду с этим использование площади кольцевого крыла хуже, чем у прямого. Действительно, площадь кольцевого

крыла равна $S_{кр} = \pi D \delta$, а площадь эквивалентного по несущей способности плоского крыла близка к величине двух площадей проекции кольцевого крыла, $S_{пл} = 2D\delta$, т.е. в 1,5 раза меньше. Однако размах прямого крыла с хордой, равной хорде кольцевого крыла будет равен $l=2D$, т.е. в 2 раза больше, чем у кольцевого крыла. Отсюда следует, что кольцевое крыло позволят получить необходимую подъемную силу при размахе меньше, чем любое другое крыло, а это очень важно для летательных аппаратов, базирующихся на кораблях или самолетах-лотках. Кроме того повышению подъемной силы способствуют горизонтальные пилоны крепления крыла к корпусу.

Особый интерес представляет применение кольцевого крыла у л.а. с ПВРД с прямоточными воздушно-реактивными двигателями, где кольцевое крыло может использоваться как внешний контур двигателя. При этом должны быть выполнены следующие условия: площадь поперечного сечения кольца между крылом и фюзеляжем должны соответствовать площадям поперечных сечений тракта ПВРД с оптимальными для данного л.а. тяговыми и расходными характеристиками.

Кольцевое крыло целесообразно применять для летательных аппаратов с вертикальным взлетом. В этом случае полная симметричность кольцевого крыла обеспечивает отсутствие искажения траектории л.а. при взлете, что присуще самолетам с плоским крылом.

К недостаткам кольцевого крыла следует отнести его меньшую несущую способность по сравнению с плоским крылом, несколько большее сопротивление, обусловленное наличием пилонов.

Очень большим недостатком является сложность применения такого л.а. Т.е. кольцевое крыло может быть целесообразным для л.а. с ПВРД.

Определение основных параметров самолета

Определение взлетного веса самолета.

Определение взлетного веса самолета является самой главной задачей на этапе эскизного проектирования. От правильного выбора взлетного веса G_0 зависят все основные летные характеристики и геометрические параметры проектируемого самолета, ибо вес G_0 является исходной величиной для их определения.

Например, площадь крыла S определяется по известной удельной нагрузке на крыло P_0 и взлетному весу самолета.

$$P_0 = \frac{G_0}{P_0},$$

откуда

$$S = \frac{G_0}{P_0}$$

В зависимости от площади крыла определяются площади элеронов и средств механизации, площади горизонтального и вертикального оперения, рулевых поверхностей и т.д.

Если вес самолета окажется больше расчетного, то это приведет к:

- а) ухудшению летных характеристик
- б) уменьшению веса полезной нагрузки
- в) снижению прочности конструкции

Если взлетный вес окажется меньше расчетного, то это означает, что:

- а) увеличены размеры самолета
- б) повышены расчетные нагрузки
- в) необходимо увеличение тяги силовой установки, а следовательно возрастанию веса самолета и веса топлива.

Отсюда понятно насколько важно точно определить взлетный вес проектируемого самолета.

Однако задача определения взлетного веса усложняется тем, что суммарный вес самолета зависит от его составляющих которые в свою очередь зависят от взлетного веса.

Например, вес силовой установки

$$G_{c.y} = P_{c.y} \gamma_{c.y}$$

где $P_{c.y}$ – суммарная тяга двигателей, $\gamma_{c.y}$ – удельный вес силовой установки.

Но с другой стороны тяга силовой установки определяется как

$$P_{c.y} = Q = C_x \frac{\rho V^2}{2} S \frac{G}{G} = C_x \frac{\rho V^2}{2P} G$$

Подставляя это значение в вышеприведенную формулу, получим:

$$G_{c.y} = \frac{C_x \rho V^2 \gamma_{c.y}}{2P} G$$

т.е. имеем зависимость $G_{c.y} = f(G)$.

Кроме того вес топлива зависит от полного веса самолета

$$G_T = C_k L_{\max}$$

где C_k – километровой расход,
 L_{\max} – расчетная максимальная дальность.

Километровой расход определяется через тягу и удельный расход топлива, т.е.

$$C_k = P_{c.y} \frac{C_e}{V}$$

Или подставляя значение $P_{c.y}$ получим вес топлива

$$C_m = C_x \frac{\rho V^2}{2P} \frac{C_e}{V} L_{\max} G = \frac{C_x C_e \rho V L_{\max}}{2P} G$$

т.е. и здесь имеем $G_m = f(G)$.

Ну, а поскольку вес самолета зависит от слагаемых, представляющих собой функции веса, то для определение веса G_0 необходимо применить метод последовательного приближения.

Определение веса самолета первого приближения.

Взлетный вес первого приближения можно определить из уравнения весового баланса, предложенного В.Ф. Болховитиновым.

Вес самолета можно представить как сумму весов:

$$G_0 = \underline{G_{кр}} + \underline{G_{c.y}} + \underline{G_{об}} + \underline{G_T} + \underline{G_{п.н}} + \underline{G_{сл}}$$

$G_{\text{пуст}}$ $G_{\text{н}}$

Вес пустого самолета складывается из веса конструкции самолета $G_{\text{кр}}$, веса силовой установки $G_{\text{с.у}}$ веса оборудования и управления $G_{\text{об}}$.

Вес полной нагрузки $G_{\text{н}}$ включает вес топлива $G_{\text{т}}$, веса полезной нагрузки $G_{\text{п.н}}$ и веса служебной нагрузки (экипаж и снаряжение).

Вес полезной нагрузки $G_{\text{п.н}}$, вес служебной $G_{\text{сл}}$ и вес оборудования обычно задаются тактико-техническими требованиями заказчика.

Разделим уравнение весового баланса почленно на вес самолета.

$$1 = \overline{G}_k + \overline{G}_{\text{с.у}} + \overline{G}_T + \frac{G_{\text{нл}} + G_{\text{сл}} + G_{\text{об}}}{G_0}$$

где

$$\overline{G}_k = \frac{G_k}{G_0},$$

$$\overline{G}_{\text{с.у}} = \frac{G_{\text{с.у}}}{G_0} \quad \text{относительные веса конструкции, силовой}$$

установки и топлива, соответственно.

Из уравнения относительных весов можно определить вес самолета первого приближения.

$$G_0^1 = \frac{G_{\text{п.н}} + G_{\text{сл}} + G_{\text{об}}}{1 - (\overline{G}_k + \overline{G}_{\text{с.у}} + \overline{G}_T)}$$

Как уже отмечалось $G_{п.н}$, $G_{сл}$, $G_{об}$ задаются ТТТ. Относительные веса конструкции, силовой установки и топлива определяются на основе статических данных. Примерные значения их следующие:

Тип самолета	\bar{G}_e	$\bar{G}_{п.б}$	\bar{G}_o
Истребители	0,27÷0,32	0,18÷0,24	0,15÷0,2
Тяжелые бомбардировщики	0,22÷0,26	0,15÷0,2	0,40÷0,65
Пассажирские	0,23÷0,30	0,10÷0,14	0,15÷0,45
С-х самолеты спортивные	0,26÷0,30	0,15÷0,18	0,10÷0,15

Таблица 1

Определение веса самолета во втором приближение.

При определенном весе самолета второго приближения уточняют вес силовой установки и вес топлива. Последовательность определения данных может быть представлена в следующем виде:

$$P \rightarrow C_y \rightarrow C_x \rightarrow P_{V,n} \rightarrow P = f(M) \rightarrow \gamma_{ов} \rightarrow \gamma_{с.у} \rightarrow G_{с.у}^{\text{II}} \rightarrow G_T^{\text{II}}$$

- а) удельная нагрузка на крыло P определяется либо из условия обеспечения одной из летных характеристик – V_{\max} , $V_{у\max}$, L_{\max} , H_{\max} .
В большинстве случаев удельная нагрузка определится на основе обработки статических данных подобных самолетов.

Тип самолета	P
Истребители с Δ крылом	250÷350
Истребители с трапецевидным крылом	350÷450
Дозвуковые $G=30-40$ т	300÷320
Дозвуковые $G=50\div 80$ т	400-450
Дозвуковые $G=100\div 150$ т	480-530
Дозвуковые $G>150$ т	550-630
Сверхзвуковые тяжелые	450-550

Таблица 2

$$P_0 = \frac{C_{y_{\text{нос}}} V_{\text{нос}}^2}{180(1 - 0,8\overline{G}_T - \overline{G}_{c.z})}$$

- б) Коэффициент подъемной силы C_y определяется из обеспечения заданной посадочной скорости.

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2P}{C_{y_{\text{нос}}}\rho_0}} = 4\sqrt{\frac{P}{C_{y_{\text{нос}}}}}$$

откуда

$$C_{y_{\text{нос}}} = 16\frac{P}{V_{\text{пос}}^2}$$

Для горизонтального полета

$$G = Y = C_{y_n} \frac{\rho_n V_n^2}{2} S$$

Следовательно

$$C_{yH,v} = \frac{\rho}{q_H}$$

Если продувок моделей нет, то можно взять

для трапецевидных крыльев	$C_{y\text{упос}}=2,2\div 2,5$
для стреловидных крыльев	$C_{y\text{упос}}=1,8\div 1,0$
для треугольных крыльев	$C_{y\text{упос}}=2,2\div 2,5$

- в) коэффициент лобового сопротивления C_x определяют из поляры самолета или поляры самолета-прототипа. Зная коэффициент $C_{yH,v}$ определяют коэффициент $C_{xH,v}$

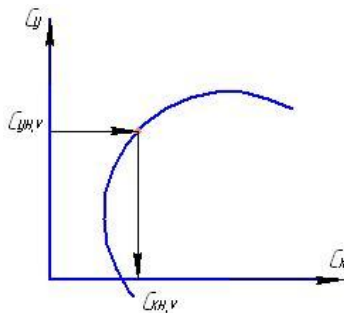


Рисунок 18

- г) Потребная тяга P самолета на заданной скорости полета находится по формуле

$$P_{H,v} = C_{xH,v} q_H \frac{G_0}{P} \rightarrow P_0 = \frac{P_{Hv}}{1.2\xi\Delta}$$

по каталогу двигателей подбирают характеристики двигателей для заданной скорости и высоты полета.

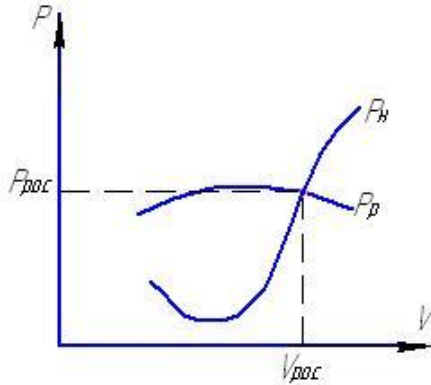


Рисунок 19

Кривую внешней характеристики двигателя $P_p=f(V)$ совмещают с кривой потребной тяги, полученной из аэродинамического расчета для того чтобы проверить обеспечивает ли двигатель заданные летные характеристики.

д) Удельный вес двигателя $\gamma_{дв}$ и силовой установки $\gamma_{с.у.}$

Удельный вес двигателя $\gamma_{дв} = \frac{G_{дв}}{P_0}$ задается в паспорте

двигателя. Удельный вес силовой установки определяется по формуле:

$$\gamma_{с.у.} = \frac{G_{с.у.}}{P_{с.у.}} = K\lambda_{дв} + a$$

где a – коэффициент, учитывающий влияние расположения двигателей на вес силовой установки.

$a=0,07$ для двигателей расположенных в фюзеляже

$a=0,08$ для двигателей расположенных на крыле по бортам фюзеляжа

$a=0,1$ для двигателей, подвешенных на пилонах к крылу
 $a=0,09 \div 0,11$ для двигателей расположенных в хвостовой части фюзеляжа

$$K = \frac{G_{c.y}}{\sum G_{дв}} - \text{коэффициент, показывающий во сколько}$$

раз вес силовой установки больше веса двигателей.

Для современных самолетов

Истребителей	$K=1,25$
Тяжелых дозвуковых	$K=1,6$
Тяжелых сверхзвуковых	$K=1,75$
Для самолетов с ТВД	$K=2,0$

Таблица 3

Удельный вес двигателей составляет:

Для гражданских	$\gamma_{дв}=0,22 \div 0,28$
Для военных	$\gamma_{дв}=0,14 \div 0,18$

Таблица 4

- е) Вес силовой установки $G_{c.y}^{\Pi}$ во втором приближении находят по следующей формуле

$$G_{c.y}^{\Pi} = \sum P_{дв} \gamma_{c.y}$$

Суммарная тяга двигателей должна быть равна на данной высоте и скорости полета P_p .

ж) Вес топлива G_0^{II} находим, используя из паспорта двигателя удлинённый расход топлива, что позволяет определить вес топлива на заданной высоте и заданной скорости полета

$$G_T^{\text{II}} = \beta C_{\text{env}} P_{\text{vнiю}} T n$$

или

$$G_T^{\text{II}} = \beta C_{\text{env}} P_{\text{vнiю}} \frac{L}{V_n} n$$

где

T - продолжительность полета в час

L - заданная дальность

β - 1,2÷1,4 - коэффициент учитывающий вес аэронавигационного запаса и не вырабатываемое топливо в системе.

n - количество двигателей

Уточнив вес силовой установки и вес топлива определяют затем взлетный вес второго приближения

$$G_0^{\text{III}} = \frac{G_{\text{n.n}} + G_{\text{сл.n}} + G_{\text{об}} + G_{\text{с.у}}^{\text{II}} + G_T^{\text{II}}}{1 - \bar{G}_k}$$

Затем находят величину $S = \frac{G_0^{\text{II}}}{P}$

По известной площади крыла определяют параметры и размеры основных частей самолета, приступают к компоновке самолета, разрабатывают и уточняют общий вид и рассчитывают вес конструкции частей самолета, используя

весовые формулы. После этого определяют вес самолета в третьем приближении:

$$G_0^{\text{III}} = G_{\text{п.н}} + G_{\text{сл.н}} + G_{\text{об}} + G_{\text{с.у}}^{\text{II}} + G_T^{\text{II}} + G_{\text{к}}^{\text{III}}$$

и далее составляют весовую сводку.

Определение взлетного веса самолета методом эмпирических формул.

Указанный метод расчета взлетного веса не единственный. Можно привести так называемый метод эмпирических формул.

Сущность его заключается в следующем. Запишем уравнение относительных весов:

$$\sum \bar{G} = \bar{G}_{\text{п.н}} + \bar{G}_{\text{сл.н}} + \bar{G}_{\text{об}} + \bar{G}_{\text{с.у}} + \bar{G}_T + \bar{G}_{\text{к}} = 1$$

Величина $G_{\text{п.н}}$, $G_{\text{сл}}$, $G_{\text{об}}$ задаются ТТТ и считаются известными. Задаются весом первого приближения G_0^1 и определяются $\bar{G}_{\text{п.н}}$, $\bar{G}_{\text{н.н}}$, $\bar{G}_{\text{об}}$.

Относительный вес конструкции $\bar{G}_{\text{к}}^1$, вес силовой установки $\bar{G}_{\text{с.у}}^1$ и вес топлива \bar{G}_T^1 определяются по эмпирическим формулам для данного типа самолета. Эти формулы можно найти в учебниках Бадягин и др. «Проектирование самолетов» им. Горощенко и др. «Эскизное проектирование самолетов».

Например. Военные сверхзвуковые самолеты.
Относительный вес конструкции определяется по формуле:

$$\overline{G}_k^I = 0,008 \sqrt{\frac{G_0^I}{P} + \frac{10}{P} + \frac{6000}{G_0^I}} + 0,025$$

Относительный вес силовой установки:

$$\overline{G}_{c.y}^I = 1,3 \sqrt{\frac{7800}{\frac{P_0}{S_M}} \gamma_{\text{дв}} t_0} + \frac{2200}{G_0^I}$$

где

P_0 – стартовая тяга всех двигателей,
 S_M – площадь миделевого сечения за
 исключением гондол двигателей,
 t_0 – стартовая тяговооруженность.

И наконец, относительный вес топлива:

$$G_T^I = G_{Tн.в}^I + G_{Tкр}^I + G_{тен}^I + G_{Tн.з}^I + G_{Tн.с}^I$$

где

$$\overline{G}_{Tн.в}^I, \overline{G}_{Tкр}^I, \overline{G}_{Tсн}^I, \overline{G}_{Tн.з}^I, \overline{G}_{Tн.с}^I,$$

соответственно относительный вес топлива набора высоты, крейсерского полета, снижение навигационного запаса, не вырабатываемое топливо из системы.

Относительные веса топлива набора высоты и снижения $\overline{G}_{\text{д\ddot{a}}}^I$ и $\overline{G}_{\text{д\ddot{и}}}^I$ можно взять из статистики:

$$\overline{G}_{Tн.в}^I = 0,1 \div 0,13$$

$$\overline{G}_{Tсн}^I = 0,02 \div 0,03$$

относительный вес топлива на режиме крейсерского полета

$$\bar{G}_{Tкр}^1 = \left(1 + \bar{G}_{Тнв}^1 + \bar{G}_{Тсн}^1 \right) \left[1 - e^{-\frac{2(L-400M)C_e}{(V_{кр}-V_0)K_{кр}}} \right]$$

где

L – дальность полета по формуле Бреге

V_0 – скорость встречного ветра

$K_{кр}$ – аэродинамическое качество на крейсерском режиме полета $K_{кр}=7,5 \div 7,8$

C_e – удельный расход топлива при крейсерском режиме полета

$$C_e = 1,25 \div 1,7$$

Аэронавигационный запас топлива используется в непредвиденных обстоятельствах полета: при сильном встречном ветре, обходе грозовой облачности, при посадке на запасной аэродром.

Относительный вес навигационного запаса:

$$\bar{G}_{Тнз}^1 = 0,8 \left(\frac{C_e}{K} \right)_{M=1}$$

Относительный вес не вырабатываемого топлива:

$$\bar{G}_{Тн.с}^1 = 0,006$$

Зная относительные веса \bar{G}_T^1 , $\bar{G}_к^1$, $\bar{G}_{с.у}^1$ определяют $\sum \bar{G}^1$

В общем случае она не равна единице, т.е. $\sum \bar{G}^1 \neq 1$

Задаются взлетным весом второго приближения G_0^{II} и определяют $\sum \bar{G}^{\text{II}}$ и т.д. Затем строят кривую $\sum \bar{G} = f(G_0)$ и определяют взлетный вес удовлетворяющий эмпирическим формулам.

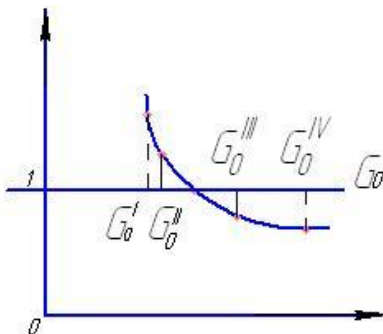


Рисунок 20

Выбор двигателя для силовой установки.

Правильный выбор двигателя для проектируемого самолета так же, как и определение взлетного веса, имеет исключительное значение для достижения наилучших летно-технических данных.

На существующих самолетах в настоящее время применяются поршневые двигатели, воздушно-реактивные двигатели и жидкостно-реактивные двигатели.

Поршневые двигатели применяются сейчас лишь на легких самолетах с небольшой скоростью полета. Жидкостно-реактивные применяются на экспериментальных самолетах или в качестве вспомогательных силовых установках.

Наибольшее распространение в авиации получили воздушно-реактивные двигатели к которым относятся турбореактивные двигатели (ТРД), турбореактивные двигатели с форсажной камерой (ТРДФ), турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) или как их еще называют турбовентиляторные (ТВРД) и турбовинтовые двигатели (ТВД).

При выборе двигателя необходимо стремиться, чтобы силовая установка обладала:

- а) достаточной тягой или мощностью на расчетной скорости и высоте
- б) возможно большей экономичностью
- в) возможно меньшим весом и размерами

Оценить пригодность того или иного двигателя в первом приближение можно путем сравнения энергетических и экономических характеристик, т.е. зависимость тяги P и удельного расхода топлива C_e от скорости и высоты. При этом необходимо учитывать также удельный вес двигателя и его габаритные размеры.

Двигатели для дозвуковых самолетов.

Наиболее ранним типом двигателей, которые применялись для дозвуковых самолетов являются поршневые двигатели. В настоящее время поршневые двигатели применяются лишь на очень легких самолетах (спортивных, санитарных, туристических летающих с небольшой скоростью).

Особенностью конструкции и принципов работы поршневых приводит к тому что относительный вес силовой установки $\bar{G}_{c,y}$ очень сильно растет с увеличением скорости.

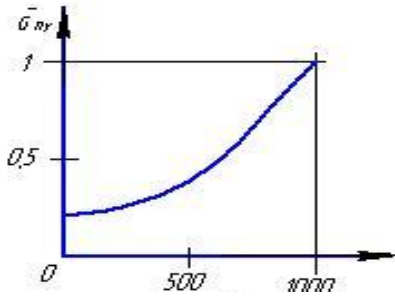


Рисунок 21

Так для скорости $V=800$ км/час и $H_p=5000$ м. силовая установка с ПД составляет 55% от веса самолета, а при скорости $V=900$ км/час вес силовой установки составляет 80%.

Это делает невозможным создание целесообразного самолета с ПД даже для скоростей $V=800\div 900$ км/час.

В связи с этим были разработаны турбовинтовые двигатели, использующие принцип газовой турбины и применение винта в качестве двигателя. Силовые установки с ТВД получаются легче в 2 с лишним раза чем силовые установки с ПД. Турбовинтовые двигатели позволяют достичь скоростей близких к скорости звука.

Особенность поршневого винтового двигателя и турбовинтового двигателя состоит еще и в том, что они развивают тяговую мощность, почти не зависящую от скорости полета V .

$$N_p = N_e \eta_s = \frac{PV}{75} \approx const.$$

При больших скоростях полета вследствие появления волнового кризиса на концах воздушного винта КПД винта начинает резко падать, что приводит к уменьшению мощности.

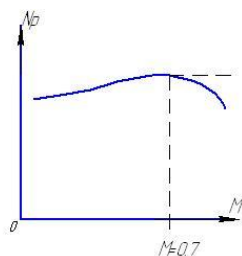


Рисунок 22

Однако применение околозвуковых винтов, т.е. винтов, спроектированных для околозвуковых скоростей полета, позволяет сохранить тяговую мощность до чисел $M=0,85\div 1,0$

По экономичности силовые установки с ПД и ТВД на малых скоростях не имеют себе равных. Однако с увеличением скорости до $M\approx 1$ удельный расход C_e значительно растет. Таким образом поршневые двигатели с ТВД целесообразно применять на мелких скоростях до скорости $V=500\div 600$ км/час и до высоты $H=5000\div 6000$ м.

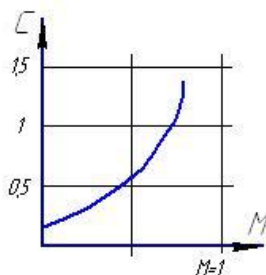


Рисунок 23

В последние годы на дозвуковых самолетах все большее применение получают двухконтурные турбореактивные двигатели ТРДД и ТВРД. Эти двигатели считаются наиболее

перспективными для пассажирских самолетов средней и большой дальности со скоростью полета $M=0,75\div 1,0$.

Большим преимуществом ТРД в частности ТРДД по сравнению поршневым является то, что тяга таких двигателей мало изменяется в диапазоне чисел $M=0\div 1$ и интенсивно растет в диапазоне чисел $M=1\div 2,5$.

Примерное изменение тяги ТРД с изменением M можно представить графиком $\xi = \frac{P}{P_0}$, где P_0 – стартовая тяга.

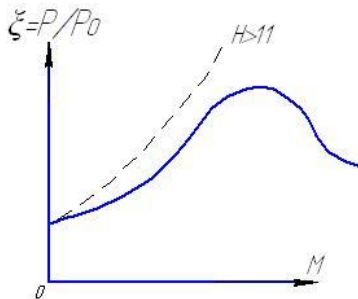


Рисунок 24

С увеличением высоты полета ξ турбореактивных двигателей увеличивается.

Преимуществом ТРДД является также меньший расход топлива чем у ТРД, но несколько больше чем у ПД и ТВД.

ТРДД обладает высоким отношением взлетной тяги к крейсерской, что позволяет самолету с ТРДД по сравнению с другими типами силовой установки иметь лучшие взлетно-посадочные характеристики. Ресурс этого типа двигателей наиболее высок и равен $8000\div 10000$ часов.

Турбореактивные двигатели имеют значительно меньший удельный вес $\gamma=0,15\div 0,23$.

Все это позволяет считать, что на скоростях полета $M=0,75\div 1,0$ ТРДД наиболее выгодны.

Двигатели для сверхзвуковых самолетов.

На сверхзвуковой скорости полета наиболее экономичными являются два типа двигателей это ТРД и ТРДД. Удельный расход топлива у ТРД несколько выше, чем у ТРДД, но незначительно отличается для обоих типов двигателей.

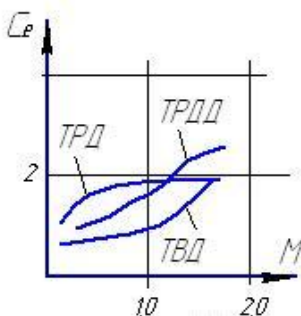


Рисунок 25

При длительном сверхзвуковом полете при $M\approx 2,0$ можно использовать оба типа двигателей и ТРД и ТРДД. Если же сверхзвуковой самолет часто совершает полет на дозвуковой скорости, то выгоднее применять ТРДД.

Двигатели для гиперзвуковых скоростей.

Применение турбореактивных двигателей для самолетов ограничивается числом $M=3,5$. Для полета на больших скоростях нужно применять прямоточно-воздушные реактивные двигатели или жидкостно-реактивные двигатели (ТРД).

Тяга таких двигателей почти постоянно или чуть-чуть увеличивается с ростом скорости. Однако удельный расход для ЖРД слишком высок. Для ПВРД удельный расход топлива уменьшается с ростом скорости, но на скорости $M=0,7\div 1,5$ намного превышает (порядка в 10 раз) удельный расход ТРД.

Поэтому, наиболее перспективными для гиперзвуковых скоростей являются комбинированные силовые установки ТРД+ТВРД.

В таких комбинированных двигателях ТРД работает до скорости соответствующей числу $M=3,5$, а при дальнейшем увеличении скорости газотурбинный тракт закрывается и на гиперзвуковых скоростях двигатель работает как ПВРД.

Рассмотренные выше характеристики двигателей могут иметь определенные отличия даже для одного типа. При сравнении двигателей чаще всего оказывается, что одни характеристики лучше у одного двигателя, другие лучше у другого.

Чтобы правильно выбрать тот или иной двигатель следует произвести аэродинамический расчет самолета с каждым двигателем. Затем по полученным летным характеристикам оценить степень удовлетворения предъявляемых требований.

Для современных тяжелых пассажирских и военных самолетов двигатели проектируются специально под заданные характеристики самолета. Конструкторы самолетов и конструкторы двигателей проводят большие исследовательские работы, после выполнения которых, вопрос о выборе двигателя может быть решен окончательно. Специфическим вопросом при проектировании тяжелых самолетов является выбор числа двигателей. Можно ведь выбрать один-два двигателя с большой тягой. Необходимое количество двигателей зависит от целого ряда факторов,

обусловленных назначением и летными характеристиками самолета. Главными из них являются безопасность полета, экономичность и стартовая тяговооруженность. Следует отметить, что выбор числа двигателей до настоящего времени является недостаточно разработанными вопросами проектирования самолетов.

Компоновка и центровка самолета.

Ранее уже указывалось, что после определения взлетного веса второго приближения следует определение основных размеров его частей и уточнение веса конструкции.

Затем приступают к компоновке самолета. Под компоновкой самолета понимают взаимную пространственную увязку частей самолета, их формы и конструктивно-силовой схемы с размещением двигателей, экипажа, основных грузов и снаряжения. Компоновку начинают после того как сделан чертеж крыла в плане, определены величина и положение средней аэродинамической хорды, а также величина плеча горизонтального оперения $L_{г.о.}$ относительно центра тяжести. Положением центра тяжести в начале проектирования задаются на расстоянии $0,25 \div 0,35\% V_{сах}$

Определение величины $V_{сах}$ и $L_{г.о}$

Существуют два способа определения средней аэродинамической хорды крыла.

1. Графический метод, который дает возможность найти $V_{сах}$ по известным геометрическим параметрам крыла b_0 , b_k , l , γ° , где b_0 и b_k корневой и концевая хорда крыла.

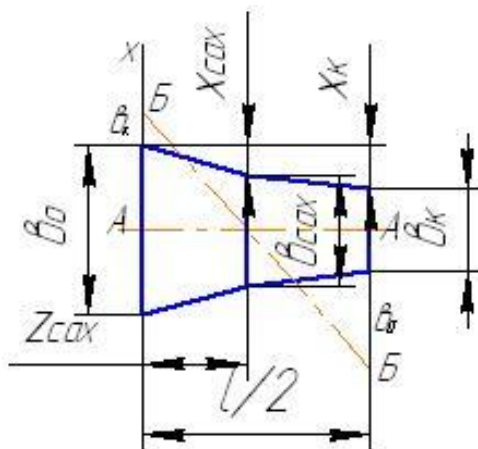


Рисунок 26

Для этого вычерчивают крыло в плане в определенном масштабе и через середины b_0 и b_k проводят вспомогательную линию $A-A$. По оси x к величине b_0 отклоняют b_k , а по линии параллельной оси $x-x$, проходящей через b_k откладывают b_0 в противоположную сторону. Через точки $B-B$ проводят вторую вспомогательную линию. Хорда крыла в точке пересечения этих линий и даст величину и положение $b_{сах}$.

Положение средней аэродинамической хорды крыла по оси x определяют обычно расстоянием от ее носка до перпендикуляра к оси самолета, проведенного из носка корневой хорды.

2. Аналитический метод позволяет по известным параметрам крыла определить $b_{сах}$.

В общем виде для произвольной формы крыла в плане, величина $b_{сах}$ и положение $x_{сах}$ определяются интегралами:

$$e_{cax} = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} e^2 dz$$

$$x_{cax} = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} x e v dz$$

В настоящее время применяются трапециевидные и треугольные крылья.

Для трапециевидных крыльев любой стреловидности удобны следующие простые формулы:

$$e_{cax} = \frac{2}{3} \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta(1 + \eta)} e_0$$

$$x_{cax} = \frac{1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1} x_k$$

где

$$\eta = \frac{e_0}{e_k} - \text{сужение крыла,}$$

x_k – расстояние от носка концевой хорды до перпендикуляра к оси самолета.

Для треугольного крыла с задней кромкой перпендикулярной оси симметрии формулы несколько проще

$$e_{сax} = \frac{2}{3}e_0$$

$$x_{сax} = \frac{1}{3}x_1 = \frac{1}{3}e_0.$$

Для крыла двойной или любой стреловидности можно определить $v_{сax}$ каждой из трапецевидных частей. Затем принимая $v_{сax}$ каждой части за e_0^I и e_k^I можно найти $v_{сax}$ всего крыла.

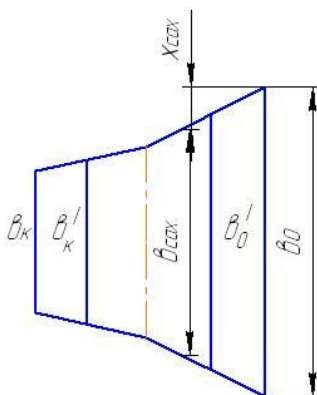


Рисунок 27

Определив среднюю аэродинамическую хорду крыла, задаются затем положением центра тяжести всего самолета в пределах $(0,25 \div 0,35) v_{сax}$ и определяют плечо горизонтального оперения. Под плечом горизонтально оперения $L_{г.о}$ понимают расстояние и горизонтали от центра тяжести самолета до точки приложения подъемной силы горизонтального оперения. Обычно принимают для дозвуковых самолетов, что точка

приложения $У_{г.о}$ находится на 0,25 от средней геометрической хорды оперения, на сверхзвуковых на 0,5 от $в_{сах}$.

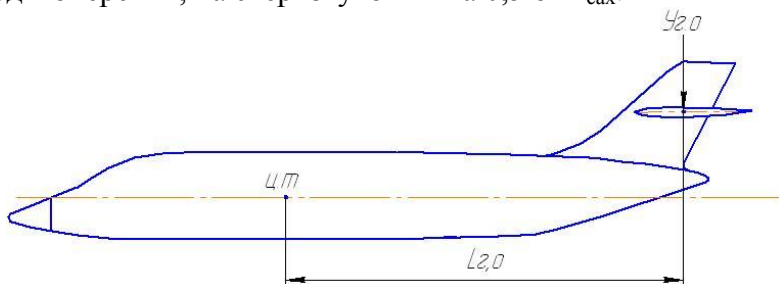


Рисунок 28

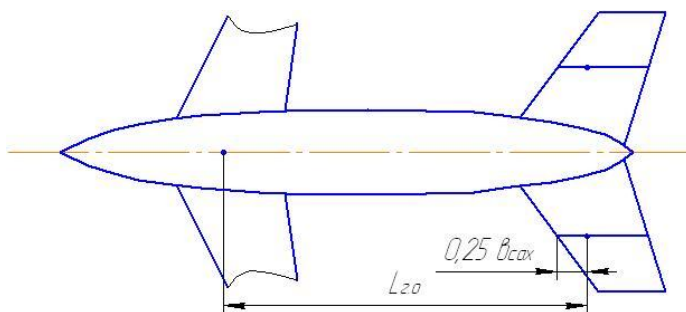


Рисунок 29

От величины $L_{г.о}$ в сильной степени зависят характеристики устойчивости и управляемости самолета. С увеличением $L_{г.о}$ устойчивость увеличивается, но в то же время снижается изгибная и крутильная жесткость хвостовой части фюзеляжа, что может привести к возникновению колебаний.

Многолетний опыт, накопленный конструкторами, позволил выработать рациональные пределы для увеличения $L_{г.о}$.

Для самолетов с крыльями большого и среднего удлинения $\lambda=3\div 10$ величину $L_{г.о}$ выбирают в пределах

$(2,0 \div 3,5) v_{\text{сах}}$. Причем для больших тяжелых самолетов берут большую величину для легких самолетов – меньшие.

Для самолетов с крыльями малых удлинений $\lambda < 3$ величину $L_{г.о}$ выбирают в пределах

$$L_{г.о} = (1,2 \div 2,5) v_{\text{сах}}$$

При этом меньшие значения надо брать для треугольных крыльев, большие значения для трапециевидных, т.к. для треугольных крыльев $v_{\text{сах}}$ всегда больше.

Выбранная величина $L_{г.о}$ в процессе компоновки уточняется исходя из компоновочных соображений и условий центровки.

Величина аэродинамического момента, создаваемое оперением можно определить формулой

$$M_{on} = q C_y^\alpha \lambda_{г.о} S_{on} L_{г.о}$$

Отсюда видно, что увеличение $L_{г.о}$ приводит к уменьшению площади оперения и уменьшению веса конструкции оперения. При уменьшении $L_{г.о}$ уменьшается вес фюзеляжа, но увеличивается $S_{г.о}$ и вес оперения. Очевидно, что существует такая комбинация $L_{г.о}$ и $S_{г.о}$ когда вес оперения и фюзеляжа будет наименьшим. Расчеты показывают, что указанные пределы $L_{г.о}$ дают наивыгоднейшие результаты.

Компоновка самолетов.

При компоновке самолета окончательно определяется взаимное положение основных частей: крыла, фюзеляжа, оперения, а также определяются схема и расположение силовой установки, шасси, размещение основных грузов, пассажиров, экипажа, вооружения, различного оборудования. При этом учитываются эксплуатационные, тактические

требования, требования технологии, условия комфорта, и безопасности пассажиров.

В процессе компоновки решаются вопросы выбора конструктивной силовой схемы, вопросы передачи и увязки сил, идущих с одного агрегата самолета на другой, рассматривается передача сил от грузов на конструкцию агрегата.

Компоновка самолета производится с помощью компоновочного продольного разреза самолета, поперечных сечений и разреза в плановой проекции. Компоновочный разрез вычерчивается обычно в крупном масштабе $M=1:2$, $1:5$, $1:10$.

При компоновке необходимо стремиться так располагать расходуемые в полете грузы, чтобы центр тяжести в полете почти не изменялся.

При компоновке самолета следует выполнять главнейшие требования:

1. Топливо надо располагать так, чтобы его центр тяжести находился как можно ближе к центру тяжести самолета.
2. Большую часть топлива следует располагать в крыле. Это приводит к разгрузке крыла и уменьшению веса конструкции.
3. Сбрасываемые в полете грузы должны быть расположены таким образом, чтобы их центр тяжести совпадал с центром тяжести самолета.
4. Двигатели надо располагать так, чтобы вектор тяги проходил через центр тяжести самолета или вблизи него.
5. Крыло следует располагать так, чтобы центр тяжести самолета размещался на расстоянии, приблизительно равном $0,25 \div 0,35$ от величины $V_{сах}$ от носка аэродинамической хорды.

6. Величина $L_{г.о}$ в соответствии со схемой самолета должна укладываться в диапазоне $L_{г.о}=(1,2 \div 3,5)V_{сах}$.
7. В целях уменьшения веса фюзеляжа желательно, чтобы силовые элементы крыла проходили через фюзеляж неразрезанными.
8. Разрабатывается в процессе компоновки конструктивно-силовая схема должна обеспечивать достаточно простую технологию общей и агрегатной сборки и изготовления деталей.
9. Конструктивно-силовая схема должна удовлетворять требованиям наиболее удобного расположения люков и разъемов, размещения оборудования, силовой установки грузов

Центровка самолета.

Процесс компоновки самолета неразрывно связан с определением центра тяжести. Причем, как было сказано, необходимо, чтобы проекция центра тяжести самолета располагалась в определенном месте длины $V_{сах}$.

Центровкой самолета называют - процесс определения положения центра тяжести самолета относительно начала средней аэродинамической хорды крыла $V_{сах}$ при различных вариантах загрузки.

На практике под словом «центровка» понимают положение центра тяжести в долях или процентах от $V_{сах}$.

Расчету центровки обязательно предшествует составление весовой сводки. Весовую сводку составляют на основании весовых расчетов и требований заказчика относительно служебной, полезной нагрузки и веса оборудования. При составлении весовой сводки необходимо

придерживаться строгого порядка в расположении входящих в сводку наименований. Вначале записывают составные части конструкции, затем силовой установки, оборудование, снаряжение и т.д. Против каждого наименования записывают соответствующий вес.

	G_i	X_i	$G_i X_i$	Y_i	$G_i Y_i$
<u>1. конструкция:</u> крыло фюзеляж Г.О. В.О. Управление Шасси (выпущено, убрано)					
<u>2.Силовая установка</u> Двигатели Воздушные винты Гондолы, капоты, пилоны Системы двигателей					
3. Оборудование и снаряжение					
4. Служебная нагрузка					
5. Топливо					
6. Экипаж					
7. Боевая и платная нагрузка					
	$\sum G_i$		$\sum G_i X_i$		$\sum G_i Y_i$

Таблица 5

Весовая ведомость одновременно служит и центровочной ведомостью. Поэтому за графой веса помещаются графы с указанием координат центров тяжести и статических моментов грузов. Обычно центровка определяется по двум осям – горизонтальной Ox и вертикальной Oy . Ось Oy проводят через носовую точку фюзеляжа, а ось Ox через оси колес выпущенного шасси.

Вначале производят расчет центровки с учетом только крупных грузов и агрегатов, а затем при достижении удовлетворительных результатов проводят окончательный расчет. Координаты ц.т. в выбранных осях определяют по формулам.

$$x_{ц.т.} = \frac{\sum G_i X_i}{\sum G_i}$$

$$y_{ц.т.} = \frac{\sum G_i Y_i}{\sum G_i}$$

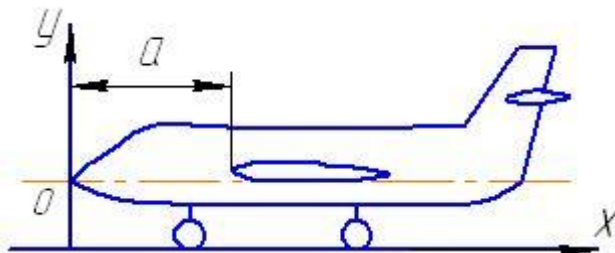


Рисунок 30

Относительное положение ц.т. определяют в виде

$$\bar{x}_{ц.м} = \frac{x_{ц.м.} - a}{b_{сах}},$$

где a – расстояние от начала координат до $B_{сах}$.

Центровку самолета следует производить для следующих вариантов:

- а) полный взлетный вес
- б) вес самолета при $(0,15 \div 0,2)St$ без расходной нагрузки
- в) перегоночный вариант (для транспортных самолетов) при максимальном весе топлива без полезной нагрузки.
- г) при перегрузочном варианте (при наличие такового)
- д) пустой самолет с выпущенным шасси
- е) с топливом и выпущенным шасси.

Первые четыре варианта рассчитываются как с выпущенным так и с убранном положением шасси.

Последние два варианта необходимы для того, чтобы определить возможность заваливания самолета на хвост при стоянке как пустого самолета, так и с заправленным топливом. Особенно это важно для самолетов с расположением двигателей в хвостовой части фюзеляжа. Для предотвращения опрокидывания необходимо выпускать опорную штангу на хвосте (Ил-62) или спускать входной трап (Як-40).

Методы исправления центровки самолета.

При расчете центровки может оказаться, что относительно $B_{сах}$ центр тяжести располагается неудовлетворительно, т.е. не так как требуется.

Исправить или довести центровку можно в зависимости от величины отклонения различными способами.

- 1) При больших отклонениях изменить центровку можно смещением крыла по оси x
- 2) Перемещением грузов по оси x, т.е. перекомпоновкой
- 3) Изменением угла стреловидности (при небольших отклонениях)
- 4) Изменением параметров оперения.

Для того чтобы избежать лишних расчетов и более правильно разместить грузы рекомендуется отдельно группировать грузы, расположенные в крыле и в фюзеляже. Оценить эффективность перемещение грузов при исправлении центровки можно по следующей формуле:

$$-\Delta \bar{x}_{ц.т} = \frac{\bar{G}_{сп} (x_0 - x_0^1)}{v_{сах}}, \text{ где } \bar{G}_{сп} = \frac{G_{сп}}{G_0}$$

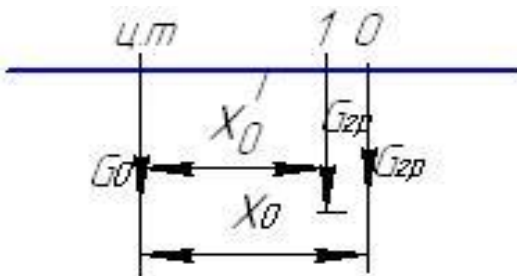


Рисунок 31

x_0 - координата центра тяжести груза в первоначальном положении.

x_0^1 - координата ц.т. груза в новом положении

Расстояние на которое надо переместить груз, чтобы получить желаемое изменение центровки определяется из этой же формулы при известном $\Delta x_{\delta, \delta}$

$$x_0 - x_0^I = \frac{-\Delta \bar{x}_{y.m} \epsilon_{cax}}{\bar{G}_{zp}}$$

Если перемещением некоторых грузов не удастся получить требуемую центровку, то необходимо применять радикальное средство – сдвиг крыла относительно оси х. При этом следует иметь в виду, что при смещении крыла вперед ц.т. самолета также сдвигается вперед вследствие перемещения веса крыла.

Следовательно, полное изменение центровки самолета выражается равенством

$$\Delta \bar{x}_{y.m} = \Delta \bar{x}_{y.m}^{-I} - \Delta \bar{x}_{y.m}^{-II}$$

где

$\Delta \bar{x}_{y.m}^{-I}$ - изменение центровки от перемещение в_{cax}

$\Delta \bar{x}_{y.m}^{-II}$ - изменение центровки вызванное перемещением крыла и грузов, расположенных в нем.

$\Delta \bar{x}_{y.m}$ - полное изменение центровки

Величина

$$\Delta \bar{x}_{y.m}^{-I} = \frac{\Delta x_{\epsilon}}{0,01 \epsilon_{cax}}$$

$$\Delta \bar{x}_{ц.м}^{-II} = \frac{(G_{кр+агр} + G_{агр}^{\phi}) \Delta x_{вр}}{0,01 G_0 \epsilon_{сах}}$$

где

Δx_{ϵ} - величина перемещения крыла или $v_{сах}$

$G_{кр+агр}$ - вес крыла и агрегатов расположенных в нем.

$G_{агр}^{\phi}$ - вес различных агрегатов, расположенных в фюзеляже, но перемещаемых вследствие перемещения крыла.

G_0 - вес самолета

Подставив, найденные величины в равенство после некоторых преобразований можно получить выражение для определения величины изменения центровки при смещении крыла на заданную величину.

$$\Delta \bar{x}_{ц.м}^{-} = \frac{\Delta x_{\epsilon}}{0,01 \epsilon_{сах}} \left(1 - \frac{G_{кр+агр} + G_{агр}}{G_0} \right)$$

Если задана величина изменения центровки самолета, то величину смещения крыла составит

$$\Delta x_{\epsilon} = \frac{0,01 G_0 \epsilon_{сах}}{G_0 - (G_{кр+агр} + G_{агр})} \Delta \bar{x}_{ц.м}^{-}$$

Из аэродинамики известно, что взаимное положение центра тяжести и фокуса самолета определяют его устойчивость. Самолет будет устойчив, если ц.т. располагается впереди фокуса самолета. Положение же фокуса зависит во многом от

формы крыла в плане, сужения, удлинения, т.е. геометрических параметров.

Для современных самолетов рекомендуется принимать следующие диапазоны центровок:

$\bar{x}_{ц.м} = 0,24 \div 0,28$	для самолетов с прямым крылом
$\bar{x}_{ц.м} = 0,26 \div 0,30$	для самолетов со стреловидным крылом $\eta > 2,0, \chi \leq 45^\circ$
$\bar{x}_{ц.м} = 0,30 \div 0,34$	для самолетов со стреловидным крылом $\eta > 2,0, \chi > 45^\circ$
$\bar{x}_{ц.м} = 0,32 \div 0,36$	для самолетов с треугольным крылом
$\bar{x}_{ц.м} = 0,30 \div 0,32$	для самолета схемы «бесхвостка»
$\bar{x}_{ц.м} = 0,10 \div 0,15$	для самолета схемы «Утка»

Таблица 6

Пример компоновки истребителя.

Перед началом компоновки истребителя должны быть изготовлены следующие чертежи в масштабе компоновочного чертежа: 1) двигателя, 2) важнейшего оборудования и снаряжения, 3) крыла и оперения, 4) фигуры летчика с указанием положения центра тяжести. К этому моменту должны быть известны вес двигателя, снаряжения, крыла и оперения. Вес летчика принимается равным 100 кг для военных самолетов и 75 кг для гражданских.

После этого производят следующие операции:

- 1) определяют $v_{сах}$ и намечают ее положение на чертеже разреза
- 2) намечают на $v_{сах}$ желаемое положение центра тяжести самолета

- 3) находят $L_{т.о}$ и длину фюзеляжа
- 4) вычерчивают на чертеже разреза и в сечениях двигатель, фигуру летчика, оборудования, объемы для топливных баков, воздухопроводов и т.д.

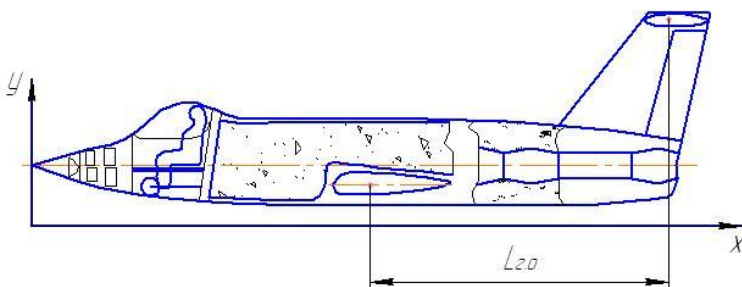


Рисунок 32

- 5) определяют количество топлива, наметить баки и определить их центр тяжести
- 6) определить центровку по оси Ox

В случае удовлетворительной центровки размещают оборудование и намечают конструктивно силовую схему.

При компоновке истребителя необходимо учитывать следующие требования:

- 1) Модель фюзеляжа должна быть минимальна.
- 2) Двигатели должны быть размещены таким образом, чтобы обеспечивалась минимальная длина выхлопной трубы с целью уменьшения веса и потерь тяги. При этом надо предусматривать возможность достаточно простой замены двигателя и его осмотра.
- 3) Площади и длины воздухопроводов должны быть заранее определены в соответствии с расчетными случаями.
- 4) Топливо должно быть размещено в минимальном количестве баков и вблизи центра тяжести.

- 5) Должны быть обеспечены достаточные размеры кабины летчика и хороший обзор.
- 6) Должно быть обеспечено надежное аварийное покидание самолета.
- 7) Должны быть предусмотрены проходы для трасс управления в хвостовую часть и крыло.

Конструктивно-силовая компоновка.

Как можно было заметить, на предыдущем примере многие вопросы и требования компоновки тесно связаны с конструктивными формами агрегатов и силовой увязкой их друг с другом. Другими словами, компоновка самолета неразрывно связана с разработкой конструктивно-силовой схемы самолета.

Под конструктивно-силовой компоновкой самолета подразумевают:

- а) разработку конструктивно-силовой схемы самолета
- б) определение мест разъемов и членение агрегатов
- в) определение места расположения основных элементов конструкции

1.Выбор конструктивно-силовой схемы фюзеляжа.

Выбор конструктивно-силовой схемы фюзеляжа определяются главным образом видом и количеством вырезов. Если фюзеляж имеет большое число вырезов типа лючков, дверей и т.п., то следует применять стрингерную или монококовую конструкцию. Если же фюзеляж имеет большое число вырезов или большие вырезы типа загрузочных дверей,

бомбовые люки и т.п., то выгоднее применять лонжеронную конструкцию.

Вырезы усиливаются окантовкой с толщиной накладки $\delta=1,2\div 2,5$ мм. Для уменьшения в конструкции напряжений радиус закругления должен быть не менее 20 мм. Усиливающую накладку продлевают в каждую сторону по длине фюзеляжа не менее чем на ширину выреза.

Вырез под болтовой люк или кабину пилота необходимо компенсировать установкой продольного силового набора (рис. 33) или оформлять в виде рамы (рис. 34-35).

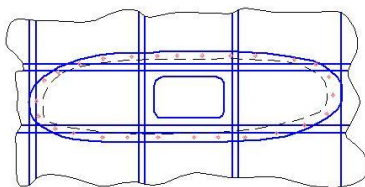


Рисунок 33

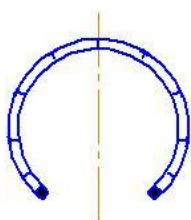


Рисунок 34

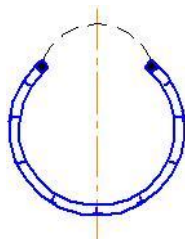


Рисунок 35

Вырез панели фюзеляжа под переднюю стойку шасси следует компенсировать продольными бимсами и усиленными шпангоутами, передающие вертикальную силу. Если в сечении не будет замкнутого контура, то он будет сильно деформироваться под действием крутящего момента.

В целях уменьшения веса конструкции целесообразно совмещать несколько сосредоточенных грузов в одном силовом элементе фюзеляжа.

Разработку конструктивно-силовой схемы начинают с определения местоположения вырезов больших размеров и точек приложения сосредоточенных нагрузок. В этих местах ставятся усиленные элементы конструкции – лонжероны, рамы, силовые шпангоуты.

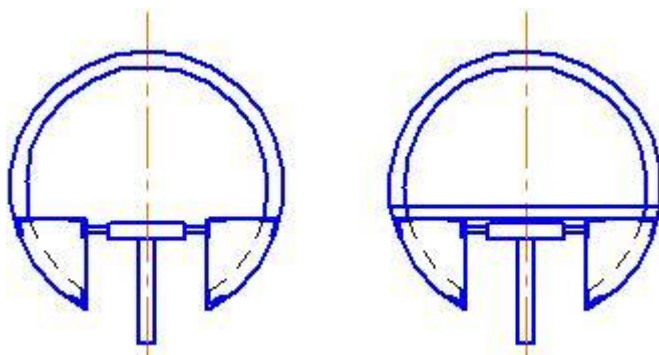


Рисунок 36

После выявления силовых элементов располагают поперечный и продольный набор, воспринимающий распределенную воздушную и массовую нагрузку – нормальные шпангоуты и стрингеры.

Рекомендуется устанавливать шпангоуты в интервале:

для легких самолетов 250-300 мм.

для тяжелых самолетов 450-600 мм

стрингеры $v=80\div 200$ мм

2. Конструктивно-силовая схема крыла.

Силовую схему крыла обуславливают:

- а) геометрические параметры крыла \bar{c} , η , λ , χ° , l .
- б) расположение на крыле силовой установки.
- в) размещение в крыле топлива.

В курсе «Конструкций самолетов» рассматривалось большое многообразие конструктивно-силовых схем крыла. При выборе определенной схемы крыла. При выборе определенной схемы для конкретного проектируемого самолета следует исходить из конструктивных особенностей, условий обеспечения аэродинамических, эксплуатационных, технологических и весовых требований.

Так, например, если к крылу, имеющему стреловидность более 45° , крепятся стойки главных ног шасси, то целесообразно в весовом отношении применять однолонжеронную схему крыла с внутренним подкосом.

При выборе конструктивно-силовой схемы крыла треугольной формы в плане следует отдать предпочтение схеме у которой

- а) отсутствует перелом осей продольного набора в корневой части.
- б) направление нервюр совпадает с направлением потока воздуха.
- в) силовая сетка имеет прямоугольную форму.

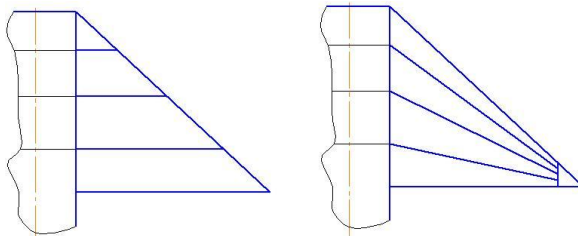


Рисунок 37

Однако и такой схеме присущи недостатки – это трудность осуществления аэродинамической крутки и трудности изготовления вследствие переменной малки лонжеронов и нервюр. Если надо удовлетворить последним требованиям, то лучшим будет крыло с веерообразным расположением лонжеронов.

Особое внимание при разработке конструктивно-силовой схемы следует уделять стыковке крыла с фюзеляжем.

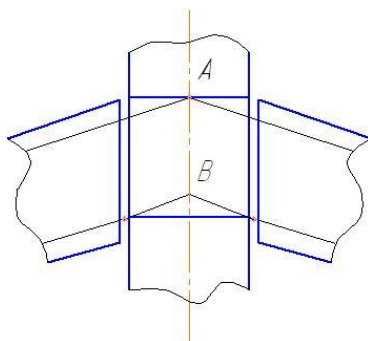


Рисунок 38

Стыковку крыла можно осуществить минимум в трех точках. При этом в точке А обязательно устанавливается усиленный шпангоут с полностью защитной стенкой. В этом случае перерезывающая сила полностью воспринимается узлом, установленным в нижней части шпангоута.

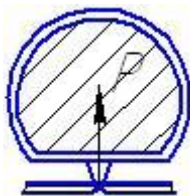


Рисунок 39

При установке четырех стыковых узлов необходимость зашивки шпангоута отпадает, что важно для грузовых и пассажирских самолетов. Силы от крыла будут восприниматься боковыми панелями фюзеляжа. Для передачи изгибающего момента рекомендуется продольные элементы, (лонжероны) пропускать через фюзеляж. Тогда моменты крыла будут замыкаться на себе.

При однолонжеронной схеме крыла передние стыковые узлы можно делать шарнирными, а лонжеронные – заземленными (моментными), т.е. воспринимающие изгиб $M_{изг}$ и Q .

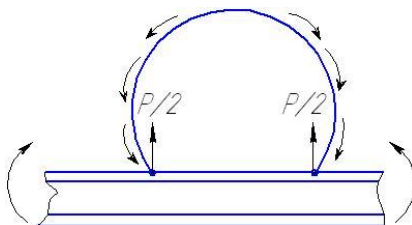


Рисунок 40

Применение шарнирных стыковых узлов по передней стенке облегчают стыковку и нивелировку крыла и уменьшают вес стыковых узлов.

Для тяжелых самолетов наиболее целесообразным следует считать фланцевое соединение крыла с фюзеляжем способное передать большие силы. При этом стыковые болты работают главным образом на разрыв, допускают свободную посадку облегчающую стыковку крыла с фюзеляжем.

Для кессонных и моноблочных крыльев выгодно контурное крепление в виде угольников. Однако для

низкоплана такое крепление невыгодно, ибо сила Q будет передаваться только верхними стыковыми угольниками, и плохо будет восприниматься момент от кручения крыла.

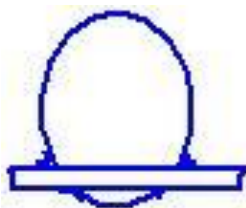


Рисунок 41

Стыковка оперения с фюзеляжем.

По конструктивно-силовой схеме вертикальное оперение выполняется в виде двухлонжеронной или кессонной конструкции. Как известно из эюр распределения аэродинамической нагрузки по профилю вертикального оперения центр давления и фокус на дозвуковой скорости расположения на $0,25$.



Рисунок 42

Особенности проектирования пассажирских самолетов. СВВП, ВКС.

Проектирование пассажирских самолетов имеет свои особенности, связанные главным образом с назначением, т.е. с перевозкой пассажиров. Воздушный транспорт с каждым годом все успешнее конкурирует с другими видами транспорта. По мнению многих специалистов, воздушный транспорт стал основным видом транспорта для пассажирских перевозок уже в 1980 г.

При этом следует иметь в виду что борьба нашей страны за дальнейшее всеобщее разоружение и стремление миролюбивых сил западных стран к мирному существованию создает предпосылки к тому, что в авиастроении все большее место занимают гражданские и пассажирские самолеты.

Поэтому остановимся подробнее на задачах стоящих перед конструкторами в области проектирования таких самолетов. Пассажирский самолет как объект воздушного транспорта должен удовлетворять следующим требованиям:

- 1) безопасность полета в любое время и при любых метеорологических условиях, т.е. строго по расписанию.
- 2) минимальная себестоимость перевозок
- 3) комфорт для пассажиров
- 4) простота обслуживания и длительный ресурс
- 5) возможность базирования на грунтовых аэродромах
- 6) возможность быстрого и легкого переоборудования в грузо-пассажирский самолет.

Исходя из этих условий, рассмотрим некоторые вопросы компоновки пассажирских самолетов.

Компоновка пассажирской кабины.

Компоновка и оборудование пассажирских салонов должно соответствовать одному из следующих классов «Люкс», 1-й, 2-й, туристический 3-й или экономический класс. Такое деление самолетов на классы по пассажирскому оборудованию введен был в 50-е годы на зарубежных авиалиниях, а затем и в СССР. В классе «Люкс» пассажирам создается максимум удобств, места их по существу можно рассматривать как спальные. Пассажирам обеспечивается горячее питание в полете и дополнительный платный буфет. В салонах или кабинах 1-го класса пассажиры располагаются несколько теснее, но они также имеют возможность спать в полулежачем положении и обеспечиваются бесплатным питанием.

Однако конкуренция с другими видами транспорта, необходимость привлечения большого количества пассажиров привела к созданию новых классов самолетов: туристского и экономического. В таких пассажирских кабинах было уменьшено расстояние между сидениями и уплотнения за счет ширины сидений. Это дало возможность резко снизить тарифы перевозок и привлечь тем самым большие массы пассажиров на воздушный транспорт с введением реактивных пассажирских самолетов время полета сократилось до 2-3 часов на многих авиалиниях. Таким образом, отпала необходимость в горячем питании, и потеряли свое значение такие классы самолетов как «Люкс» и 1-й класс.

Дальнейшее увеличение пассажирских потоков связано с дальнейшим уменьшением тарифа, т.е. повышение экономичности перевозок, а это ставит задачу создания вариантов новых самолетов и соответствующего пассажирского оборудования. При рассмотрении компоновок

пассажирских самолетов мы будем рассматривать деление на четыре класса: люкс, 1-й, туристский и экономический классы.

При компоновке пассажирских кабин прежде всего приходится решать задачу о выборе оптимальных размеров фюзеляжа пассажирской кабины и вспомогательных помещений. При выборе диаметра фюзеляжа следует иметь в виду выработанные многолетним опытом нормы летной годности и размеры стандартного оборудования.

Например:

- 1) Высота пассажирского салона должна быть не менее 1900 мм
- 2) Ширина центрального прохода по салону должна быть не менее
для класса «Люкс» и 1-го – 500 мм.
туристский 450 мм.
экономический 350 мм.

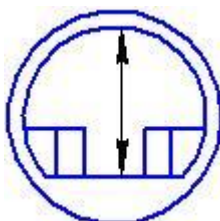


Рисунок 43

- 3) Пассажирские сидения выполняются в виде блоков из двух или трех сидений. Для 1-го класса и «Люкс» применяются только блоки с двумя сидениями, для 2 и 3 классов как с двумя сидениями.



Рисунок 44

- 4) Расстояние между подлокотниками
для 1-го класса – 470 мм.
туристский - 440 мм.
экономический – 410 мм.
- 5) Каждое сидение 1-го класса должно иметь два подлокотника шириной не менее 70 мм. В блоках сидений 2 и 3-го класса средние подлокотники делаются по одному, ширина их составляет соответственно не менее 60 и 40 мм.
- 6) Расстояние между подлокотником до внутренней поверхности фюзеляжа должно быть не менее 50÷60 мм во избежание ощущения сдавленности у крайних пассажиров.
- 7) Если учесть, что толщина стенки фюзеляжа, включая конструкцию, теплоизоляцию и декоративную отделку составляет обычно не менее 120 мм. то минимальная ширина пассажирской кабины, например для 1-го класса будет равна

$$v_{\phi} = 500 + 470 \cdot 4 + 70 \cdot 8 + 50 \cdot 2 + 120 \cdot 2 = 3280 \text{ мм.}$$

При выборе формы поперечного сечения фюзеляжа следует иметь в виду, что пассажирские кабины герметизированы и имеют избыточное давление. Поэтому в конструктивном отношении наиболее простым и легким является сечение круглой формы.

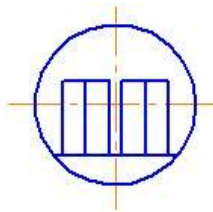


Рисунок 45

Однако с точки зрения размещения пассажиров круглое сечение не является оптимальным. Ибо с целью максимального использования ширины сечения необходимо сидения расположить так, чтобы середина спинки располагалась на оси симметрии. При этом высота багажника оказывается недостаточной. Поднятие поля кабины приводит к уменьшению ширины кабины и к впечатлению давленности. В этом отношении лучшим оказывается овальный фюзеляж.

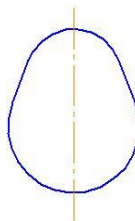


Рисунок 46

Но при внутреннем наддуве панели фюзеляжа подвергаются изгибу, и овальный фюзеляж сложен в производстве. Поэтому, считается что наиболее рациональным является сечение полученное из двух окружностей.

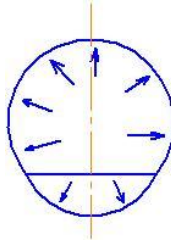


Рисунок 47

Если на линии смыкания расположить конструктивные элементы, (пол кабины), то контур фюзеляжа работает на чистое растяжение. Впервые такая конструкция была применена на самолетах фирмы Боинг и Лоххид. длина пассажирской кабины определяется главным образом числом пассажиров. При этом необходимо учитывать следующее:

- 1) По длине салона ряды кресел для различных классов кабин устанавливаются с интервалами

Люкс	1200÷1500 мм
1 –й	930÷1110 мм
туристский	875÷960 мм
экономический	710÷850 мм

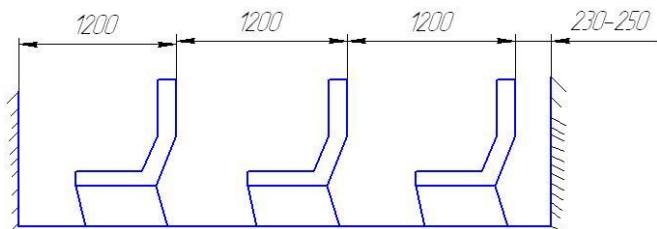


Рисунок 48

передний ряд кресел необходимо устанавливать на расстояние 1200÷1500 мм от перегородки до верхней

части спинки. Верхняя часть спинки заднего ряда кресел должна находиться от стенки на расстояние не менее

для 1-го и туристского класса 230÷250

для экономического 35÷50

Для улучшения условий полета пассажиров первого ряда целесообразно размещать спинкой к перегородке, а между первым и вторым рядом устанавливать столик. Такая компоновка позволяет пассажирам первого ряда видеть весь салон и избавляет их от нахождения в течение всего полета на расстоянии 1 метра от перегородки, что сильно утомляет. На самолетах с длительным временем полета необходимо предусматривать установку перед передним рядом кресел откидных детских люлек. Ширина люлек 450÷480, длина 900÷950 мм.

- 2) Ручная кладь пассажиров (портфели, сумки и т.д.) должны располагаться на полках так, чтобы пассажиры имели свободный доступ, но чтобы полки не затрудняли проходы к бортовым креслам. Рекомендуется полки располагать на высоте 1500÷1700 мм от пола, ширина полок не должна создавать впечатление низкого потолка.

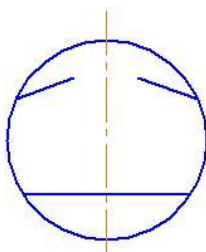


Рисунок 49

- 3) Для того, чтобы пассажирский салон не оказался длинной трубой необходимо предусматривать установку жестких перегородок из условия 25-30 пассажиров на каждое отделение.

Пассажирские салоны разного класса обязательно разделяются перегородками.

Салоны высшего класса располагаются в передней части, в наибольшем удалении от источников шума.

- 4) В целях быстрого переоборудования салона из одного класса в другой крепление кресел должно быть стандартным, т.е. ширину колен $805 \pm 0,5$ и продольную базу фиксирования через каждые 30 мм.

5)



Рисунок 50

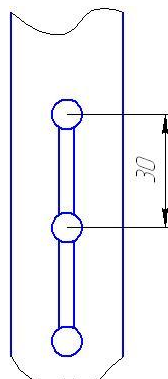


Рисунок 51

- 6) В некоторых случаях должна быть предусмотрена перекомпоновка самолета в грузовой или грузопассажирский вариант.
- 7) Удельный объем пассажирского помещения для различных классов оборудования должны быть в следующих пределах:

Люкс	1,8÷2,0 м ³ на 1 пасс.
1 –й	1,5÷1,6 м ³
туристский	1,2÷1,3 м ³
экономический	0,8÷1,0 м ³

После технической компоновки пассажирского салона разрабатывается интерьер кабины. За рубежом имеются специальные фирмы, занимающиеся интерьером. Какие основные рекомендации:

- 1) Цветовая отделка кабин зависит от длительности полета размеров кабин и национальных особенностей пассажиров, где эксплуатируются самолеты.
 - а) для дальних самолетов рекомендуется применять спокойные тона, светло зеленый, серый, кремовый, бежевый. Они создают впечатление простора, что важно для самолетов с небольшим диаметром и большой длиной.
 - б) Отделка не должна быть однотонной. Если кабины длинные, то торцы рекомендуется окрашивать в теплые тона – красные, оранжевые. Однако надо учитывать, что такой цвет при длительном полете раздражает пассажиров. Для коротких кабин рекомендуются холодные тона – синие, голубые и т.
 - в) (В тропических условиях грибки съедают отделку за 1 д.
- Отделочные материалы должны быть:
- а) не горючими и не токсичными
 - б) допускать промывку теплой мыльной водой
 - в) красивыми по рисунку

г) не должны поражаться насекомыми и грибами.,5-2 часа)

В наших условиях наиболее подходяще шерстяные ткани, в тропиках наоборот синтетика.

д) материалы должны быть дешевыми.

Опыт эксплуатации показывает, что лучше ежегодно менять отделку, чем ремонтировать. (На наших авиалиниях очень грязные после полетов и чехлы, и ковры и занавески и пр.)

Освещенности кабин также необходимо уделять внимание. На уровне пола освещенность должна быть 30 лк., а на уровне подлокотника 100 лк. Общее освещение не должно отличаться от дневного, не иметь ярких и темных мест. Лучше всего подходит отраженный свет. Помимо общего освещения должно быть индивидуальное и направленное сверху на колени пассажира. Ночное освещение должно состоять 30÷35% от дневного освещения. Аварийное освещение, по нормам ИСАО должно быть самостоятельно, не связано с общим и освещать не только выход, но и в стороны от выхода.

Проектирование подсобных помещений.

1. Туалетные помещения.

Накопленный опыт проектирования пассажирских самолетов позволяет сформулировать некоторые рекомендации по проектированию туалетных помещений.

1. В зависимости от длительности полета и числа пассажиров количество туалетных помещений должно быть:

при полете до 2 часов – 1 туалет на 50 пассажиров

при полете от 2 до 4 часов – для 120 пас. 1х40 чел.

при полете от 2 до 4 часов – более 120 пас. 1х45÷50 чел.
при продолжительности полета более 4 часов
до 120 пасс. – 1х30 чел.
от 120÷250 пасс – 1х40 чел.
более 250 пасс. – 1х50 чел.

2. Площадь одного туалетного помещения должна быть не менее 1,5 м², при этом ширина не менее 1 м.
3. При разделении туалетных помещений на мужские и женские рекомендуется туалет отделить от умывальника, что увеличит пропускную способность.
4. Умывальник должен иметь чашку обычной эллипсной формы размером 450х500х300. Для самолетов эксплуатируемых на международных линиях умывальник должен быть снабжен пробкой. Ибо на Западе большинство людей привыкли умываться в чашках в целях экономии воды. Размещать туалеты необходимо впереди или сзади пассажирских салонов. Не следует помещать туалетные помещения вблизи кухонь и буфетов. Поток кондиционированного воздуха надо направлять к туалетным помещениям.
5. Нормы расхода воды следующие
при полете свыше 4 час. - 2÷3 л.
от 2 до 4 час. – 1,5 л.
до 2 час. - 0,7 л.

Вода для кухонь и умывальников является большой роскошью в полете и необходимо применять все меры к уменьшению неэкономичного расходования. Поэтому надо устанавливать не краны и вентили, а порционные (пружинные) краны, аналогично как в вагонах.

2. Багажные помещения.

1. Багажное помещение должны располагаться в герметизированной части фюзеляжа.
2. Объем багажного помещения зависит от количества пассажиров и должен быть $V_6 \approx 0,25n \text{ м}^3$ где n – число пассажиров.
3. Рассмотреть багажные помещения рекомендуется под полом пассажирской кабины и лишь для самолетов с диаметром меньше 3,0 м. располагать в хвосте и в носовой части (Ту-124, Ту-134)
4. При проектировании багажных помещений необходимо стремиться к использованию контейнерной перевозки. Это значительно сокращает время погрузки и разгрузки и уменьшает очереди пассажиров за багажом. На Ту-154 введена контейнерная погрузка багажа. При создании контейнеров пришлось всячески обходить патенты фирмы Боинг. Это привело к сложной контейнерной системы и поэтому пришлось отказаться. Сейчас перед конструкторами стоит задача создания простой и удобной контейнерной системы.

3. Гардероб.

Проблема размещения гардероба присуще главным образом нашей стране, Канаде, Аляске. Для Европы и Азии такой проблемы не существует. На этих линиях в силу климатических условий пассажиры одеваются в легкие пальто, плащи, которые занимают мало места. На нашей территории приходится выделять помещения для громоздких зимних пальто и меховых шуб.

Гардеробы, как правило, располагаются вблизи входных дверей, при этом необходимо предусматривать хотя бы небольшой вестибюль.

Величина и площади пола под гардероб должны соответствовать числу пассажиров и составлять в холодное время года

$$S_{\text{гор}}=(0,035\div 0,05)n \text{ (м}^2\text{)}$$

Для самолетов с $n=300$ площадь под гардероб будет эквивалентна размещению 21-30 пассажиров.

В связи с этим в летнее время года необходимо предусматривать возможность перекомпоновки пассажирских салонов (напр. Ту-104 устанавливается дополнительно 8 кресел).

Другая сторона проблемы гардероба заключается в том, что на больших самолетах ($n=300$) стюардессы заняты приемом пальто более 20 мин. И на раздачу пальто более 20 мин. А весь полет может занимать 1,5 часа. Таким образом время на выдачу и прием пальто может оказаться определяющим при стоянке самолета.

Легкое пальто, плащи и мелкий багаж можно располагать на полках. С точки зрения эстетики они некрасивы, давят на пассажиров. Поэтому полки часто делались из капроновой сетки. На макете было все хорошо, но когда пассажиры набросали вещей, то стало безобразно. Пришлось полки сделать зашитыми, а чтобы улучшить эстетику, полки сделали светящимися (Ту-154).

Размещение кухонь.

Оптимальное размещение кухонь на концах пассажирского салона. Но оказывается там, же выгодно размещать туалеты. Интенсивность движения пассажиров можно представить следующим графиком.

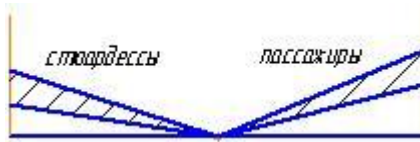


Рисунок 52

Как показывает практика человек стремится пройти в туалет назад, и передний туалет менее загружен. Рекомендуется кухни располагать в середине пассажирского салона, тогда будет меньше недовольств, что пассажиров салона 1-го класса обслуживают в 1-ю очередь. Вообще же нормы ИСАО требуют, чтобы для салона 1-го класса была отдельная кухня.

Размеры кухни следующие:

при длительном полете свыше 6÷7 часов	$S=0,07n$
для магистральных самолетов от 4 до 6 часов	$S=0,03n$
для самолетов менее 3 часов	$S=0,015n$

Для самолетов 1-го класса независимо от длительности полета площадь кухни $S=0,1n$

Питание пассажиров в полете:

до 3 часов	1 раз
от 3÷7 часов	2 раза
свыше 7 часов	3 раза

Количество пищи на одного пассажира, включая жидкую пищу и напитки составляет:

завтрак –	600 гр.
обед и ужин по	800 гр.

Все продукты питания и напитки следует располагать в контейнерах, термосах, корзинах. Контейнеры можно располагать на первом этаже и по лифтам подниматься вверх. Вес кухни на больших самолетах с $n=300$ пассажиров может достигать до 4000 кг., что составляет 12-15% от $G_{ком}$. Однако конкуренция с другими видами транспорта заставляет идти на

эти потери. Для кухонь также существует проблема, аналогичная гардеробу. Раздача пищи занимает много времени и сильно утомляет стюардесс. Поэтому все авиакомпании пришла к выводу о необходимости применения тележек. Но стандартов на тележек пока нет. Для уменьшения веса питания пассажиров и кухонь разрабатывается легкая посуда разового действия. В качестве отдельных материалов может использоваться тонкая фольга из нержавеющей стали. Фольга долговечна, гигиенична и имеет небольшой вес.

Для обслуживания пассажиров необходимо иметь на 30÷40 пассажиров одну стюардессу. При полете от 4 – до 7 час. должен быть повар. Для стюардесс и повара необходимо предусматривать отдельные места с привязными ремнями.

5. Аварийные люки.

Для обеспечения быстрого выхода пассажиров и экипажа при аварии или возникновения пожара в салоне на земле необходимо предусмотреть аварийные выходы на обо борта фюзеляжа, в том числе не менее двух выходов на крыло при низком расположении относительно фюзеляжа и два аварийных выхода на потолок фюзеляжа на случай посадки самолета на воду. Общее количество аварийных люков должно быть таким, чтобы все пассажиры могли покинуть самолет за 90 сек. В составе пассажиров находится 30% женщин, 5% стариков и 10-12% детей. С учетом этого должны проводиться репетиции аварийных ситуаций. Можно считать, что через аварийные люки, имеющие размеры обычных дверей время выхода пассажира 1,0 сек.

Размеры аварийного люка должны быть таковы, чтобы в него можно было вписать эллипс размером 483x660 мм.

Аварийные люки должны обеспечивать надежную герметизацию и быстрое открывание изнутри.

На самолетах с двигателями, расположенными в хвосте, аварийные люки размещались под крылом, оказалось этого недостаточно. В хвостовой части пассажиры могут оказаться запертыми.

При полете над морем не более 30 мин. полета от берега должны пассажиры обеспечивать жилетами. При более длительном полете на самолете должны иметься спасательные лодки, плоты и запасы продуктов на 3-е суток.

6. Входные двери и окна.

Создание входных дверей является также сложной задачей конструктора. Двери располагаются обычно по левому борту, чтобы командиру корабля (левому летчику) было удобно подводить самолет к перрону вокзала. Количество входов зависит от схемы самолета и числа пассажиров. При $n > 30$ необходимо иметь уже 2 двери. Размеры дверей на современных самолетах самые разнообразные и колеблются в пределах от 1300x700 до 1800x860.

При проектировании дверей необходимо иметь в виду следующее:

- а) для обеспечения плотного прижатия двери к окантовке необходимо, чтобы она открывалась внутрь самолета.
- б) однако, открываясь внутрь они занимают много места, а в аварийных ситуациях пассажиры создав давку, могут лишить возможности ее открытия.

Наилучшим вариантом является дверь фирмы Мак-Донелл Дуглас.

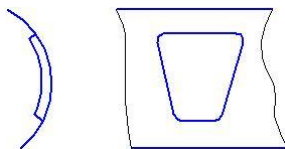


Рисунок 53

Дверь имеет клиновидную форму с сужением книзу. При открытии дверь поднимается вверх и выходит наружу по боковым кромкам имеются шлицы, которые воспринимают усилия от наддува. Нашей страной закуплена лицензия на дверь фирмы Боинг. Эта дверь имеет сверху и снизу клапаны, которые откидываются при откидывании. Дверь отходит немного внутрь, а затем выходит наружу. Дверь крепится на боковых шарнирах.

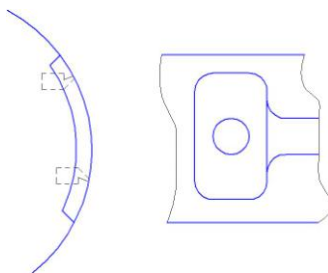


Рисунок 54

Окна пассажирских кабин современных самолетов должны представить сплошную световую линию. Конструктивно они выполняются в виде небольших окон расположенных между шпангоутами. С силовой точки зрения форма окна должна быть или круглой или эллипсной. С точки зрения обзора лучше овальная с расширением книзу.

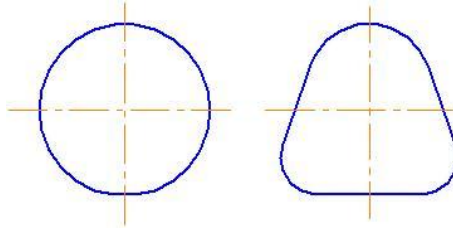


Рисунок 55

Остекление окон должно быть из органического стекла, двойным или тройным. Причем каждый слой должен выдерживать максимальное избыточное давление.

Особенности проектирования СВВП и СуВВП

Увеличение веса самолета и скоростей полета привело к росту посадочных скоростей и увеличение взлетно-посадочных дистанций до 3 км. Это в свою очередь привело к увеличению давления в пневматике и ухудшению проходимости. По этой причине аэродромы превратились в дорогостоящие сооружения. К тому же из соображений по уменьшению шума аэродромы приходится строить на значительном удалении от городов, а следовательно время доставки пассажиров стало соизмеримым со временем полета.

Решение проблемы аэродрома осуществляется по двум направлениям – создание СуВВП и создание СВВП.

Некоторые особенности при проектировании СВВП:

Методы проектирования, применяемые для СВВП, в основном не отличаются от методов проектирования обычных самолетов. Однако, требования вертикального взлета и посадки и наличие С.У. способной давать вертикальную тягу, заставляют конструкторов учитывать особые вопросы, из которых отметим:

- 1) обеспечение достаточной для вертикального взлета тяговооруженности t_0 .
- 2) обеспечение сохранения взлетной полосы от эрозии при воздействии горячих газов подъемных двигателей при взлете и посадке
- 3) предохранение конструкции от воздействия горячих газов
- 4) обеспечение управления и балансировки самолета на взлетно-посадочных и переходных режимах.

Рассмотрим эти вопросы подробнее.

Для вертикального взлета с ускорением вертикальная тяга в условиях взлета должна составлять соответствующую тяговооруженность $t_{об} \geq 1,05 \div 1,1$. Однако учитывая потери тяги, для наземного взлета приходится обеспечивать большую стартовую вертикальную тяговооруженность.

Важнейшие потери тяги:

- 1) При взлете струи от подъемных двигателей оказывают подсосывающее воздействие на окружающий воздух, особенно вблизи земли. При этом возбуждаемые потоки обтекая крыло и фюзеляж порождает аэродинамическую силу действующую в большинстве случаев сверху вниз и как бы прижимающую самолет к земле. На преодоление этой силы потребуется дополнительная тяга. Прижимаемая сила зависит от расстояния крыла и подъемных двигателей от земли, взаимное расположение подъемных двигателей крыла и фюзеляжа, количества подъемных двигателей.

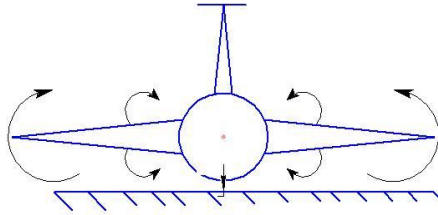


Рисунок 59

- 2) При взлете СВВП выхлопные газы двигателя перемешиваясь с окружающим воздухом нагревает его в результате повышения температуры на входе и тяга двигателей уменьшается.

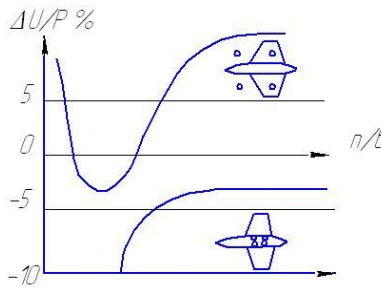


Рисунок 60

Величина потерь этого рода зависит от расстояния двигателей и достигает в некоторых случаях до десятков процентов. Уменьшить эти потери можно отклонением струи двигателя от вертикали на 10-15%.

- 3) В СВВП с подъемным двигателем потери тяги возникают также вследствие большого сопротивления на входе в двигатель. А на самолетах с подъемно-поршневым двигателем потери

возникают при отклонение выхлопных струй. Количественная оценка потерь тяги от перечисленных факторов возможны лишь в результате продувки аэродинамических моделей с имитацией струи подъемных двигателя.

Проектирование СВВП связано с другой проблемой – проблемой эрозии аэродрома. При вертикальном взлете выхлопные струи подъемных двигателей с $T=500\div 700^{\circ}\text{C}$ и скоростью $W=350\div 450$ м/сек воздействуют на поверхность взлетной площади и разрушают ее. Разрушению даже подвержены даже бетонные покрытия

- 1) Выбором двигателя с возможно меньшей скоростью W и T_0 увеличение расстояние от среза сопла до поверхности аэродрома и сокращения времени взлета
- 2) Повышение прочности грунта с помощью различных покрытий (металлических листов) и применения специальных решеток для отвода струи.

Выхлопные горячие газы подъемных двигателей могут в некоторых случаях воздействия на части самолета, например шасси, нижняя поверхность фюзеляжа, а следовательно возможный нагрев.

На режимах взлета и посадки и переходных режимах обычно управление СВВП не работает. Поэтому СВВП должны иметь продольные, путевые и поперечное управление, действующее на переходных режимах. При достаточном разnose двигателей управление может осуществляться за счет двигателя.

Компоновочные варианты СВВП.

- 1) Двигатели расположены на крыле

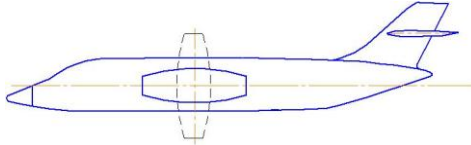


Рисунок 56

2) ПД и МД

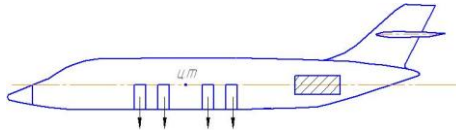


Рисунок 57

3)

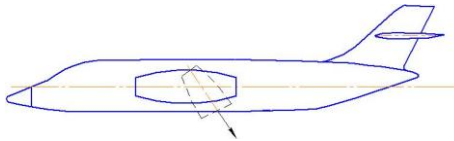


Рисунок 58

Определение основных параметров СВВП

Взлетный вес определяется как и для обычных самолетов:

$$G_0^I = \frac{G_{н.п.} + G_{об.воор.}}{1 - (\overline{G}_k + \overline{G}_{с.у} + \overline{G}_T)}$$

$$G_k = 0,27 \div 0,30$$

$$G_{с.у} = 0,17 \div 0,19$$

$$G_T = 0,2 \div 0,25$$

$$G_k^{\text{II}} = 0,034 \sqrt{\frac{G_0}{P_0}} + \frac{11}{P_0} + \frac{600}{G_0^1} + 0,021$$

$$G_{c.y}^{\text{II}} = 1,3\gamma_{\text{дв}} t_0 + \frac{500}{G_0^1} + 1,4\gamma_{\text{дв}}$$

$$\gamma_{\text{двМ}} = 0,14 \div 0,6$$

$$\gamma_{\text{двВГ}} = 0,05 \div 0,08$$

Некоторые вопросы оптимального проектирования.

В предыдущих лекциях была выявлена взаимная зависимость всех параметров самолета, связанных уравнением весового баланса. Причем эта взаимность параметров зачастую оказывается противоречивой. Задачей конструктора при разработке эскизного проекта является не просто выбор параметров на основе статических данных, а выбор оптимальных параметров, т.е. наиболее выгодное сочетание схемы самолета, силовой установки, геометрических, весовых и летных характеристик, исходя из общего критерия оценки самолета. Методы, при помощи которых решаются эти задачи, получили название методов оптимального проектирования. Применение их стало возможным благодаря большим успехам математических наук, в частности такого раздела математики, как исследование операций. И появлению электронно-вычислительных машин.

Математические методы оптимизаций.

Исследование операций возникло в начале 2-й мировой войны главным образом применительно к военным операциям.

Сейчас под исследованием операций понимают науку об управлении, или науку о принятии оптимальных решений.

Одним из первых решений исследования операций является отыскание наиболее эффективных средств борьбы против подводных лодок (американцы против немецких подлодок). Достичь большего эффекта в борьбе с подлодками можно было различными способами: увеличение количества эсминцев, увеличение вооружения, и т.д. Математическое решение этой задачи показало, что наибольший эффект достигается при увеличении радиуса действия эсминцев. Другая задача, например, заключалась в определении длины каравана судов идущих из Англии в СССР.

В последнее время объектом исследований операций стали организационно-управленческие и технические задачи.

Решение конкретной задачи о выборе оптимального варианта можно разбить на ряд этапов:

- 1) Разработка математической модели объекта-обследование объекта формализации и составление модели
- 2) Выбор критерия оценки
- 3) Оптимизация модели или выбор оптимального решения
- 4) Сравнение полученного решения с существующими объектами, что дает проверку выбранной модели.

На первом этапе выделяются основные величины, характеризующие объект. Такие величины можно подразделить на 5 категорий:

- 1) активные величины $a=(a_i)$, $i=1,2,k$
- 2) функции или параметры управления $u=(u_j)$ $j=1,2\dots n$
- 3) координаты состояний X_i $i=1,2\dots m$
- 4) неизвестные факторы $\eta=(\eta_v)$ $v=1,2,3\dots l$

5) измеримые или известные величины t

Между этими величинами существуют связи: кинематические, которые можно сразу записать, динамические, требующие экспериментального установления, экономические связи. Таким образом, составление модели - сводится к аккуратному записыванию и установлению этих связей. Составить модель зачастую нелегко. С одной стороны хочется упростить, чтобы легче получить решение, а с другой – усложнить, чтобы максимально приблизить модель к объекту.

Второй этап – это выбор критерия, который может быть записан в виде функций переменных системы. Вопрос о критерии является одним из важнейших, поскольку от этого критерия зависит численное значение оптимизируемых параметров. О выборе критерия при проектировании самолета будет сказано ниже.

Третий этап – выбор оптимального решения. Задача оптимизации в общем виде формулируется следующим образом. Пусть имеется множество D с элементами u_j , которые будем называть допустимыми. На множество D задан функционал $I(u_j)$. Говорят, что на множестве D задан функционал, если каждому элементу множества поставлено в соответствие определенное число.

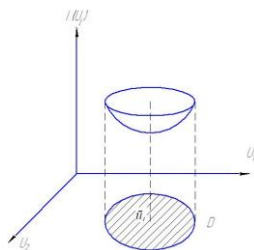


Рисунок 61

Требуется найти такой элемент \bar{u}_j из D , называемый оптимальным, на котором функционал I достигает своей нижней границы на этом множестве

$$I(\bar{u}_j) = \inf I$$

Эта задача не совсем корректна. Ибо в области D может не содержаться значение \bar{u}_j , т.е. минимум не существует, а есть лишь минимальное значение I , достигаемое на границе области D . Поэтому целесообразно рассматривать более общую задачу: найти минимизирующую последовательность u_s $\subset D$ на которой функционал стремится к нижней границе на D , т.е.

$$I(u_s) \rightarrow d = \inf I(u_j)$$

Рассмотрим пример постановки задачи оптимизации.

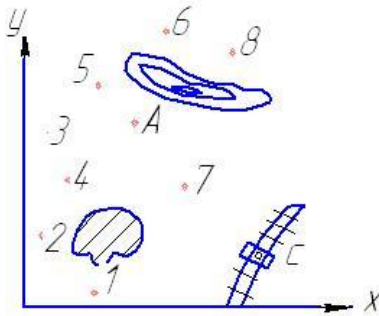


Рисунок 62

Для снабжения населенных пунктов расположенных в труднодоступной местности требуется разместить железнодорожную станцию и аэродром таким образом, чтобы

суммарная стоимость воздушных перевозок от станции к аэродрому и от аэродрома к населенным пунктам была наименьшей.

Возможное местоположение аэродрома ограничена горным хребтом – линией уровня $h_2(x,y)=a$ и берегом озера - линией уровня $h_0(x,y)=v$. Станция может быть расположена на участке железной дороги – линия, описываемая уравнением $g(x,y)=0$. Примем стоимость воздушной перевозки пропорциональной расстоянию, а частоту использования всех маршрутов одинаковой. Тогда задача состоит в нахождение таких координат аэродрома X_A, Y_A и станции X_C, Y_C , чтобы сумма расстояний от аэродрома до станции и всех населенных пунктов была наименьшей, т.е.

$$I = \sqrt{(x_c - x_A)^2 + (y_c - y_A)^2} + \sum_1^n \sqrt{(x_A - x_i)^2 + (y_A - y_i)^2} = \inf_D I(1)$$

при следующих условиях:

$$g(x_c, y_c) = 0 \quad (2)$$

$$h(x_A, y_A) \geq v, \quad h(x_A, Y_A) \leq a \quad (3)$$

Множество D состоит из возможных пар точек $c(x_c, y_c), A(x_A, Y_A)$ удовлетворяющих условиям (2) (3), а функционал I есть нелинейная функция координат точек.

Решение этой задачи и составляет предмет линейного и нелинейного программирования.

В настоящее время математиками разработан ряд методов решения задач поиска оптимумов. К ним относятся:

- 1) Классические методы анализа (методы экстремумов или вариантного исчисления)

2) Методы аэродинамического поиска – сканирование

3) Метод случайного поиска.

Сделаем краткий обзор этих методов:

Метод экстремумов, применительно к выбору параметров самолета требует решения дифференциальных уравнений вида:

$$\frac{\partial a}{\partial x_1} = 0, \frac{\partial a}{\partial x_2} = 0 \dots \frac{\partial a}{\partial x_n}, i=1,2,\dots,n$$

при некоторых ограничениях

$$K_j \leq K_j(x_1, x_2, \dots, x_n), j=1,2,\dots,m$$

где

x_i – параметр самолета

a – критерий оценки

k – ограничение

n – число оптимизируемых параметров

m – число ограничений

Метод экстремумов требует, чтобы все функции, связывающие критерий оценки и независимые переменные, а также их производные были непрерывными в исследуемом пространстве. При использовании этого метода, прежде всего, требуется убедиться, что требуемые условия выполняются. Метод экстремумов является очень громоздким, особенно, когда оптимизируемые параметры связаны дифференциальными уравнениями.

Если число оптимизируемых параметров невелико $n < 6 \div 8$, то при расчетах на ЭВМ применяется метод перебора

вариантов. Этот метод называют сканированием. Преимущество метода сканирования заключается в том, что он не предъявляет особых требований к виду функций. Функции и их производные могут иметь разрывы, а их задание может как аналитическим, так и табличным. Метод сканирования является единственным надежным методом поиска глобального оптимума, т.е. самого оптимального из всех локальных экстремумов. Недостаток сканирования – большие потери времени при большом числе оптимизируемых параметров.

Потери времени на поиски оптимума можно уменьшить, если ввести ограничение в счете: при поочередном изменении параметров считаются, лишь те варианты, которые ведут к благоприятному изменению критерия оценки.

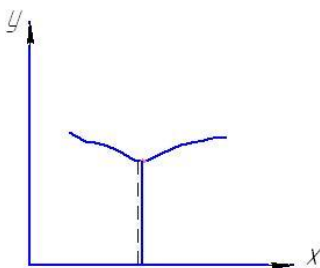


Рисунок 63

Метод перебора вариантов позволяет просто исследовать окрестность оптимума. Это важно когда строгий математический оптимум нельзя использовать по каким-либо причинам. Поэтому при пологом оптимуме иногда бывает, выгодно отступить от оптимального значения и использовать квазиоптимальное значение параметра.

Другим методом решения многопараметрических задач оптимизации является метод градиентов.

$$\text{grad}.f(x_i) = \left\{ \frac{\partial f}{\partial x_1}, \frac{\partial f}{\partial x_2}, \dots \right\} = \frac{\partial f}{\partial x_i}; \quad \text{grad}.f(\bar{x}_i) = 0$$

Вектор градиента направлен в сторону наибольшего изменения функции. Поэтому оптимизация по методу градиентов сводится к движению в направлении градиента.

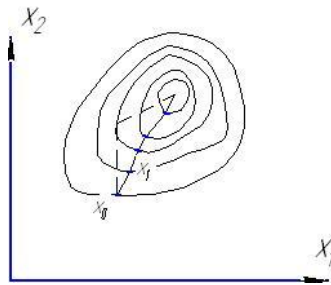


Рисунок 64

Задается произвольная точка x_0 и в этой точке находится градиент. Если он равен не нулю, то в направлении градиента выбирается следующая точка x_1

$$I(x_1) < I(x_0)$$

В точке x_1 опять вычисляется градиент и выбираем точку x_2

$$I(x_2) < I(x_1) \text{ и т.д.}$$

Получаем траекторию, которая перпендикулярна линиям уровня.

Метод градиента также приводит к большим потерям времени. Поэтому был разработан другой метод получивший название метод наискорейшего спуска. От методов градиентов отличается тем, что после первого рабочего шага дальнейшие шага делаются в том же направлении до тех пор пока функционал, или критерии оценки уменьшится. В последнем узле вновь ведется поиск благоприятного направления. Время поиска уменьшается за счет сокращения времени вычислений. Метод градиента обладает большим недостатком: он может не привести к абсолютному минимуму, а лишь к относительному.

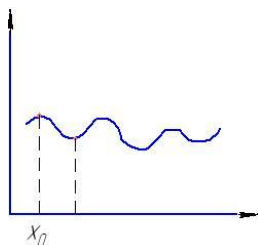


Рисунок 65

Разновидностью указанных методов является также шаговый метод оптимизации. Его идея еще более проста. Изобразим функцию в виде линий уровня.

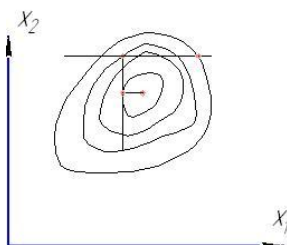


Рисунок 66

Зададим произвольную точку x_2^0 и будем минимизировать функцию

$$f(x_1, x_2^0) \rightarrow \min$$

Это значит провести на графике прямую – горизонталь. И на ней искать минимум. Это будет точка пересечения с линией уровня x_1 .

Далее исследуется на минимум функция

$$f(x_1^1, x_2) \rightarrow \min, \text{ т.е. минимизация по вертикали и т.д.}$$

Для такого метода относительный минимум не является препятствием.

В последнее время при выборе параметров различных машин и процессов получил распространение метод случайного поиска.

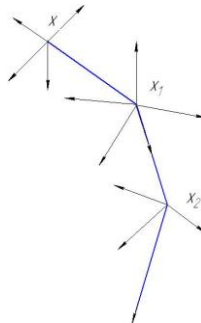


Рисунок 67

Этот метод основан на том обстоятельстве, что для получения оптимального решения вовсе необязательно вычислять на каждом шаге градиент. Чтобы улучшить функционал достаточно найти точку. Вначале выбирают

произвольную точку x_0 и выбираем случайное направление. На некотором направлении оказалось, что

$$f(x_0) > f(x_1)$$

Принимаем эту точку за исходную и снова выбираем различные направления, на одном из которых оказывается, что

$$f(x_1) > f(x_2) \text{ и т.д.}$$

Метод случайного поиска применяется в случае большого количества оптимизируемых параметров и сложной функции.

Разновидность этого метода является чистый метод Монте-Карло.

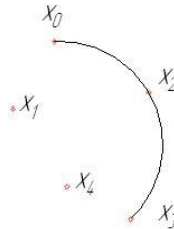


Рисунок 68

Его сущность заключается в следующем. Задается случайной величиной x_0 и вычисляем $f(x_0)$. Затем задаемся величиной x_1 и вычисляем $f(x_1)$. Если $f(x_1) < f(x_0)$ то запоминаем. Если больше, то забываем. Затем задаемся величиной x_2 и вычислим $f(x_2)$. Если $f(x_2) < f(x_1)$ то запоминаем. В результате получаем траекторию, ведущую к минимуму. Применяется когда функция очень сложна. Счет останавливают после того, как очень долго не получается лучшего значения.

Сущность задачи заключается в следующем: имеется критерий оценки качества вновь проектируемого самолёта, представляющего собой функцию параметров или характеристик

$$a = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$$

где:

$$x_i \rightarrow p, \lambda, \bar{c}, \chi, V, L$$

И ограничения, накладываемые на параметры:

$$k_1 \leq k_1(x_1, x_2, \dots, x_n)$$

$$k_2 \leq k_2(x_1, x_2, \dots, x_n)$$

$$k_m \leq k_m(x_1, x_2, \dots, x_n)$$

Эти ограничения представляют собой или физико-химические закономерности или ограничения, обусловленные состоянием технического прогресса, возможностями производства и эксплуатации и т.п.

Требуется определить параметры самолёта, которые обеспечивали бы экстремальное значение критерия. Существуют различные методы поиска оптимума, зависящие от вида функциональной связи критерия с параметрами самолёта. Если эта функция аналитическая, то удобно применять метод экстремумов, если критерий линейно связан с параметрами то к решению задачи хорошо приспособлен метод градиентов. В других более сложных случаях приходится применять метод динамического (нелинейного) программирования. Сложность поставленной

задачи и результаты оптимизации во многом определяются выбором критерия оценки самолёта. Что же понимать под критерием?

Общий критерий

Наиболее общим критерием сравнительной оценки самолёта является критерий, предложенный Томашевичем; и представляющий собой государственную эффективность данного самолёта.

$$\mathcal{E} = \frac{P}{B}$$

где

P – величина, определяющая объем полезной работы

B – общие затраты на проектирование, изготовление и поддержание его работоспособности в период эксплуатации.

Для пассажирских самолётов величина P представляет объём пассажирских перевозок – пассажиро-киллометров, для транспортных – объём грузовых перевозок (тонно-километры), для других гражданских самолетов это может быть: гектары обработанной площади полей или кв. километры охраняемых лесов и т.д.

Применительно к бомбардировщикам, истребителям и других военных самолётов критерий Томашевича означает боевую

эффективность самолёта или группы самолётов. В частности боевая эффективность заключается в следующем – какие необходимо произвести затраты для выполнения поставленной задачи, т.е для выполнения положительной работы.

Более подробно необходимо остановиться на критерии оценки гражданских самолётов, на выявлении зависимости этого критерия от характеристик самолёта.

Критерий оценки гражданских самолётов

Для гражданских самолётов критерий Томашевича представляет собой не что иное, как величину обратную полной себестоимости тонно-километра – $1/a$

Действительно, объём полезной работы за весь ресурс T_c , т.е. за полный срок службы самолёта равен:

$$P = K_{ком} \cdot G_{ком} \cdot V_p \cdot T_c$$

где:

$K_{ком}$ - коэффициент коммерческой нагрузки, учитывающий среднегодовую неполную загрузку самолёта из-за сезонности работ

(для магистральных $K_{ком} = 0,58$,

для местных авиалиний $K_{ком} = 0,65$)

$G_{\text{ком}}$ коммерческая или платная
нагрузка

V_p рейсовая скорость самолёта в
км/час

Затраты на совершение полезной работы можно представить как :

$$B = A \cdot T_c$$

где:

A – расходы на эксплуатацию самолёта
в течении одного летного часа

тогда:

$$\vartheta = \frac{K_{\text{ком}} \cdot G_{\text{ком}} \cdot V_p \cdot T_c}{A \cdot T_c} = \frac{1}{\frac{A}{K_{\text{ком}} \cdot G_{\text{ком}} \cdot V_p}} = \frac{1}{a}$$

где:

$$a = \frac{A}{K_{\text{ком}} \cdot G_{\text{ком}} \cdot V_p} \quad \left(\frac{\text{руб.}}{\text{т.км}} \right)$$

a себестоимость перевозки 1 тонно-
километра

Чем ниже себестоимость перевозки тем выше экономический эффект. Таким образом для гражданских самолётов для сравнительной оценки можно использовать себестоимость одного тонно-километра.

Этот критерий является достаточно общим и не слишком сложным. Он учитывает весовые характеристики самолёта и его частей, характеристики двигателя, аэродинамические и лётные характеристики, стоимость конструкции и проектирования и т.д. Чтобы убедиться в этом достаточно развернуть формулу, подставив входящие в него величины.

1. Расходы на эксплуатацию самолёта (A) в течении одного лётного часа состоят из:

$$A = A_{a.c} + A_{a.d} + A_{m.o.c} + A_{m.o.d} + A_T + A_{zn} + B_{an}$$

где

$A_{a.c}$ и $A_{a.d}$	расходы на амортизацию самолета и двигателей
$A_{m.o.c}$ и $A_{m.o.d}$	расходы на техническое обслуживание и текущий ремонт самолёта и двигателей
A_T	стоимость расходуемого топлива
A_{zn}	зарплата экипажу с начислениями
B_{an}	косвенные аэропортовые расходы

а) Расходы на амортизацию самолёта рассчитываются по формуле:

$$A_{a.c} = \frac{K_1 \cdot C_c \left[1 + K_{p.c} \left(\frac{T_c}{t_c} - 1 \right) \right]}{T_c} \text{ руб./час}$$

где:

$K_1 = 1,05$ коэффициент, учитывающий
непроизводительный налёт
(тренировки, обучение, облёт...)

C_c - стоимость самолёта (отпускная
цена)

$K_{p.c}$ отношение стоимости одного
капитального ремонта к стоимости
самолёта без двигателей.

$K_{p.c} = 0,10-0,12$ для магистральных самолетов

$K_{p.c} = 0,15$ для местных авиалиний

t_c срок службы самолёта между
капитальными ремонтами.

$t_c = 5000$ час

$T_c = 25000-30000$ час

Стоимость самолёта C_c или рассчитывается по формуле, или берется по данным авиапромышленности. При массовом выпуске самолёта

$$C_c = 20 (G_{\text{нуст}} - G_{\text{дв}}) \text{ руб.}$$

б) По аналогии рассчитываются и расходы на амортизацию двигателей:

$$A_{a\partial} = \frac{\kappa_2 \cdot n \cdot C_\partial \left[1 + K_{p,\partial} \left(\frac{T_{\text{дв.}}}{t_{\text{дв}}} - 1 \right) \right]}{T_{\text{дв}}} \text{ руб/час}$$

где:

$\kappa_2 - 1,07$ коэффициент, учитывающий
непроизводительный полет и обкатку
двигателей

n число двигателей

C_∂ стоимость одного двигателя

для ТРД $C_\partial = 7 P_{\text{взл}}$

для ТВД $C_\partial = 11 N_{\text{взл}}$

$K_{p,\partial}$ отношение стоимости одного кап. Ремонта
двигателя к стоимости двигателя.

для ТВД $K_{p,\partial} = 0,65$

Для ТРД определяется по формулам (Бодягин
«проектирование самолётов»)

$T_{\text{де}}$ ресурс двигателя ~6000 час.
 $t_{\text{де}}$ межремонтный срок службы ~3000 час.

в) Расходы на текущий ремонт и обслуживание самолета и двигателей.

$$A_{T\text{о}} = K_{T.O.C} \cdot G_{\text{пуст.}} + K_{m.o.\text{д}} \cdot n \cdot P_{\text{взл}} \quad \text{для ТРД}$$

$$A_{T\text{о}} = K_{T.O.C} \cdot G_{\text{пуст.}} + K_{m.o.\text{д}} \cdot n \cdot N_{\text{взл}} \quad \text{для ТВД}$$

здесь:

$K_{T.O.C}$ удельная стоимость технического обслуживания и текущего ремонта планера

$K_{T.O.C} = 0,5 \div 2$ руб/т в зависимости от веса самолёта

$K_{m.o.\text{д}}$ удельная стоимость технического обслуживания и текущего ремонта двигателей

$$K_{m.o.\text{д}} = \begin{cases} 0,20 \text{ коп/л.с} & ПД \\ 0,17 \text{ коп/л.с} & ТВД \\ 0,10 \text{ коп/кг.тяги} & ТРД \end{cases}$$

$G_{\text{пуст}}$ вес пустого самолёта с двигателями

n число двигателей

г) Стоимость топлива

Стоимость топлива определяется по формуле

$$A_m = \frac{C_m \cdot G_{T.pacx} \cdot V_{пейс}}{L_{расч}}$$

C_m стоимость 1 тонны топлива в руб/т

Керосин 45 руб. за 1т.

Бензин 100руб. за 1т.

Масло 200руб. за 1т.

$G_{T.pacx}$ расходуемое в полете топливо берется из аэродинамического расчета с учетом аэронавигационного запаса

$L_{расч}$ расчетная дальность полёта

д) Расходы на зарплату экипажу рассчитывают исходя из числа летно-подъёмного состава и числа бортпроводников

$$A_{зн} = \bar{C}_{л.п.с} \cdot n_{л.п.с} + \bar{C}_{б.п} \cdot n_{б.п}$$

где:

$\bar{C}_{л.п.с}$ и $\bar{C}_{б.п}$ - средняя годовая зарплата летно-подъёмного состава и бортпроводников

$$\bar{C}_{л.п.с} = 6,5 \div 14 \text{ руб/час}$$

$$n_{б.п} = 3 \div 4 \text{ руб/час}$$

В зарплату экипажа входят ежемесячная зарплата, премии,

за выслугу лет, оплату очередных отпусков, оплату руководящего состава, а также страховой сбор 7%.

е) Косвенные расходы

Берутся в размере 35÷38% от прямых расходов. Сюда входят расходы на амортизацию, ремонт и обслуживание всех наземных сооружений и оборудования, по наземному обслуживанию самолётов, пассажиров, грузов, административные расходы.

2.В формулу для себестоимости перевозок входят также рейсовая скорость $V_{рейс}$ или скорость по расписанию.

Эта скорость учитывает потери времени. На запуск и прогрев двигателей, рулежку, взлет и посадку, маневрирования в воздухе после взлёта и перед посадкой. Эта скорость определяется по формуле:

$$V_{рейс} = \frac{L}{\frac{L - L_{г.н}}{V_{крейс}} + t_{г.н} + \Delta t_M} = \frac{L \cdot V_{крейс}}{L - L_{г.н} + (t_{г.н} + \Delta t_M) V_{крейс}}$$

где:

- L расстояние между аэропортами
- $L_{г.н}$ горизонтальная проекция пути, проходимого самолётом за время $t_{г.н}$
- $V_{крейс}$ крейсерская скорость полета

$t_{\text{в.п}}$ время, затрачиваемое на взлет, набор высоты, снижение, посадку

$\Delta t_{\text{м}}$ время затрачиваемое на маневрирование, запуск и прогрев двигателей, на рулежку.

Все входящие величины берутся из аэродинамического расчета. Для грубых расчетов можно использовать сл. формулу:

$$V_{\text{рейс}} = \frac{L \cdot V_{\text{крейс}}}{L + \Delta t \cdot V_{\text{крейс}}}$$

$\Delta t = 20$ мин. Для самолётов с ТРД

$\Delta t = 35$ мин. Для самолётов с ТВД

$\Delta t = 10$ мин. Для легких многоцелевых самолётов

3. Максимальная коммерческая нагрузка

Определяется для данного самолета в зависимости от пассажирских мест и ёмкости багажных помещений

$$G_{\text{ком}} = 90 \cdot n_{\text{нас}} + 290 \left(V_{\text{бег}} - \frac{20 \cdot n_{\text{нас}}}{120} \right)$$

где:

$n_{\text{нас}}$ количество пассажиров

90 средний вес пассажира с багажом

290 кг/м³ средний удельный вес почты и груза
 $V_{\text{бег}}$ [м³] объем багажных и грузовых помещений
 120 средний удельный вес багажа

Если подставить полученные выражения для $V_{\text{рейс}}$ А и $G_{\text{ком}}$ в формулу себестоимости, то получим экономический критерий, зависящий от летных и весовых характеристик самолёта. Выше были установлены зависимости летных характеристик самолета от его параметров. Таким образом можно получить критерий

$$a = f\left(G, S, P, t, \lambda, c, \bar{\eta}, x\right)$$

Необходимо отметить, что такой критерий становится малообозримым и решение задач возможно лишь на ЭВМ.

Однако следует отметить, что при сравнении самолетов с постоянной дальностью, крейсерской скоростью, полезной нагрузкой, стоимости и ресурса экономический критерий трансформируется в более простой – взлетный вес самолета наилучший вариант при прочих равных условиях и соответствует минимальному весу.

Таким образом на этапе эскизного проектирования многие величины можно предположить постоянными и для оптимального решения задачи рассматривать частные критерии.

Определение частных оптимумов параметров самолёта

1. Оптимальное удлинение крыла

От удлинения крыла зависят, главным образом две величины: вес крыла $G_{кр}$ и вес топлива $G_{мон}$. С увеличением удлинения растет вес крыла, так как увеличиваются изгибающий и крутящий моменты.

Таким образом увеличение удлинения крыла неблагоприятно сказывается на взлетном весе.

Но с другой стороны с увеличением λ уменьшается индуктивное сопротивление крыла, а следовательно и лобовое сопротивление, что ведет к снижению потребной тяги и потребного запаса топлива.

Таким образом частный оптимум удлинения крыла можно определить по минимуму суммы $G_{кр} + G_m$. Установить аналитическую зависимость

$$G_{кр} = f(\lambda) \text{ и } G_m = f(\lambda)$$

можно найти оптимум методом экстремумов

$$\frac{\partial G_{кр}}{\partial \lambda} + \frac{\partial G_m}{\partial \lambda} = 0$$

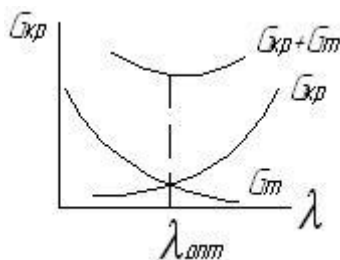


Рисунок 69

Однако эта задача довольно просто решается графически. Для этого строятся зависимости

$G_{кр}$ и G_t .

Практика показывает, что оптимум достаточно глубокий и при изменении критерия на 1% λ может измениться на 8÷10%.

2. Оптимальная относительная толщина профиля крыла

Относительная толщина крыла изменяется вдоль размаха. Поэтому здесь следует более подробно рассмотреть влияние некоторой средней по размаху толщины крыла $\bar{\bar{c}}_{cp}$.

Изменение $\bar{\bar{c}}_{cp}$ влияет на вес крыла и его аэродинамического сопротивления. Увеличение $\bar{\bar{c}}_{cp}$ крыла приводит к уменьшению веса при прочих равных условиях вследствие того, что строительная высота h увеличивается и при неизменном изгибающем моменте уменьшаются усилия в полках лонжерона и уменьшаются потребные сечения.

С другой стороны увеличение \bar{c}_{cp} приводит к росту профильного и волнового сопротивления. А это в конечном счете увеличивает потребную тягу и вес топлива G_m . Следовательно при некоторых значениях \bar{c}_{cp} существует оптимум веса (рисунок №2), т.е минимум имеет зависимости

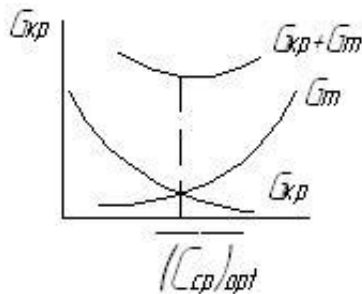


Рисунок 70

$$G_{kp}(\bar{c}_{cp}) \text{ и } G_m(= Pn)$$

где:

$$P = G \frac{C_x}{C_y}$$

а $C_x = f(\bar{c}_{cp})$ можно графически найти

оптимальное значение

$(\bar{c}_{cp})_{opt}$ Решение этой задачи

дает следующие результаты:

2.1 для сверхзвуковых самолетов

$$\left(c_{cp} \right)_{opt} = 2.5 \div 3\%$$

2.2 для дозвуковых самолетов

$$\left(c_{cp} \right)_{opt} = 9 \div 12\%$$

Оптимум более пологий, чем в предыдущем случае, что дает возможность отступать от $\left(c_{cp} \right)_{opt}$ на $10 \div 12\%$

3. Оптимальная стреловидность крыла

Стреловидность крыла оказывает влияние на вес крыла, фюзеляжа и силовой установки. С увеличением угла χ вес увеличивается. Это объясняется тем, что усложняется конструкция в корневых сечениях вследствие увеличения крутящего момента. Концевые сечения также приходится усиливать для избежания реверса элеронов. Кроме того, увеличение приводит к уменьшению $C_{y,opt}$, что приводит к неизбежному росту тяговооруженности самолета.

Однако при всех недостатках увеличение стреловидности крыла дозвуковых самолётов позволяет увеличить скорость полета за счет снижения волнового

сопротивления. Это благоприятно сказывается на экономичность полетов.

Отсюда возможно существование оптимальной стреловидности крыла, соответствующей минимуму себестоимости перевозок (рисунок №3).

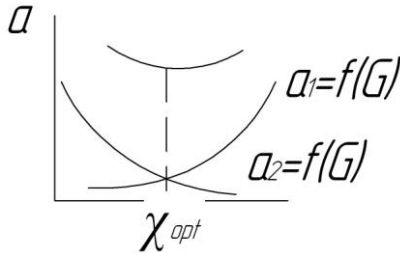


Рисунок 71

Решая задачу с учетом всех противоречивых зависимостей можно получить следующие значения χ_{opt} для дозвуковых самолётов

а) малой и средней дальности $\chi=20\div 25^{\circ}$

б) средней дальности $\chi=30\div 35^{\circ}$

в) самолёты большой дальности $\chi=35\div 37^{\circ}$

Следует учитывать, что оптимальные значения зависят и от других параметров: \bar{c}_o, λ, P_a , причем с увеличением \bar{c}_o, P_a стреловидность растёт, т.е χ_{opt}

Для сверхзвуковых крыльев малого удлинения влияние χ на вес крыла и фюзеляжа более сложное, чем у дозвуковых. Так например, увеличение χ треугольного крыла не всегда ведет к увеличению веса крыла и фюзеляжа. Более сильное

влияние угол χ оказывает на аэродинамическое качество и запас топлива.

Пример значения χ_{opt} следующий:

M	2	2,3	2,5	3,0
χ_{opt}	60	65	69	75

Таблица 7

Оптимум по стреловидности бывает очень сильным и отклонения от χ_{opt} возможно на $3 \div 4^\circ$.

4. Оптимальная нагрузка на крыло при взлете

Удельная нагрузка на крыло

$$P_o = G_o / S$$

очень сильно влияет на вес крыла, вес силовой установки и вес топлива.

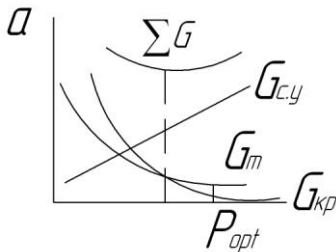


Рисунок 72

При увеличении P_o сильно уменьшается площадь крыла, что при прочих равных условиях уменьшает вес крыла.

В то же время из-за уменьшения площади крыла приходится увеличивать стартовую тяговооруженность силовой установки.

Влияние P_0 на вес топлива более сложное, но относительно слабое. Таким образом противоречивое влияние P_0 на $G_{кр}$, $G_{с.у}$ и G_m приводит к существованию оптимальной нагрузки.

Аналитическое решение возможно в нескольких приближениях. В первом приближении удельную нагрузку можно определить из условия подобия:

$$\begin{aligned} S &= a \cdot l^2 \\ G_0^1 &= b \cdot l^3 \end{aligned} \quad (2)$$

Следовательно:

$$P_0 = \frac{G}{S} = c \cdot l$$

Или определив из (2)

$$l = \sqrt[3]{\frac{G_0}{b}} \text{ получим, что}$$

$$P_0 = \xi \cdot G_0^{1/3}$$

$$\xi = 10 \quad (\text{для дозвуковых самолётов})$$

Полученное значение удельной нагрузки необходимо уточнить, учитывая влияние удельной нагрузки на длину

взлетно-посадочной полосы L_{enn} и посадочную скорость. Если расчетным условием является длина разбега, то формула для определения нагрузки на крыло имеет вид:

$$P_0 = g \cdot \rho_a \cdot C_{y.отр.} \cdot L_{разб.} \left(k_1 \cdot \bar{t}_0 - f_{кач} - \mu \right)$$

где

$$k_1 = 0.92 \div 0.95$$

- \bar{t}_0 стартовая тяговооруженность
- $f_{кач}$ коэффициент сопротивления качению колес
- μ сопротивление воздуха на участке разбега

Если задана посадочная скорость, то

$$P_0 = C_y \frac{S \cdot V^2}{2k_2}$$

- k_2 коэффициент, учитывающий уменьшение посадочного веса по сравнению со взлетным $k_2 \leq 1$

В третьем приближении $(P_0)_{opt}$ определяется с учетом влияния P_0 на вес крыла, силовой установки и топлива.

Обычно оптимум имеет ярко выраженный характер и отступления от $(P_0)_{opt}$ возможно на $4 \div 6\%$

5. Оптимальное удлинение фюзеляжа

Удлинением фюзеляжа называют отношение:

$$\lambda_\phi = \frac{L_\phi}{D_\phi}$$

Величина λ_ϕ влияет прежде всего на вес самого фюзеляжа, а также на вес шасси, оперения и топлива. Противоречивость влияния λ_ϕ на вес этих составляющих и приводит к образованию $(\lambda_\phi)_{opt}$.

Диаметр фюзеляжа выбирается либо из условия заданного объёма фюзеляжа

$$D_\phi = \sqrt[3]{\frac{V_\phi}{a \cdot \lambda_\phi}}$$

Либо из обеспечения потребной площади пола $S_{пол}$

Когда известны габариты грузов или число пассажиров:

$$D_\phi = \sqrt{\frac{S_{пол}}{b \cdot \lambda_\phi}}$$

здесь

a и b коэффициенты

Относительный вес шасси зависит от удлинения вследствие изменения высоты стоек шасси:

$$\bar{G}_{ш} = c_1 + c_2 \cdot \lambda_{\phi} - c_3 \cdot \lambda_{\phi}^2$$

c_1, c_2, c_3 коэффициенты, зависящие от назначения и схемы самолета.

Относительный вес оперения изменяется при изменении λ_{ϕ} в связи с тем, что меняется площадь оперения:

$$\bar{G}_{он} = \frac{g_{он}}{P_0} \cdot \frac{C_y}{D_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}}$$

где

$g_{он}$ вес $1M^2$ оперения

P_0 нагрузка на крыло

$C_y = 10-15$ коэффициент

На относительный вес топлива удлинения фюзеляжа оказывает влияние через аэродинамическое сопротивление фюзеляжа и изменение тяги двигателей (рисунок №5).

$$C_{x.\phi} = 0,008\lambda_{\phi} + \frac{0,5}{\lambda_{\phi}^2}$$

Графическое решение данной задачи для ряда самолётов показывает, что оптимум не является слишком

острым и имеется возможность варьировать удлинением на $10\div 15\%$

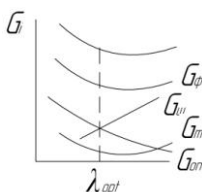


Рисунок 73

Метод градиентов взлетного веса

Метод градиентов взлетного веса является частным случаем оптимизации параметров самолета, когда крейсерская скорость и расчетная дальность предполагается постоянными, а вместо экономического критерия оценки самолёта используется взлетный вес G_0 . Следует заметить, что взлетный вес G_0 не является слишком узким критерием, так как его величина органически связана с весом всех частей самолёта: аэродинамическими характеристиками и характеристиками двигателя. Поэтому взлетный вес может служить критерием оценки самолётов различного назначения. Зато решение проектировочных задач становится намного проще, чем при использовании более общих критериев экономичности и боевой эффективности.

Градиент взлетного веса представляет собой выражение:

$$\text{grad}G_0 = \frac{\partial G_0}{\partial i} \Delta i = \chi_i \Delta i$$

Δi - приращение параметра или характеристики, например, изменение веса детали или агрегата, приращение аэродинамической характеристики или характеристики двигателя.

χ_i - производная взлетного веса по i -му параметру.

С помощью градиента взлетного веса можно легко и быстро пересчитать взлетный вес самолета при изменении какого-либо параметра и оценить влияние этого изменения на взлетный вес.

Новый вес самолета равен:

$$(G_0)_{\text{нов}} = (G_0)_{\text{исх}} \pm \frac{\partial G_0}{\partial i} \Delta i \quad (1)$$

Важно отметить, что величину

$$\chi_i = \frac{\partial G_0}{\partial i}$$

на данном этапе проектирования можно считать постоянной.

Степень погрешности при определении нового значения взлетного веса $(G_0)_{\text{нов}}$ зависит от величины

приращения Δi . Если Δi не превышает 10% от первоначального значения параметра, то ошибка в определении $(G_0)_{нов}$ не превышает 1%.

Метод градиентов взлетного веса позволяет определить суммарное, зачастую противоречивое, влияние нескольких величин на взлетный вес G_0 .

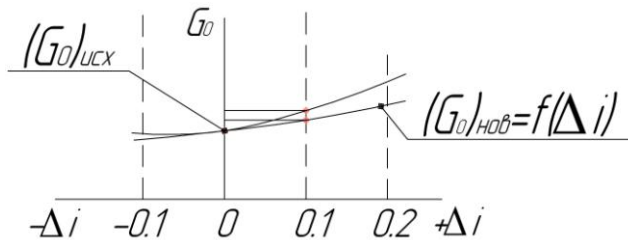


Рисунок 74

Практический интерес представляет, например, задача сравнения нескольких конструктивных или технических решений, связанных с изменением веса детали или узла G^x изменением сопротивления x_0 или удельного часового расхода топлива c_p .

Тогда суммарное изменение взлетного веса определяется по формуле:

$$\Delta G_0 = \frac{\partial G_0}{\partial G^x} \cdot \Delta G^x + \frac{\partial G_0}{\partial x_0} \cdot \Delta x_0 + \frac{\partial G_0}{\partial c_p} \cdot \Delta c_p = \chi_{G^x} \cdot \Delta G^x + \chi_{x_0} \cdot \Delta x_0 + \chi_{c_p} \cdot \Delta c_p$$

здесь:

$\chi_{G^x}, \chi_{x_0}, \chi_{c_p}$ производные взлётно го веса
соответственно по дополнительному
весу детали, аэродинамическому
сопротивлению и удельному
часовому расходу топлива.

В литературе приводятся формулы для определения производных взлетного веса (Бадягин и др. Проектирование самолетов)

При выполнении эскизного проекта пассажирских самолётов можно пользоваться следующими значениями производных:

Тип самолета	При условии $p_0, t_0 = \text{const}$			При условии $S, P_0 = \text{const}$		
	χ_G	χ_{x_0}	$\chi_{c_p \cdot 10^3}$	χ_G	χ_{x_0}	$\chi_{c_p \cdot 10^3}$
Местных авиалиний	2,1÷2,2	2,0÷3,0	2÷8	1,5÷1,6	1,3÷1,8	1,5÷5
Средне магистральн ых	2,3÷2,6	11÷12	14÷20	1,7÷1,8	7÷8	9÷12
Дальне магистральн ых	3,2÷3,8	19÷26	110÷190	2,2÷2,6	11÷13	60÷90
сверхзвуков ых	8÷10	22÷27	250÷300	3,5÷4,0	10÷11	140÷150

Таблица 8

Как следует из таблицы 8 увеличение лобового сопротивления χ_0 на 1кг. Приводит к большему увеличению веса самолёта нежели перетяжеление детали на 1кг. Особенно это характерно для тяжелых самолетов.

Из таблицы 2 также видно, что при $S, P_0 = const$ производные взлетного веса меньше, чем при $P_0, t_0 = const$. Объясняется это тем, что увеличение веса детали или лобового сопротивления при $P_0, t_0 = const$ сказывается на всех составляющих. В то время как при P_0 и $S = const$ вес крыла и силовой установки практически не изменяется.

Кроме рассмотренных производных взлетного веса могут быть аналогичным образом получены и другие интересные конструктора производные в каждом конкретном случае.

РАДЕЛ II Проектирование частей самолета

Проектирование любой из частей самолета, будь то крыло, фюзеляж, оперение, шасси включает следующие основные операции:

1. определение и выбор основных параметров и геометрических размеров
2. определение и увязка формы
3. определение веса конструкции
4. разработка конструктивной силовой схемы

Проектирование крыла

Крыло представляет собой основную часть самолета и поэтому определение его размеров, форм и параметров должно вестись наиболее тщательным образом с учетом научных достижений и новейших конструкционных материалов. Правильно выбрать и определить геометрию крыла можно лишь при четком и ясном представлении об основных характеристиках крыла.

Основные характеристики крыла

1. Геометрические параметры.

Под геометрическими параметрами крыла понимают его абсолютные и относительные размеры, характеризующие

форму крыла при виде в плане, спереди и в отдельных сечениях.

1. К абсолютным размерам относятся:

площадь крыла	S
размах крыла	l
корневая и концевая хорды	$b_0 \ b_k$
максимальная толщина профиля	c
угол стреловидности	χ
угол поперечного угла крыла	Ψ
угол заклинения крыла	$\alpha_{кр}$

К относительным параметрам относятся:

удлинение	$\lambda = l^2 / S$
сужение	$\eta = b_0 / b_k$
относительная толщина профиля	\bar{c}

и относительные параметры взлёта с площадью S и углом стреловидности χ оказывают основное влияние на аэродинамические и конструктивно-весовые характеристики крыла.

2. Аэродинамические характеристики.

В аэродинамическом отношении крыло характеризуется безразмерными коэффициентами подъемной

силы C_y , лобового сопротивления C_x и продольного момента m_z . Отношение:

$$\frac{C_y}{C_x} = K$$

определяет аэродинамическое качество, максимальное значение которого K_{\max} характеризует степень аэродинамического совершенства крыла.

Несущую способность крыла определяет значение коэффициента подъёмной силы C_y , для дозвуковых скоростей представляется формулой:

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0)$$

где:

α_0 — угол атаки при $C_y = 0$

$$C_y^\alpha = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = 2\pi \frac{\lambda}{\bar{\rho} \lambda + 2} = \frac{2\pi}{\bar{\rho} + \frac{2}{\lambda}} \quad (1)$$

$\bar{\rho}$ — отношение полупериметра крыла к размаху.

Для крыльев с прямолинейными передними и задними кромками и с концевыми хордами параллельными потоку это отношение равно:

$$\bar{\rho} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\cos \chi_{п.к}} + \frac{1}{\cos \chi_{з.к}} \right) + \frac{2}{\lambda(\eta+1)} \quad (2)$$

Формулы (1) и (2) практически применимы для любой формы крыла в плане и связывают геометрические параметры крыла λ, η и χ с коэффициентом C_y . Влияние этих параметров на C_y можно проследить на следующих графиках:

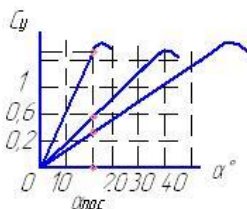


Рисунок 75

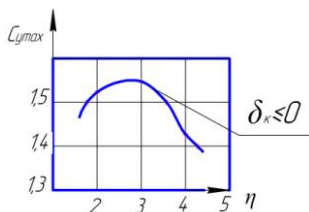


Рисунок 76

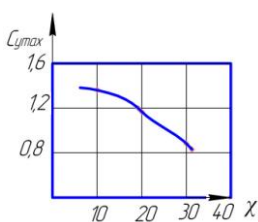


Рисунок 77

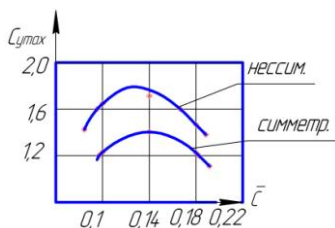


Рисунок 78

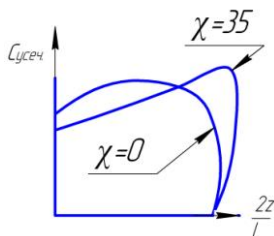


Рисунок 78

Как следует из графиков увеличение удлинения приводит к значительному увеличению угла наклона кривой, т.е. C_y^α . При небольших (малых) удлинениях крыла $C_{y,макс.}$ достигается на больших углах атаки, что трудно реализовывать на практике, из-за необходимости увеличивать стойки шасси.

1. Увеличение сужения η до $\eta=2,5$ несколько увеличивают коэффициент максимальной подъемной силы. Дальнейшее увеличение сужения неблагоприятно сказывается на обтекании крыла. Максимальное значение $C_{y,макс.}$ начинают достигать в концевых сечениях и происходит срыв потока. При $\eta=4$ срыв потока распространяется по всему размаху крыла и резко уменьшается C_y . Для предотвращения срывов потока применяют аэродинамическую и геометрическую кривку крыла.

Аэродинамическая кривка крыла заключается в том, что на концах крыла устанавливаются профили с большей несущей способностью, т.е. с большим $C_{y,макс.}$ при больших $\alpha_{кр.}$

Геометрическая крутка осуществляется путем поворота концевых сечений крыла на меньший угол α по сравнению с корневым.

2. Влияние стреловидности χ на C_y можно оценить формулой:

$$C_{y\text{исч.}} = C_{y\text{нр}} \cdot \cos \chi$$

Чем больше угол стреловидности χ , тем ближе к концу крыла сдвигаются наибольшие значения C_y и тем ближе к концу крыла начинается срыв потока. Тем самым ухудшается обтекание крыла и увеличивается опасность потери устойчивости и управляемости. Поэтому в стреловидных крыльях необходимо предусматривать устройства, препятствующие концевым срывам- гребни, запилы, концевые предкрылки. Форма профиля крыла существенным образом влияет на $C_{y\text{max}}$. Увеличение \bar{C} и кривизны профиля увеличивают подъёмную силу. Оптимальные значения лежат в пределах $\bar{C} = 9 \div 14\%$

Другой важной характеристикой крыла является лобовое сопротивление x_x или коэффициент аэродинамического сопротивления C_x . Как известно сопротивление крыла можно представить в виде слагаемых:

$$C_{\text{хкк}} = C_{\text{хр}} + C_{\text{хi}} + C_{\text{хb}} = C_{\text{хо}} + C_{\text{хi}}$$

где:

$C_{\text{хо}}$ - вредное сопротивление

Характер изменения составляющих сопротивления крыла в зависимости от скорости можно представить следующим графиком:

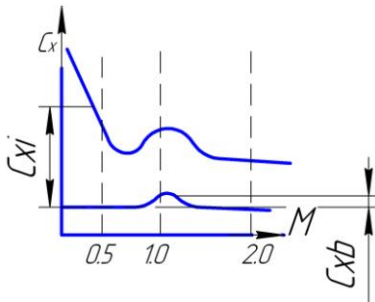


Рисунок 79

При малых скоростях основная доля приходится на индуктивное сопротивление. С ростом скорости эта составляющая уменьшается.

Для дозвуковых и околозвуковых скоростей полёта. При малых скоростях основная доля приходится на индуктивное сопротивление. С ростом скорости эта составляющая уменьшается.

Для дозвуковых и околозвуковых скоростей полёта.

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi\lambda}(1 + \varepsilon)$$

где:

ε коэффициент, учитывающий влияние формы крыла в плане

С увеличением λ индуктивное сопротивление уменьшается.
Для сверхзвуковых скоростей:

$$C_{xi} = 0.25\sqrt{M^2 - 1} \cdot C_y^2$$

т.е практически от удлинения не зависит

Влияние сужения на сопротивление учитывается коэффициентом ε .

при $\eta=2,7$ $\varepsilon=0,01$ при $\eta=4$ $\varepsilon=0,015$,

т.е это влияние не велико.

Отношение толщины профиля оказывает существенное влияние на вредное сопротивление

$$C_{x0} = C_{xp} + C_{xв}$$

С увеличением \bar{C} вредное сопротивление увеличивается главным образом за счет волнового сопротивления.

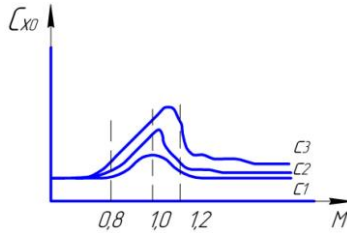


Рисунок 80

Стреловидность крыла существенно влияет на волновое сопротивление. С увеличением χ растет $M_{кр}$ и уменьшается волновое сопротивление, а следовательно и C_x крыла.

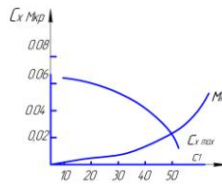


Рисунок 81

3. Весовые характеристики

К ним относятся: вес конструкции крыла $G_{кр}$, удельный вес крыльев $g_{кр} = G_{кр} / S$, относительный вес крыла

$$\bar{G}_{кр} = G_{кр} / G_0,$$

вес основных элементов крыла.

Для современного свободонесущего крыла с жесткой металлической обшивкой вес конструкции крыла:

$$G_{кр} = G_n + G_{ст} + G_{н} + G_{ш.эл} + G_{проч} \quad (3)$$

G_n вес полок лонжеронов и продольных элементов, воспринимающих изгиб

$G_{ст}$ вес стенок лонжеронов и всех элементов, воспринимающих перерезывающую силу

$G_{н}$ вес нервюр

$G_{ш.эл}$ вес щитков и элеронов

$G_{проч}$ вес прочих элементов: накладок, стыковых элементов, противофлаттерных грузов

Вес каждого слагаемого в формуле (3) рассчитывается теоретически из условий обеспечения прочности и корректируется статистическими коэффициентами. Вывод формул для каждого слагаемого можно найти в книге Фомина и Грощенко.

Так Фомин рекомендует пользоваться следующей формулой для определения веса конструкции крыла:

$$G_{кр} = A \frac{\lambda^{3/2}}{c_0} \left[45,5 \left(1 + \frac{1}{\eta} \right) - (\eta + 1) \right] + B \lambda^{1/2} + \frac{C}{\lambda^{1/2}} + D \quad (4)$$

если

$$S = \text{const}$$

$$n_A = \text{const}$$

$$P = \text{const}$$

то коэффициенты не зависят от геометрии крыла

$$A = m_1 n_A \varphi \mu S^{3/2} P$$

$$B = m_2 n_A \varphi \mu S^{3/2} P$$

$$C = m_3 n_A \varphi \mu S^{3/2} P$$

$$D = 5.5S$$

здесь:

\bar{c}_0 — относительная толщина профиля в
корневом сечении

$\varphi = 0,45-0,9$ коэффициент разгрузки крыла в
полете

μ коэффициент, учитывающий
утяжение конструкции крыла
вследствие
понижения прочности при нагреве

n_A коэффициент перегрузки
(расчетный)

Приведенная формула (4) позволяет оценить влияние геометрических параметров на вес крыла. Так с увеличением λ

вес крыла увеличивается и при увеличении \bar{c}_0 и η уменьшается. Вес крыла увеличивается при увеличении χ .

4. Жесткостные характеристики

Крыло самолета в полете находится под воздействием аэродинамических, упругих и массовых сил. Под действием этих сил крыло деформируется. Деформации крыла не должны превышать определенных пределов, ибо от деформации зависят как прочностные так и аэродинамические характеристики и устойчивость и управляемость самолета. Следовательно при проектировании крыла жесткость на изгиб и кручение могут оказаться определяющими. Установим связь между геометрическими параметрами крыла и его деформациями:

4.1. Максимальный прогиб свободнесущего крыла при изгибе определяется формулой

$$f_{\max} = B_{\text{изг}} \frac{Ql^3}{EJ_0}$$

где:

- Q распределенная нагрузка по полуразмаха крыла
- J₀ момент инерции сечения лонжерона (рассматривается однолонжеронное крыло)
- B_{изг} коэффициент, зависящий о закона

распределения нагрузки и от изменения моментов инерции сечения лонжерона.

Выразив Q и J_0 через геометрические параметры крыла для f_{\max} получим:

$$f_{\max} = B_{uz2} \frac{k l \lambda \left(1 + \frac{1}{\eta}\right)}{\bar{c}_0}$$

где

$$k = \frac{2\sigma}{E(0.455 - 0.01\eta)} = const$$

относительный прогиб:

$$\frac{f}{l} = B_{uz2} \left(1 + \frac{1}{\eta}\right) \frac{\lambda}{\bar{c}_0} k$$

Отсюда легко установить, что при увеличении удлинения крыла прогиб увеличивается, а при увеличении η и \bar{c}_0 уменьшается.

4.2. Угол закручивания крыла, как замкнутого контура в общем случае определяется как интеграл:

$$\varphi_0 = \frac{M_{кр} l}{L G_{\mu} \omega^2} \int \frac{dS}{\delta}$$

где:

- φ_0 угол закручивания на конце крыла
 $M_{кр}$ крутящий момент
 G_μ модуль упругости второго ряда
 ω площадь контура в свету
 δ толщина обшивки

Если в этой формуле площадь ω выразить через геометрические параметры как:

$$\omega = \epsilon_0^2 \bar{c}_0 k_\phi$$

где

$$\epsilon_0 \cong \epsilon_{cp} \frac{1}{1+\eta} = \frac{S}{l} \frac{1}{1+\eta}$$

- k_ϕ коэффициент формы
 и проинтегрировать формулу (4) по замкнутому контуру, то относительный угол закручивания:

$$\xi = \frac{\varphi_0}{l} = B_2 \frac{\lambda^2 \left(1 + \frac{1}{\eta}\right)^4}{\bar{c}_0^2} M_{кр}$$

Таким образом увеличение λ и уменьшение η и \bar{c}_0 приводит к увеличению относительных углов закручивания. Если жесткость крыла недостаточная, то большие углы

закручивания могут привести к таким неблагоприятным явлениям, как реверс элеронов дивергенция крыла.

5. Вибрационные характеристики

Явления динамической аэроупругости, т.е. возникновение самовозбуждающихся колебаний более строго рассматриваются в курсе «Расчет самолета на прочность». Как известно, вибрационные свойства конструкции самолета характеризуются величиной критической скорости флаттера, - скорости полета самолета, при которой возникают колебания крыла с незатухающей амплитудой. В общем случае $V_{кр}$ определяется из уравнения 4^{го} порядка с переменными коэффициентами, зависящими от жесткости конструкции, её аэродинамических характеристик и характеристик среды. В частном случае для крыла постоянного сечения по размаху:

$$V_{кр.ф} = \frac{\pi}{S} \sqrt{\frac{2G_{\mu} J_{кр}}{C_y^{\alpha} r \cos \chi}}$$

где:

$$z = \bar{x}_T - x_F$$

$G_{\mu}, J_{кр}$ жесткость крыла на кручение.

Анализируя эту формулу, можно установить, что с увеличением λ увеличивается C_y^{α} и уменьшается $V_{кр}$

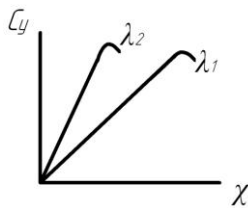


Рисунок 82

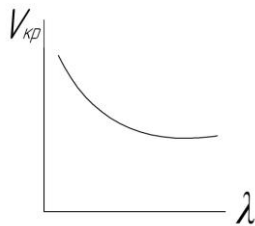


Рисунок 83

С увеличением угла стреловидности χ $V_{кр}$ увеличивается.

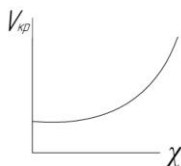


Рисунок 84

С увеличением сужения увеличивается крутильная жесткость и $V_{кр}$ увеличивается.

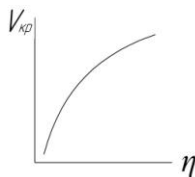


Рисунок 85

На величину $V_{кр}$ сильное влияние оказывает взаимное положение центра тяжести и фокуса. Чем больше ц.т к носку профиля, тем выше критическая скорость флаттера

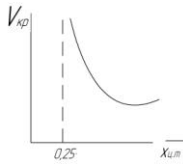


Рисунок 86

Таким образом изменение геометрических параметров λ , η , χ , \bar{c} влияет практически на все характеристики крыла: аэродинамические, весовые, жесткостные и аэроупругие.

Выбор основных параметров крыла

1. Прежде чем приступить к выбору геометрических размеров должен быть выбран профиль крыла, форма крыла и уточнено значение $(p_0)_{opt}$. При выборе профиля следует руководствоваться такими критериями:

Минимальный c_x при расчетной скорости V_{max} и $V_{кр}$ на заданной высоте.

Максимальное значение $C_{y, max}$

Наибольшее значение аэродинамического качества K_{max}

наибольшее значение отношения $\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$ (коэффициент мощности)

Подобрать профиль, у которого все перечисленные выше критерии были максимальными не представляется

возможным. Поэтому для каждого конкретного самолета выбирается наиболее важный критерий, например:

Для многоцелевых самолетов необходимо иметь $C_{x\min}$

Для истребителей – перехватчиков $C_{x\min}$ и $\frac{C_y^{3/2}}{C_x}$,

характеризующие скороподъемность

Для бомбардировщиков и пассажирских самолетов – максимально возможное качество.

Для всех самолетов необходимо стремиться к $C_{y, \max}$.

2. Форма крыла выбирается с учетом заданного диапазона скоростей полета
- 3.

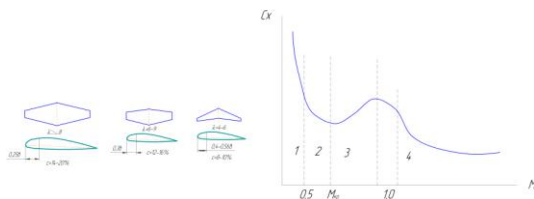


Рисунок 87

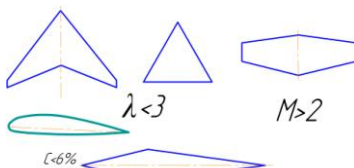


Рисунок 88

Для скоростей до $M > 0,5$ крылья эллиптические, прямые, трапециевидные с $\lambda > 8$ $\bar{c} = 14 \div 20\%$

Для скоростей $M = 0,5 \div 0,8$ - трапециевидные с $c = 12 \div 16\%$. В околозвуковой зоне с стреловидными крыльями $\lambda = 4 \div 6$ и в сверхзвуковой стреловидные, треугольные, прямые крылья малого удлинения.

3. Уточняется оптимальная нагрузка на крыло исходя из заданных летных характеристик. Определение P_{opt} рассмотрено ранее.

4. Определяются геометрические параметры

Площадь крыла

$$S = \frac{G_0}{P_{opt}}$$

Полученная площадь крыла должна обеспечивать заданные характеристики V_{max} , $V_{взл}$, $V_{пос}$.

Площадь консолей крыла

$$S_k = S \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta + 1} \frac{D_\phi}{l} \right) \left(1 - \frac{D_\phi}{l} \right)$$

наивыгоднейшее

удлинение крыла определяется по формуле:

$$\lambda_{н.в} = \frac{-B'' + \sqrt{(B'')^2 + 12A'' \frac{1}{c_0} \left(C'' + \frac{L_{\max} C_{x0}}{A_0'} \right)}}{6A''}$$

где

$$B'' = m_2' \varphi \cdot n_a \mu S^{1/2} \frac{1}{\cos^3 \chi}$$

$$A'' = m_1' \varphi \cdot n_a \mu S^{1/2} \frac{k_\eta}{\cos^3 \chi}$$

$$A_0' = \frac{20 \sqrt{pt_0 \xi}}{\psi c_{\rho_0}}$$

$$C'' = m_3' \varphi \cdot n_a \mu S^{1/2} \cos \chi$$

$$\psi = \frac{C_{\rho V}}{C_{\rho V=0}}$$

для дозвуковых самолётов

$$C_{x0} = 0,018 \div 0,02,$$

для сверхзвуковых

$$C_{x0} = 0,008 \div 0,009$$

для истребителей

$$C_{x0} = 0,01$$

μ коэффициент, учитывающий
кинетический нагрев

$$k_\eta = 45.5 \left(1 + \frac{1}{\eta} \right) - (\eta - 1)$$

φ коэффициент загрузки $\varphi = 0,95$ для
2-х двигателей, расположенных
на крыле,

$\varphi = 0,8 \div 0,85$ для 2-х двигателей и топлива,

$\varphi=0,45 \div 0,7$ для 4-х двигателей и топлива,
расположенных в крыле.

$$m_1' = 1.2 \cdot 10^{-7} \div 1.3 \cdot 10^{-7}$$

$$m_2' = 1.7 \cdot 10^{-4} \div 1.9 \cdot 10^{-4}$$

$$m_3' = 0.7 \cdot 10^{-3}$$

$C_{x0} = 0.018 \div 0.02$ для дозвуковых тяжелых
самолетов,

$C_{x0} = 0.008 \div 0.009$ для сверхзвуковых тяжелых
самолетов,

$C_{x0} = 0.001$ для истребителей

$$l = \sqrt{\lambda_{н.б}} \cdot S$$

Хорды крыла

$$\epsilon_0 = \frac{2S\eta}{l(\eta+1)}$$

$$\epsilon_k = \frac{\epsilon_0}{\eta}$$

Бортовая хорда:

$$\epsilon_\sigma = \epsilon_0 \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \frac{D_\phi}{l} \right)$$

Критическую скорость полета можно определить по формуле:

$$M_{kp} = 1 - 0.7 \sqrt{c_0} - 3.2 c_0 (C_y)_{Lmax}^{3/2}$$

где:

$$(C_y)_{Lmax}^{3/2} = (C_y)_{Kmax} / \sqrt{3}$$

$$M_{kp} = 1 - n_k (\lambda - 1)^{1/9} \left(0.175 + 3.25 c_0 \right) \left(\cos^3 \chi + \frac{0.365 C_y^3}{\cos^5 \chi} \right)$$

где:

$n_k = 0,4 \div 0,44$ коэффициент, характеризующий профиль крыла и конструкционные особенности

Стреловидность крыла

$$\cos \chi = \frac{M_{kp}}{M}$$

где:

$$M = \frac{1.4}{a} \sqrt{\frac{P_0}{\rho C_y}}$$

а скорость звука

$$a = 20\sqrt{288 - 6.45H(\text{кн})} - \left[\frac{\text{м}}{\text{сек}} \right]$$

Выбор площади элеронов и аэродинамической компенсации

Площадь элеронов составляет от площади крыла

$$\frac{S_{\text{эл}}}{S_{\text{кр}}} = 0,05 \div 0,08$$

Большие значения принимают для более тяжелых самолетов.

Размах одного элерона

$$l_{\text{эл}} = (0.3 \div 0.4) \frac{l}{2}$$

Хорда элерона:

$$e_{\text{эл}} = (0.22 \div 0.26) e$$

Определив размеры элерона необходимо проверить его эффективность, которая характеризуется коэффициентом момента.

$$m_x = A \frac{l_{\text{эл}}}{l} \sqrt{\frac{e_{\text{эл}}}{e}}$$

где:

A коэффициент оптического момента.
Площадь крыла, обслуживаемой элероном.

$$A = \frac{S_0 a}{S_{кр} l_{кр}}$$

S_0 заштрихованная площадь

a расстояние до ц.т. S_0

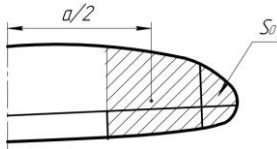


Рисунок 89

Отношение:

$$\frac{m_x}{A} = 0,16 \div 0,17$$

В качестве аэродинамической компенсации применяются осевая и внутренняя компенсации.

При осевой компенсации принимают:

$$\frac{S_{ок}}{S_{эл}} = 0,30 \div 0,31$$

Площадь триммеров элеронов принимают равной:

$$S_{мп} = (0,04 \div 0,06) S_{эл} \quad \text{для 1 и 2-х двигательного самолета}$$

$$S_{мп} = (0,07 \div 0,08) S_{эл} \quad \text{для 4-х двигательного самолета}$$

Вес элеронов:

$$q_{эл} = (0.4 \div 0.5)q_{кр}$$

Углы отклонения

$$\delta_{эл} = +25 \div -15$$

Выбор механизации крыла

Под механизацией крыла понимают устройства, позволяющие менять аэродинамические характеристики крыла.

Различают два вида средств механизации:

1. Средства механизации для увеличения подъемной силы, т.е $C_{y \max}$
2. Средства механизации для увеличения лобового сопротивления

К первому виду средств механизации относятся щитки, закрылки, предкрылки, системы управления пограничным слоем. Ко второму относятся тормозные щитки, интерцепторы.

Перед выбором того или иного вида механизации крыла должен быть известным профиль крыла с его $C_{y \max}$. Тип механизации крыла выбирают исходя из заданной на тактико-техническим условиям посадочной скорости.

$$C_{y_{\max} \text{ номр.}} = \frac{2G_0}{\rho_0 S V_{\text{noc}}^2}$$

Необходимый прирост подъемной силы $\Delta C_{y_{\max}}$ для обеспечения V_{noc} определяется как:

$$\Delta C_{y_{\max}} = C_{y_{\max} \text{ номр.}} - C_{y_{\max} \text{ исх. пр}}$$

В механизированном крыле прирост $\Delta C_{y_{\max}}$ зависит от следующих факторов: сужения η , удлинения λ , стреловидности χ , профиля и его толщины ε , хорды щитка или закрылка, углов отклонения механизации.

Большие η и λ усиливают эффект механизации, уменьшения \bar{c} , и увеличение стреловидности уменьшают $\Delta C_{y_{\max}}$.

Если механизация крыла располагается не по всему размаху, то величину $C'_{y_{\max}}$ крыла с механизацией можно определить по формуле:

$$C'_{y_{\max}} = \frac{S_{\text{кр. м}}}{S} C_{y_{\max}}$$

где:

$S_{\text{кр. м}}$ площадь крыла, обслуживаемая механизацией

$C_{y_{\max}}$ коэффициент подъемной силы крыла с механизацией по всему размаху

Для предварительных расчетов можно принимать следующие значения $\Delta C_{y_{\max}}$ и максимальные углы отклонения:










Наименование	Вид	$\Delta C_y = \frac{\Delta C_{y_{\max}}}{C_{y_{исх}}}$	Углы отклонения
Щиток		65÷75 (0,6)	0-55°
Щелевой закрылок		85÷95 (0,8÷1,0)	50°
Выдвижной щиток		75÷85 (0,85)	50°
Выдвижной однощелевой закрылок		115÷140 (1,4÷1,5)	30÷40°
Двухщелевой закрылок		140÷150 (1,7÷1,8)	45°
Предкрылок		55÷65%	15-20°
Отклоняющий носок		50÷60	15-20°
Щелевой закрылок и предкрылок		155÷165 (1,7÷1,9)	30-40°
УПС (сдвиг или отсос)		200÷250	

Таблица 9

Хорды механизации крыла выбирают из следующих соотношений:

Для щитков $\epsilon_{щ} = (0,25 \div 0,3)\epsilon_{кр}$

Для закрылка $\epsilon_{зк} = 0,3\epsilon_{кр}$

Для выдвижных закрылков $\epsilon_{в.зк} = (0,3 \div 0,4)\epsilon$

Для предкрылков $\epsilon_{пр.} = (0,1 \div 0,15)\epsilon_{кр}$

Для сверхзвуковых самолетов с треугольным крылом

$$\epsilon_{м.} = (0,12 \div 0,15)q_{кр}$$

Удельный вес конструкции щитков и закрылков составляет:

$$q_{з.} = (0,3 \div 0,4)q_{кр}$$

Выбор угла ψ поперечного V крыла и угла заклинения

Угол ψ определяют из расчета поперечной и боковой устойчивости. Он должен обеспечивать соотношение:

$$\frac{m_x^\beta}{m_y^\beta} < 0,7$$

где:

m_x^β и m_y^β производные по углу скольжения
коэффициентов моментов m_x и m_y

Угол ψ вначале проектирования обычно задается.

Для стреловидных крыльев трапецевидной формы в плане:

Для низкоплана $\psi = 5 \div 7^\circ$

среднеплана	$\psi=3\div 5^0$
высокоплана	$\psi=1\div 2,5^0$

Для стреловидных крыльев $\psi=-1\div -3^0$
 треугольных крыльев $\psi=0\div 1^0$

Угол установки или угол заклинения крыла выбирают из условия обеспечения минимального сопротивления фюзеляжа на основном режиме полета, т.е на V_{\max} или $V_{кр}$.

Это условие соответствует горизонтальному полету. Из условия

$$G = Y = C_{y.z.n.} \frac{\rho_n V_{\max}^2}{2} S$$

Определяют потребный коэффициент $C_{y.z.n.}$, а по графику $C_y = f(\alpha)$ определяют $\alpha_{z.n}$

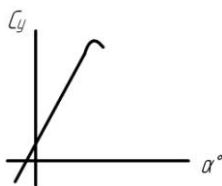


Рисунок 90

Угол заклинения принимают равным $\alpha_0 = \alpha_{z.n}$

Вес конструкции крыла

Вес крыла составляет 12÷18% от веса самолета. Поэтому при проектировании самолета весу конструкции следует уделять большое внимание.

Для крыла разработано больше 20 формул простых и сложных. Мы приведем здесь формулы предлагаемых для расчета в книге Бадягин «Проектирование самолета»

Для прямого и трапециевидного крыла:

$$q_{кр.} = \frac{G_{кр.}}{S} = \varphi \mu m_a \rho_0^{1/2} G_0^{1/2} \left(m_1 \frac{\lambda^{3/2}}{\bar{c}_0} k_\eta + m_2 \lambda^{1/2} + m_3 \frac{1}{\lambda^{1/2}} \right) + 5.5$$

Для стреловидного крыла

$$q_{кр.} = \varphi \mu m_a \rho_0^{1/2} G_0^{1/2} \left(m_1 \frac{\lambda^{3/2}}{\cos^3 x} \frac{k_\eta}{\bar{c}_0} + m_2 \frac{\lambda^{1/2}}{\cos x} + m_3 \frac{\cos x}{\lambda^{1/2}} \right) + 5.5$$

Для треугольного крыла

$$q_{кр.} = \varphi \mu m_a \rho_0^{1/2} G_0^{1/2} \left(m_1 \frac{\lambda^{3/2}}{\bar{c}_0} + m_2 \lambda^{1/2} + m_3 \frac{1}{\lambda^{1/2}} \right) + 5.5$$

где:

φ коэффициент разгрузки

$$\varphi = 1 - \frac{\sum M_{CT}}{0.1G_0l}$$

$k_\eta = 45.5 \left(1 + \frac{1}{\eta} \right) - (\eta + 1)$

$\sum M_{CT}$ сумма статических моментов грузов в крыле относительно оси самолета

μ коэффициент учитывающий влияние кинетического нагрева

$$\mu = 1 + \varepsilon \left(\frac{\sigma_T}{\sigma_{T'}} - 1 \right)$$

ε отношение веса конструкции всех силовых нагруженных элементов к весу всей конструкции крыла.
приблизенно $\varepsilon=0,5$

$\frac{\sigma_T}{\sigma_{T'}}$ отношение пределов текучести при нормальной температуре и при кинетическом нагреве

n_a расчетный коэффициент перегрузки

ρ_0 удельная нагрузка на крыло

Коэффициенты m_1 , m_2 и m_3 статистические:

$$m_1 = 1,4 \cdot 10^{-7} \div 1,5 \cdot 10^{-7}$$

$$m_2 = 2,0 \cdot 10^{-4} \div 2,1 \cdot 10^{-4}$$

$$m_3 = 0,8 \cdot 10^{-3}$$

Существуют и более простые формулы, например формула Дриггса:

$$q_{кр.} = \kappa \sqrt{\frac{n_a \rho_0 l}{1000}}$$

Для пассажирских самолетов

$$q_{кр.} = 0.155 \sqrt{n_a \rho_0 l}$$

κ коэффициент, зависящий от λ , η ,

конструкции и \bar{c}_0

$$\kappa = 4,0 \div 4,5$$

Выбор конструктивно – силовой схемы крыла

Выбор конструктивно – силовой схемы крыла определяется компоновкой самого крыла (наличием люков для обслуживания в крыле агрегатов, топлива, ниши для уборки шасси), компоновкой фюзеляжа (наличием достаточного объёма для центральной части крыла), требованиями прочности и жесткости.

Чаще всего употребляются следующие конструктивно – силовые схемы крыльев современных самолетов:

1. Однолонжеронные
2. Моноблочные или кессонные
3. Однолонжеронные с внутренним подкосом (для стреловидных крыльев)
4. Многолонжеронные (для треугольных крыльев)

Однолонжеронная схема.

Крыло лонжеронной схемы является обычно смешанным: у корня однолонжеронной схемы, у конца крыла моноблочной схемы.

Лонжерон располагается вблизи максимальной строительной высоты.



Рисунок 91

Пояса лонжеронов полностью воспринимают усилия от изгибающего момента. Для восприятия перерезывающих сил одной стенки недостаточно, и поэтому устанавливается одна или две стенки. Если стенка располагается позади лонжерона, то расстояние до нее от передней кромки принимается равным $(0,65 \div 0,7)b$. К этой стенке крепятся средства механизации крыла (элероны, щитки, закрылки).

Если стенка располагается впереди лонжерона, то расстояние до неё принимается равным $0,1b$. Лонжероны располагаются на расстоянии $(0,4 \div 0,5)b$. При двух стенках рекомендуется располагать их на расстоянии $0,1b$ и $0,7b$, а

лонжерон на $0,4v$. Стенки стыкуются с соответствующими элементами центроплана с помощью шарнира, воспринимающего перерезывающую силу и реакции от крутящего момента. Нервюра по разьёму должна быть усиленной.

Однолонжеронная схема применяется для легких спортивных самолетов, самолетов с прямыми крыльями и большой строительной высотой профиля $\bar{c} \geq 8\%$ или при наличии больших вырезов. Однолонжеронная схема в этих случаях по весу заметно легче, чем моноблочные и кессонные.

Кессонная и моноблочная схемы

Разница между кессонной и моноблочной конструкцией состоит лишь в том, изгибающий момент в моноблочной конструкции воспринимаются обшивкой и продольными элементами по всему поперечному сечению, а в кессонном крыле нормальные силы воспринимаются лишь частью контура, например средней частью.

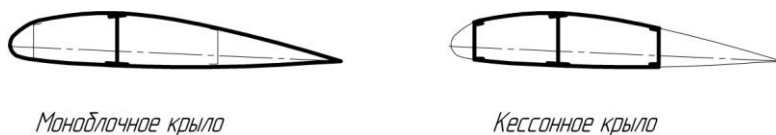


Рисунок 92

В обеих схемах лонжероны с сильными поясами отсутствуют, а для восприятия перерезывающих сил служат стенки с довольно слабыми поясами.

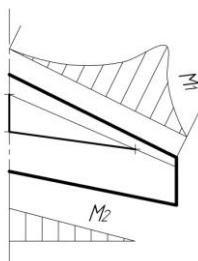
При моноблочной схеме крыло проходит сквозь фюзеляж почти всем контуром (за исключением хвостика).

При кессонной конструкции через фюзеляж проходит лишь центропланная часть крыла, т.е кессон.

Кессонная схема обладает большой жесткостью на кручение и поэтому получила широкое применение на стреловидных крыльях с большой нагрузкой на крыло и небольшой относительной толщины ($\bar{c}_0 \geq 8\%$). Для легких самолетов кессонная схема нецелесообразна, т.к она требует больших объёмов в фюзеляже и кроме того при небольшой нагрузке на крыло и больших толщинах кессонная и моноблочная конструкции уступает однолонжеронной.

Однолонжеронная схема с внутренним подкосом

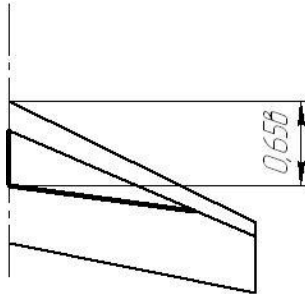
Эта схема была разработана КБ Микояна для военных самолетов со стреловидными крыльями. Оказалось, что такая схема более выгодна в весовом отношении и с точки зрения расположения ниши шасси. Такая схема применяется если $\chi \geq 35^\circ$.



Однолонжеронная схема крыла с внутренним подкосом

Рисунок 93

Внутренний подкос представляет собой заземленную балку, которая является опорой для лонжерона.



Поперечная балка

Рисунок 94

Лонжерон, расположенный на $(0,3 \div 0,4)b$ для увеличения базы, воспринимающей крутящий момент может иметь излом. К фюзеляжу лонжерон крепится шарнирным узлом, воспринимающим только перерезывающую силу и реакцию от крутящего момента, а изгибающий момент воспринимается подкосной балкой.

Поперечная балка в бортовом сечении стоит от носка крыла примерно на $0,65b$.

Однолонжеронная схема крыла с внутренними подкосом выгоднее моноблочного крыла или кессонного крыла по следующим причинам:

1. Опорная база у корня благодаря перелому лонжерона может быть больше, чем в однолонжеронном крыле

2. Стыковые узлы конструктивно проще и легче.
3. Центр давления располагается вблизи подкоса и следовательно крутящий момент незначителен.

Однако в технологическом отношении схема с внутренними подкосом менее выгодна, чем у кессонных крыльев с точки зрения панелирования.

Нервюры у стреловидного крыла могут быть расположены двумя способами:

1. Параллельно оси симметрии или по потоку. В этом случае обеспечивается более плавное обтекание крыла, но нервюры приходится выполнять в виде параллелограммов. Но жесткость такого крыла выше.

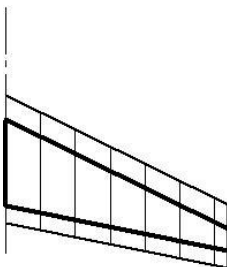


Рисунок 95

2. Нервюры устанавливаются перпендикулярно переднему лонжерону. В этом случае технология проще, но аэродинамика хуже. Кроме того приходится делать несколько усиленных нервюр.

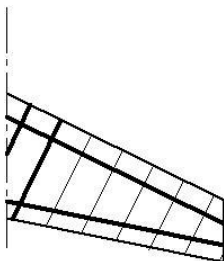


Рисунок 96

Многолонжеронная схема

Применяется главным образом для треугольных крыльев малого удлинения. Передняя стенка крепится шарнирно, а лонжероны защемлены. Нервюры располагаются чаще всего параллельно потоку, носки нервюр перпендикулярны лонжерону.

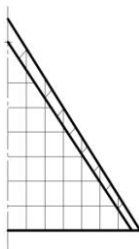


Рисунок 97

Расстояние между нервюрами выбирается из условий потери устойчивости обшивки вместе с подкрепляющими стрингерами.

При не очень жесткой обшивке

$$\delta_{от} = 1,5 \div 2,0 \text{ мм} .$$

$$a = 280 \div 350 \text{ мм}$$

Расстояние между нервюрами принимается равным

При толстой обшивке:

$$\delta_{от} = 3 \div 5 \text{ мм}$$

$$a = 700 \div 900 \text{ мм}$$

Расстояние между стрингерами в лонжеронных крыльях:

$$b_{стр} = 250 \div 300 \text{ мм}$$

В кессонных

$$b_{стр} = 120 \div 180 \text{ мм}$$

или по формуле:

$$b_{стр} = \kappa \delta_{от} \sqrt{\frac{E}{\sigma_{стр.} - \sigma_{кр}}}$$

В бесстрингерных конструкциях расстояние между нервюрами следует делать меньше

$$a = 120 \div 220 \text{ мм}$$

Проектирование фюзеляжа

Как известно, фюзеляж самолета предназначен для размещения экипажа, оборудования, полезной нагрузки,

топлива, двигателей и т.д. Фюзеляж вмещает до 80% всей нагрузки а вес конструкции составляет 40% от веса конструкции всего самолета или 7-14% от взлетного веса.

Если схема самолёта и компоновка уже выполнены, то проектирование фюзеляжа включает следующие операции:

1. Выбор носовой и хвостовой части фюзеляжа и формы поперечного сечения
2. Выбор и определение основных размеров фюзеляжа
3. Выбор конструктивно - силовой схемы и увязка с другими частями самолета
4. Определение веса конструкции фюзеляжа.

Выбор формы фюзеляжа и формы поперечного сечения

Внешняя форма фюзеляжа характеризуется видами боковой и плановой проекции, очертаниями носовой и хвостовой части и поперечным сечением. Наибольшее распространение имеет круглое и овальное сечения и сопряжение двух окружностей.

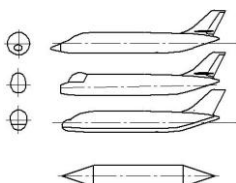


Рисунок 98

При выборе формы и размеров поперечного сечения следует прежде всего исходить из требований аэродинамики, т.е. из условия обеспечения минимального сопротивления фюзеляжа. Однако от формы, диктуемой аэродинамикой зачастую приходится отступать, чтобы удовлетворить требованиям эксплуатации (размещение и обзор экипажа, размещение грузов, пассажиров и т.д), производства (наиболее простые формы), прочности (лучше всего круглое сечение).

Форма фюзеляжа влияет на величину сопротивления трения C_{xf} , профиля C_{xp} и волнового $C_{xв}$ сопротивления. Для дозвуковых самолётов ($V < 800$ км/час) волновое сопротивление фюзеляжа почти не сказывается и в этом случае форма определяется наименьшими C_{xf} и C_{xp} .

Эффективным способом снижения C_{xp} является уменьшение миделевого сечения, а C_{xf} – уменьшение длины фюзеляжа. На величину волнового сопротивления оказывает главным образом форма носовой части фюзеляжа. Чем меньше угол заостренности Θ , тем меньше волновое сопротивление.

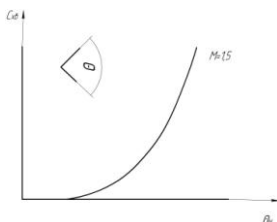


Рисунок 99

Это объясняется тем, что у заостренных тел скачок уплотнения становится косым и является присоединенным.

Для получения $(C_{xф})_{\min}$ для дозвуковых и околозвуковых самолетов применяют тела вращения, образованные кривой:

$$Y = Ax^m(1-x^m)$$

где:

$$m = 0.4 - 0.9$$

A некоторая постоянная

Для получения обводов носовой части фюзеляжа можно пользоваться следующей таблицей:

- X%	0,5	1,0	25	5,0	10	20	30	40
- Y%	10,2	144	22,6	31,5	48,7	60,2	71,5	80,1

Таблица 10

50	60	70	80	90	100
86,7	91,8	95,5	98,0	99,5	100

Таблица 11

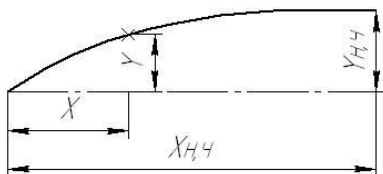


Рисунок 100

где:

$$\bar{x} = \frac{x}{x_{н.ч}} \cdot 100$$

$$\bar{y} = \frac{y}{y_{н.ч}} \cdot 100$$

x, y текущие координаты

Для истребителей с носовым воздухозаборником обводы входного отверстия – обечайки фюзеляжа должны удовлетворять уравнению:

$$y = \frac{1}{2}(D_{\phi} - d)$$

где:

D диаметр входного отверстия
воздухозаборника

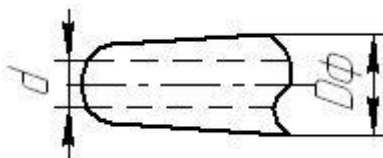


Рисунок 101

Из условия минимального волнового сопротивления форма сверхзвукового самолета должна удовлетворять следующему закону:

$$\bar{y} = 1 - \frac{1}{4\lambda_{н.ч}^2} \left(\bar{x} - 2\lambda_{н.ч} \right)^2$$

где:

$$\bar{y} = \frac{y}{y_{н.ч}} = \frac{2y}{D_{\phi}} \quad \bar{x} = \frac{2x_i}{D_{\phi}}$$

Форму фонаря кабины следует выполнять исходя из требований аэродинамики, условий прочности остекления и обеспечения хорошего обзора летчику.

Угол наклона лобового стекла должен быть:

$\beta^0 = 30-50^0$	при $M < 0,8$
$\beta = 50-55^0$	$1,0 < M > 0,8$
$\beta = 60-65^0$	$M > 1,0$

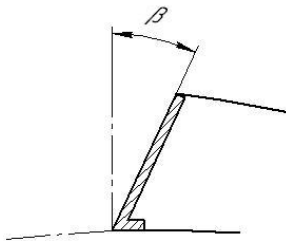
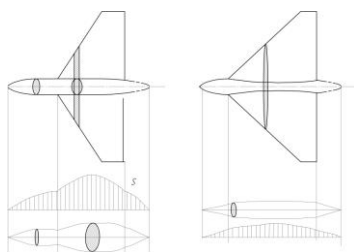


Рисунок 102

Так как фонарь создает дополнительное сопротивление, то необходимо, чтобы он незначительно выходил за обводы и имел большое удлинение $\lambda_{\text{фон.}} = l_{\text{фон.}}/h$ (или b) = 5-6

Для тяжелых сверхзвуковых самолетов оказывается целесообразным применять коническую форму носовой части и для улучшения обзора применять отклоняемый носок. Так, на самолете «Конкорд» система механизации отклонения носовой части составляет 600 кг. Но с другой стороны отклонение носка увеличило на 14% K_{\max} на крейсерском режиме полета, что равносильно уменьшению взлетного веса на 3-4т.

При проектировании фюзеляжей околозвуковых и сверхзвуковых самолетов рекомендуется применять «правило площадей». Согласно этому правилу, волновое сопротивление самолета зависит от характера распределения площадей сечений вдоль оси фюзеляжа и равно волновому сопротивлению тела вращения с одинаковым распределением площадей поперечных сечений вдоль продольной оси. Так если построить эпюру площадей комбинации «крыло - фюзеляж», а затем по этой эпюре построить эквивалентное тело вращения, то уже по внешнему виду можно судить о волновом сопротивлении комбинации «крыло - фюзеляж».



И наоборот, если подобрать тело вращения с минимальным волновым сопротивлением и по его эпюре построить комбинацию «крыло – фюзеляж», то можно значительно снизить волновое сопротивление. Применение «правила площадей» привело к появлению так называемой «осиной талии» фюзеляжа, что усложнило, естественно, производство таких самолетов.

Наибольший эффект «правило площадей» дает при $C_y=0$. Объясняется это тем, что с ростом C_y растет и индуктивное сопротивление, а правило площадей распространяется только на волновое.

Эффект правила площадей распространяется не только на «крыло – фюзеляж», но и на остальные части – оперение, двигательных гондол и т.д.

Форма поперечного сечения должна приближаться к кругу. Однако форма сечения часто диктуется компоновочными соображениями. Так истребители с одним двигателем в фюзеляже имеют круглое сечение, с двумя – овальное. Если воздухозаборники плоские, то и сечение фюзеляжа близкое к прямоугольному.

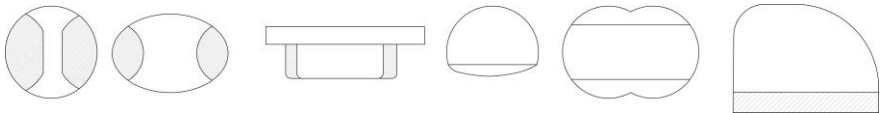


Рисунок 104

Для пассажирских и транспортных самолетов необходимо разместить как можно больше грузов и пассажиров. Поэтому целесообразнее форма сопряженных окружностей или прямоугольная

Определение основных параметров фюзеляжа

Основными геометрическими параметрами фюзеляжа являются:

$$D_{\phi}, L_{\phi}, \lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{D_{\phi}}, \lambda_{н.ч} = \frac{l_{н.ч}}{D_{\phi}}, \lambda_{х.в.ч} = \frac{l_{х.в.ч}}{D_{\phi}}$$

1. Удлинение фюзеляжа выбирается из условия минимального аэродинамического сопротивления. Оптимальное удлинение можно найти из решения комплексной задачи оптимизации. В процессе предварительной компоновки можно использовать следующие данные:

1.1 Дозвуковые самолеты ($M < 0,7$)

$$\lambda_{н.ч} = 1,2 \div 1,5$$

$$\lambda_{\phi} = 2,0 \div 2,5$$

$$\lambda_{\phi} = 6 \div 7 \quad \text{легкие самолеты с ПР}$$

$$\lambda_{\phi} = 7 \div 9 \quad \text{пассажирские и транспортные}$$

1.2 Дозвуковые самолеты ($0 < M > 0,7$)

$$\lambda_{н.ч} = 1,7 \div 2,0$$

$$\lambda_{х.в.ч} = 3,0 \div 3,2$$

$$\lambda_{\phi} = 10 \div 13$$

1.3 Сверхзвуковые легкие (истребители)

$$\lambda_{н.ч} = 4 \div 5$$

$$\lambda_{х.в.ч} = 1,5 \div 2,0$$

$$\lambda_{\phi} = 7 \div 10$$

1.4 Сверхзвуковые тяжелые

$$\lambda_{н.ч} = 5 \div 6$$

$$\lambda_{х.в.ч} = 5 \div 7$$

$$\lambda_{\phi} = 16 \div 20$$

2. Зная удлинение фюзеляжа λ_{ϕ} можно определить его длину из соотношения

$$\frac{L_{\phi}}{l_{кр}} = (0,25 \div 0,3) \frac{\lambda_{\phi}}{\sqrt{\lambda_{кр}}}$$

или взять из статистики:

2.1 прямое крыло

$$\lambda_{кр} = 9 \div 11 \quad \frac{L_{\phi}}{l_{кр}} = 0,65 \div 0,75$$

$$\lambda_{кр} \leq 8 \quad \frac{L_\phi}{l_{кр}} = 0,75 \div 0,85$$

2.2 со стреловидным крылом $\chi = 35 \div 55$

$$\lambda_{кр} = 6 \div 10 \quad \frac{L_\phi}{l_{кр}} = 0,8 \div 0,95$$

$$\lambda_{кр} = 3 \div 5 \quad \frac{L_\phi}{l_{кр}} = 0,95 \div 1,25$$

2.3 треугольное $\chi = 60 \div 65$

$$\lambda_{кр} = 2 \div 3 \quad \frac{L_\phi}{l_{кр}} = 1,5 \div 2,0$$

Для пассажирских самолетов длина L_ϕ определяется из заданного объема пассажирского помещения:

$$L_\phi = \frac{4V_\phi}{\pi D_\phi^2 \kappa_\phi} \quad \text{при } \kappa_\phi = 0,7 \div 0,8$$

где:

V_ϕ объем фюзеляжа

κ_ϕ коэффициент формы

Если длина фюзеляжа выбрана, то длину хвостовой и носовой части. Определяют из соотношений:

$$l_{н.ч} = L_{\phi} \frac{\lambda_{н.ч}}{\lambda_{\phi}}$$

$$l_{х.в.ч} = L_{\phi} \frac{\lambda_{х.в.ч}}{\lambda_{\phi}}$$

3. Диаметр фюзеляжа выбирают из условия минимального миделевого сечения $(S_{м.ф})_{\min}$ и обеспечения важнейших компоновочных требований.

Для небольших самолетов (спортивные, истребители) мидель фюзеляжа обусловлен размерами кабины летчика с учетом воздухозаборников

$$S_{м} = 1,3 \div 2,5 м^2 \quad \text{для самолетов с ТРД}$$

$$S_{м} = 3,0 \div 5,0 м^2 \quad \text{для самолетов с 2ТРД}$$

Для бомбардировщиков, пассажирских и грузовых самолетов мидель фюзеляжа обусловлен поперечным сечением бомбового отсека, габаритами пассажирского салона или грузового отсека. При удачной компоновке можно получить следующие значения $S_{м}$.

3.1 средние бомбардировщики

$$S_m = 3 \div 4 \text{ м}^2 \quad D_\phi = 2 \div 3$$

3.2 тяжелые бомбардировщики

$$S_m = 6 \div 12 \text{ м}^2 \quad D_\phi = 2,8 \div 3,9$$

3.3 пассажирские, военно-транспортные

$$S_m = 6,5 \div 7,5 \text{ м}^2 \quad D_\phi = 2,9 \div 3,1 \quad \text{легкие}$$

$$S_m = 10 \div 15 \text{ м}^2 \quad D_\phi = 3,6 \div 4,4 \quad \text{средние}$$

По известному миделевому сечению можно определить диаметр фюзеляжа

$$D_\phi = 2 \sqrt{\frac{S'_m}{\pi}}$$

Определение диаметра пассажирского самолета было рассмотрено в I разделе курса

Определение веса фюзеляжа

Под весом фюзеляжа понимают вес конструкции с полом, перегородками, днищами, окнами. Фонарем, стыковыми узлами но без оборудования, двигателей и топливной системы. Для анализа и сравнения лучше рассматривать не абсолютные, а относительные величины:

Удельный вес фюзеляжа

$$g_{\phi} = \frac{G_{\phi}}{F_{\phi}} \quad \text{и} \quad \overline{G}_{\phi} = \frac{G_{\phi}}{G_0}$$

Под F_{ϕ} понимают смачиваемую поверхность фюзеляжа

$$F_{\phi} = K_{\phi}(a + e)L_{\phi} \quad \text{для овалных фюзеляжей}$$

где:

K_{ϕ} коэффициент формы

$K_{\phi} = 1,1$ для истребителей,

$K_{\phi} = 1,3$ для пассажирских самолетов, $K_{\phi} = 1,4$

для истребителей с носовым
воздухозаборником.

Для круглых сечений:

$$F_{\phi} = 2,5DL_{\phi}$$

Удельный вес фюзеляжа в зависимости от назначения принимают

$$\gamma_{\phi} = g_{\phi} = (0,37 \div 0,49)g_{кр} \quad \text{для дозвуковых}$$

гражданских самолетов

$$g_{\phi} = (0,5 \div 0,6)g_{кр} \quad \text{для военно-транспортных}$$

самолетов

$$g_{\phi} = (0,75 \div 0,85)g_{кр} \text{ для сверхзвуковых самолетов}$$

Для расчета веса конструкции фюзеляжа при выполнении эскизного проекта и при оптимизации параметров фюзеляжа могут быть использованы следующие зависимости.

Для дозвуковых самолетов

$$g_{\phi} = 0,0823G_0^{0,25}n_a \left(1 + 0,4 \cdot 10^{-2}V_{крейс}\right) \left(1 + 0,4 \bar{p}_{избыт}\right) + 1,38D_{\phi}$$

где:

$V_{крейс}$ крейсерская скорость полета

$\bar{p}_{избыт}$ максимальное избыточное давление в герметизированном отсеке

$$\bar{p}_{избыт} = \frac{567,2P_{нmax}}{760} = 567 \frac{2,7}{H(км)}$$

Относительный вес фюзеляжа может быть определены по формуле: (дозвуковые пассажирские)

$$G_{\phi} = \xi(1 - K_1G_0) \left\{ \frac{0,0126[31 + (\lambda_{\phi}D_{\phi})^{1,5} \left(1 + \frac{133D_{\phi}^{1,5}}{\sqrt{G_0}}\right)(1 + 0,2p_s)]}{\sqrt{G_0} \cos \chi} + k_2\gamma_{о\phi} \bar{P}_0 \frac{l_{о\phi}}{l_{х,о}} \right\} + \frac{5D_{\phi}^3 + 6D_{\phi}^2\lambda_{\phi}}{G_0} + 3 \cdot 10^{-3}(\kappa_3 + 1,7)$$

где:

P_3	эксплуатационное избыточное давление в герметичном отсеке
K_1, K_2, K_3, ξ	коэффициент, учитывающий расположение двигателей и шасси
$\xi=1$	двигатель на крыле
$\xi=1$	двигатель на фюзеляже при $G_0 < 130000 \text{ кг}$
$\xi = 0,55 + 3,5 \cdot 10^{-6} G_0$ ($G_0 < 130000 \text{ кг}$)	
$\kappa_1 = 2 \cdot 10^{-6}$	ТРД на фюзеляже
$\kappa_1 = 0,6 \cdot 10^{-6}$	двигатели на крыле
$\kappa_2 = 0$	двигатели на фюзеляже
$\kappa_2 = 0,4$	ТРД на фюзеляже
$\kappa_3 = 2,5 \div 3,5$	двигатели в фюзеляже, шасси на крыле
$\kappa_3 = 4,3$	шасси на фюзеляже, двигатели на крыле
$l_{\text{ов}}, l_{\text{хв}}$	расстояние от ц.т самолета до ц.т двигателей и до хвоста

Сверхзвуковые пассажирские самолёты:

$$\overline{G}_\phi = 0,0025\lambda_\phi + \frac{1}{G_0} (6D_\phi^2\lambda_\phi + 5D_\phi^2 + 400M + 500) + 0,0125$$

Для сверхзвуковых истребителей

$$\overline{G}_\phi = 0,003\lambda_\phi + \frac{1}{G_0} (0,5D_\phi^2\lambda_\phi^3 + 50D_\phi^3 + 250M) - \frac{47 \cdot 10^5}{G_0^2} + 0,01$$

Особенности конструктивно силовой схемы фюзеляжа

Фюзеляж современного самолета выполняется по конструкции аналогичной кессонным крыльям и получившим название полумонокк. Состоит из обшивки, стрингеров и шпангоутов.

Расстояние между стрингерами и шаг шпангоутов зависит от толщины обшивки, компоновки, веса. Обычно принимают шаг шпангоутов:

$a = 200 \div 300 \text{ мм}$ для легких самолетов

$a = 300 \div 400 \text{ мм}$ для средних до 30 т.

$a = 450 \div 500 \text{ мм}$ для тяжелых самолетов

Расстояние между стрингерами

$b_{стр.} = 100 \div 150 \text{ мм}$ для легких

$b_{стр.} = 150 \div 200 \text{ мм}$ для тяжелых

При проектировании конструкции фюзеляжа необходимо учитывать следующие рекомендации:

1. Сосредоточенные силы необходимо как можно более плавно распределить по обшивке фюзеляжа
2. Большие сосредоточенные нагрузки следует передавать элементами каркаса параллельными силами (стрингеры и шпангоуты)
3. Силы, направленные под острым углом следует передавать через шпангоуты и стрингеры
4. Конструкция фюзеляжа должна удовлетворять требованиям долговечности до 60.000 взлетов-посадок
5. Герметические отсеки должны воспринимать избыточное давление, не следует назначать плоские поверхности
6. Следует применять монолитные конструкции.
7. Чем меньше крепежа тем меньше вес.

Проектирование оперения

Основное назначение оперения - это обеспечение необходимых характеристик устойчивости и управляемости на всех эксплуатационных режимах полета.

Горизонтальное оперение обеспечивает продольную устойчивость и управляемость и представляет собой две несущие поверхности: стабилизатор и руль высоты. На

сверхзвуковых самолетах горизонтальное оперение проектируется в виде цельноповоротного стабилизатора.

Вертикальное оперение обеспечивает путевую устойчивость и управляемость и проектируется состоящим из двух частей: киля и руля направления.

В задачу эскизного проектирования оперения входят:

1. Определение положения оперения относительно крыла и фюзеляжа
2. Выбор формы оперения в плане и толщины профиля
3. Определение геометрических параметров оперения: $S_{Г.О.}$, $S_{В.О.}$, $\lambda_{Г.О.}$, $\lambda_{В.О.}$, $\eta_{Г.О.}$, $\eta_{В.О.}$, $S_{Р.В.}$, $S_{Р.Н.}$, $S_{тр. н.}$, $S_{тр. в.}$
4. Определение веса конструкции оперения
5. Разработка конструктивно силовой схемы оперения

Размещение оперения

Выбор места расположения оперения относительно крыла и фюзеляжа относятся к вопросам общего проектирования самолета и рассматривался ранее при выборе аэродинамической схемы. Кратко напомним основные положения. Для обеспечения продольной устойчивости по перегрузке центр тяжести должен находиться впереди фокуса и степень устойчивости определяется производной:

$$m_z^{Cy} = \overline{x_m} - \overline{x_F} < 0$$

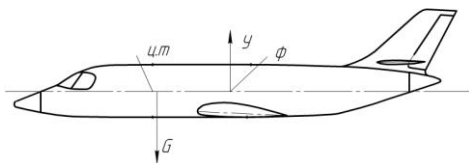


Рисунок 105

На больших углах атаки для многих схем самолета наблюдается уменьшение степени профильной устойчивости. Объясняется это рядом факторов, в том числе уменьшение несущих свойств горизонтального оперения из-за попадания его в скошенный поток за крылом и уменьшения истинных углов атаки.

Улучшить продольную устойчивость можно таким размещением оперения относительно крыла и фюзеляжа, при котором скосы потока в районе оперения получаются наименьшими. Если не учитывать влияние струй выхлопных газов от ТРД, то при малых углах атаки наименьшие скосы потока получаются тогда, когда горизонтальное оперение расположено на фюзеляже ниже его основной линии или сверху киля

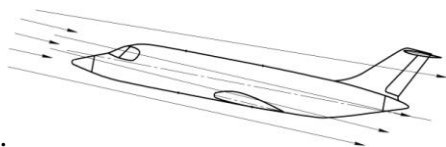


Рисунок 106

При больших углах атаки (особенно для высокопланов) горизонтальное оперение расположенное на киле попадает в

зону сильно заторможенного потока. Это приводит к уменьшению его эффективности.

Место расположения горизонтального оперения в значительной степени зависит от положения двигателей. Нельзя допускать, чтобы струи газов от двигателей проходили близко от горизонтального оперения. Если струи газов проходят близко от горизонтального оперения, то на нем возникает подсасывающая сила. Эта сила будет изменяться по величине в зависимости от режима работы двигателей, следовательно, от режима работы двигателей будет зависеть продольный момент. Это затрудняет управление самолетом.



Рисунок 107

Опытным путем установлено, что горизонтальное оперение должно размещаться вне струи, образованной конусом с углом наклона образующей, равным 15° к оси ГРД и описываемой вокруг выхлопного сопла двигателей.

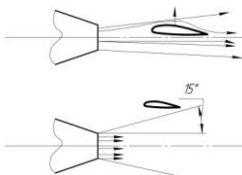


Рисунок 108

Если влияние ТРД не имеет места, то из двух схем лучшей с точки зрения веса и прочности является схема с нижним расположением г.о на фюзеляже.

В схемах «утка» горизонтальное оперение следует располагать или выше, или ниже плоскости крыла, т.к в противном случае наибольшие скосы потока попадут на переднюю кромку крыла и подъемная сила крыла уменьшится.

Расположение горизонтального оперения вдоль оси x (вдоль фюзеляжа) определяется величиной потребного продольного момента, т.е площадью $S_{Г.О}$ и $L_{Г.О}$.

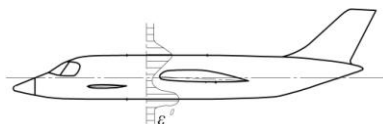


Рисунок 109

Вертикальное оперение располагается на большинстве самолетов в плоскости симметрии в хвостовой части фюзеляжа. Такое расположение обеспечивает минимальный вес и простоту конструкции. Однако существуют и другие формы расположения, которые вызваны изменением эффективности вертикального оперения.

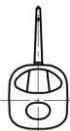


Рисунок 110

Так при больших углах атаки скольжения β начинается срыв потока с кия и уменьшается его эффективность. Особенно это проявляется на больших углах атаки.

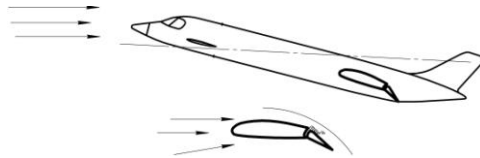


Рисунок 111

При переходе самолета от полета с дозвуковыми скоростями к полету с числами $M > 1,5$ также происходит неблагоприятное изменение характеристик путевой устойчивости m_y^β и, связанного с этим, путевого демпфирования.

Увеличение угла атаки на сверхзвуковых скоростях приводит к существенному уменьшению величин m_y^β . Это объясняется тем, что увеличение углов атаки вызывает снос потока в районе кия и уменьшения истинных углов скольжения, боковой силы и момента, вызванного этой силой.

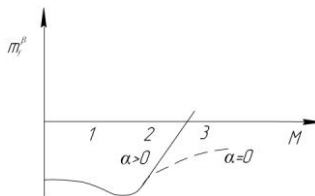


Рисунок 112

Улучшить эффективность вертикального оперения и степени путевой устойчивости можно тремя путями:

1. Увеличение площади вертикального оперения при малом изменении удлинения. Это можно осуществить постановкой нескольких параллельных килей на стабилизаторе или крыле. Такое расположение килей более эффективно и позволяет уменьшить вес конструкции за счет разгрузки крыла или стабилизатора и за счет уменьшения крутящих моментов действующих на фюзеляж, вследствие уменьшения плеча h бокового плеча.

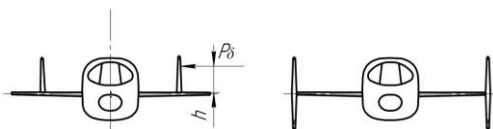


Рисунок 113

Уменьшение площади в.о без увеличения удлинения можно добиться путем установки подфюзеляжного форкиля на участке от кабины летчика до киля.

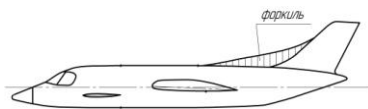


Рисунок 114

Такие меры приводят к увеличению m_y^β за счет увеличения площади при неизменной эффективности вертикального оперения.

2. Второй путь – увеличение площади и удлинения вертикального оперения. Осуществляется установкой подфюзеляжных гребней, подфюзеляжных килей.

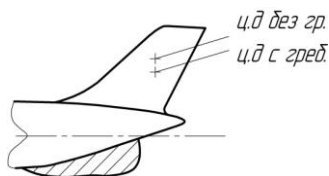


Рисунок 115

Подфюзеляжные гребни позволяют сохранять боковую устойчивость самолета при очень больших углах атаки до $\alpha=50\div60^0$. Гребень, кроме того смещает центр давления оперения вниз, вследствие чего уменьшается крутящий момент на фюзеляже и уменьшается вес конструкции фюзеляжа.

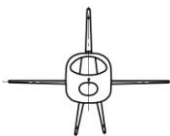


Рисунок 116

Площадь гребня составляет $2\div5\%$ от площади киля, а его эффективность в $1,5\div1,8$ раза выше, чем надфюзеляжного киля. Увеличение площади вертикального оперения на сверхзвуковых скоростях можно осуществить за счет дополнительного горизонтального оперения, поворачивающегося на

сверхзвуковой скорости, дополнительных киле, сбрасывающихся или убирающихся при посадке, а также поворачивающихся вниз концами крыльев.

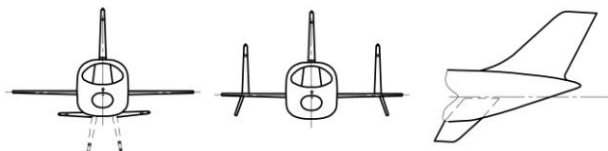


Рисунок 117

Также конструктивные мероприятия увеличивают k_A к мере путевой устойчивости, так и эффективность вертикального оперения, но вызывают значительное увеличение веса.

3. Третий путь – увеличение эффективности v_0 за счет рационального расположения его с горизонтальным оперением.

Исследования показывают, что для этого горизонтальное оперение необходимо устанавливать как можно ниже оси фюзеляжа, причем так, чтобы г.о. была сзади $1/4\epsilon_{с.ч.х}$ вертикального оперения, т.е чтобы плечо $L_{г.о} > L_{в.о}$. Увеличение эффективности можно достичь расположением горизонтального оперения на киле. Объясняется это шайбовым эффектом. Но при этом следует иметь ввиду, что с увеличением эффективности вертикального оперения происходит нежелательное увеличение поперечной устойчивости.

Эффективность вертикального оперения можно повысить наконец приданием большого отрицательного V стабилизатора.

Выбор формы оперения и профиля

Выбор формы в плане и профиля оперения в значительном степени зависит от формы и профиля крыла. При выборе формы горизонтального оперения необходимо исходить из того, что при одной и той же площади необходимо большую величину

$$\overline{L_{z.o}} = \frac{L_{z.o}}{e_a}$$

Этому условию соответствует стреловидная форма.

Для нескоростных самолетов применяется трапециевидная форма с небольшой стреловидностью, позволяющая получить нестреловидную ось вращения руля высоты или руля направления. Для околозвуковых и сверхзвуковых самолетов применяется оперение с большой стреловидностью. Угол стреловидности выбирается из тех соображений, чтобы величина $M_{кр}$ оперения была больше $M_{кр}$ крыла, т.е чтобы явления связанные с сжимаемостью возникали на оперение позже, чем на крыле. Тогда самолет будет иметь хорошую управляемость и на скорости полета, соответствующей $M_{кр}$ крыла.

Поэтому для оперения угол стреловидности на 10% больше, чем у крыла или на $3 \div 5^{\circ}$ больше. Толщина профиля

также берется меньше на 1÷2%. Профили выбираются симметричными, с максимальной толщиной расположенной на:

$$x_c = 40 \div 50\%$$



Рисунок 118

На самолетах с треугольным крылом следует по возможности не применять оперение треугольной формы, т.к оно менее эффективно на дозвуковых скоростях. Рекомендуется применять оперение трапециевидной формы. Для сверхзвуковых самолетов обычно стремятся получить дозвуковую переднюю кромку, т.е кромку лежащую внутри конуса возмущения. Это условие выполняется при:

$$\chi_{п.к} > \arcsin \frac{1}{M_{\max}}$$

Толщину профиля рекомендуется применять следующей:

дозвуковые	$\overline{c_{on}} = 8 \div 10\%$
околозвуковые	$\overline{c_{on}} = 6 \div 9\%$
сверхзвуковые	$\overline{c_{on}} = 2 \div 4\%$

Определение геометрических параметров оперения

1. Площадь оперения в процессе эскизного проектирования определяется по формулам:

$$S_{z.o} = \frac{A_{z.o} \cdot l}{L_{z.o}} S$$

$$S_{в.о} = \frac{A_{в.о} \cdot l}{L_{в.о}} S$$

где:

$A_{г.о}$ и $A_{в.о}$ коэффициенты статических моментов горизонтального и вертикально оперения

$L_{г.о}$ и $L_{в.о}$ плечи горизонтального и вертикального оперения, т.е. расстояние от центра тяжести самолета до центра давления соответственно горизонтального и вертикального оперения

Эти величины принимают из статистических данных:

№	Схема самолета	$A_{г.о}$	$A_{в.о}$	$L_{г.о}$	$L_{в.о}$
1	Дозвуковые с прямым крылом	0,35÷0,55	0,04÷0,055	(2,5÷3,5)в	

2	Скоростные самолеты с треугольным и трапециевидным крылом	0,4÷0,6	0,06÷0,12	(1,0÷2,0)в для легких самолетов (2,5÷3,5)в для тяжелых
3	Схема «Утка»	0,25÷0,3	0,13÷0,15	(1,2÷1,5)в
4	Бесхвостка с разнесенным оперением	0,18÷0,22	0,15÷0,18	(1,2÷1,5)в

Таблица 12

Обычно площади горизонтального и вертикального оперения самолета нормальной схемы составляют:

$$S_{г.о} = (0,12 \div 0,20)S$$

$$S_{в.о} = (0,18 \div 0,25)S$$

Большие значения принимаются для более тяжелых самолетов.

2. Площадь рулевых поверхностей равными:

$$S_{р.в} = (0,3 \div 0,4)S_{г.о}$$

$$S_{р.н} = (0,35 \div 0,45)S_{г.о}$$

3. Площадь аэродинамической компенсации при скорости полета $0,3 < M < 0,6$ берется равной:

$$S_{\text{ком.р.в}} = (0,22 \div 0,25)S_{\text{р.в}}$$

$$S_{\text{ком.р.н}} = (0,2 \div 0,22)S_{\text{р.н}}$$

При скорости $M > 0,7$:

$$S_{\text{ком.р.н}} = S_{\text{ком.р.в}} = (0,18 \div 0,2)S_{\text{р.}}$$

При наличии гидроусилителей в системе управления необходимо брать меньшие значения. Для предотвращения перекомпенсации следует выполнять соотношение:

$$\frac{S_{\text{ком.}}}{S_{\text{р.}}} \leq 0,3$$

4. Площадь триммеров рулей высоты и направления выбирают в пределах:

$$S_{\text{тр.р.в}} = (0,08 \div 0,12)S_{\text{р.в}}$$

$$S_{\text{тр.р.н}} = (0,04 \div 0,06)S_{\text{р.н}}$$

Для увеличения эффективности триммера, го следует проектировать узким и удлиненным, соблюдая соотношение:

$$b_{\text{тр}} = (0,15 \div 0,16)b_{\text{р}}$$

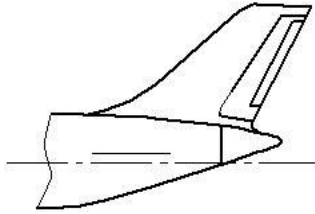


Рисунок 119

5. Для придания архитектурных форм самолёту следует соблюдать определение соотношений между размахом крыла и размахом оперения :

$$\text{размах} \quad l_{z.o} = (0,32 \div 0,5) l_{кр}$$

$$\text{высота в.о} \quad h_{z.o} = (0,13 \div 0,2) l_{кр}$$

6. Выбор удлинения λ и сужения η для вертикального и горизонтального оперения осуществляется с учетом влияния этих параметров на вес конструкции и эффективность оперения.

С увеличением удлинения λ уменьшением сужения η увеличивается эффективность горизонтального оперения, но с другой стороны увеличивается и вес конструкции.

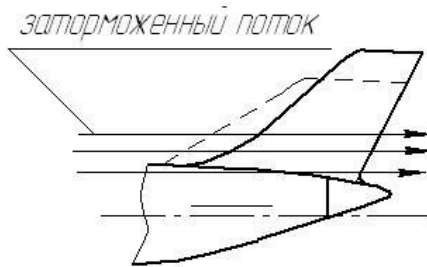


Рисунок 120

Правильный выбор параметров оперения, аналогично выбору параметров крыла может производиться только методом оптимизации.

Статистика современных самолетов дает следующие данные:

$$\lambda_{z.o} = 2,0 \div 3,5 \quad \text{для малых удлинений крыла } \lambda < 5$$

$$\lambda_{z.o} = 3,5 \div 4,5 \quad \text{для больших удлинений крыла } \lambda > 6$$

$$\lambda_{z.o} = 0,8 \div 0,12 \quad \text{для дозвуковых самолетов}$$

$$\lambda_{z.o} = 1,5 \div 3,0 \quad \text{для сверхзвуковых самолетов}$$

$$\eta_{z.o} = 2 \div 3,5$$

$$\eta_{в.о} = 2 \div 3,0$$

Для Т-образного оперения:

$$\eta_{в.о} \approx 1$$

7.

8. Хорды горизонтального оперения определяются по формулам:

$$b_{\text{конц.з.о}} = \frac{2S_{\text{з.о}}}{S_{\text{з.о}}(\eta_{\text{з.о}} + 1)}$$

$$b_{\text{корн}} = \eta_{\text{з.о}} \cdot b_{\text{конц.}}$$

Максимальная толщина профиля концевой хорды нельзя делать менее 50÷60 мм, т.к. трудно разместить лонжерон оперения. Поэтому концевые хорды должны быть:

$$b_{\text{конц}} \geq \frac{(C_{\text{конц}})_{\text{max}}}{C_{\text{конц}}} = \frac{50 \div 60}{C_{\text{конц}}} \quad (\text{мм})$$

Вес оперения

Вес конструкции оперения составляет:

$$g_{\text{оп}} = g_{\text{з.о}} + g_{\text{в.о}} = (0,5 \div 0,7)g_{\text{кр}}$$

Более точный удельный вес оперения можно определить по формулам:

$$g_{\text{з.о}} = 8,2 \cdot S_{\text{з.о}}^{0,2} \left(0,4 + \frac{V_{\Pi}}{266} \right)$$

$$g_{\text{в.о}} = 8,1 \cdot S_{\text{в.о}}^{0,2} \left(0,4 + \frac{V_{\Pi}}{305} \right)$$

где:

V_{II} скорость пикирования.

Для пассажирских самолетов скорость пикирования заменяет расчет скоростью:

$$V_{расч.} = V_{крейс.} + 113 \quad [\text{км/час}]$$

Вес руля направления и высоты:

$$g_p = 17 \div 20 \quad [\text{кг/м}^2]$$

Разработка конструктивно – силовой схемы

Выбором конструктивно – силовой схемы обычно завершается этап эскизного проектирования оперения.

Проектирование конструктивно - силовой схемы оперения должно производиться еще на этапе компоновки самолета, так как силовые элементы горизонтального и вертикального оперения должны быть увязаны с силовыми элементами фюзеляжа, с расположением и креплением двигателей, с конструкцией герметичных люков и днищ.

В самолетах нормальной схемы оперение обычно состоит из неподвижных частей стабилизатора и киля и подвижных - рулевых поверхностей.

По конструктивно – силовой схеме такое оперение не отличается от соответствующих схем крыльев.

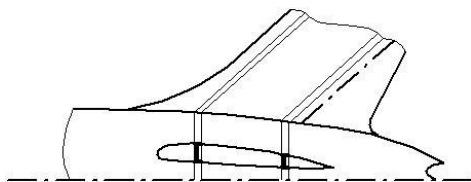


Рисунок 120

В конструкции этих агрегатов применяется, как правило, двухлонжеронная схема, на легких самолетах и на тяжелых – кессонная или многолонжеронная схема. Наиболее легкой получается конструкция в том случае, если удастся пропустить через фюзеляж основные силовые элементы или кессон.

Однако при расположении двигателей в фюзеляже такую конструкцию трудно осуществить, тогда лонжероны стабилизатора и киля крепится стыковыми узлами к удлиненным шпангоутам.

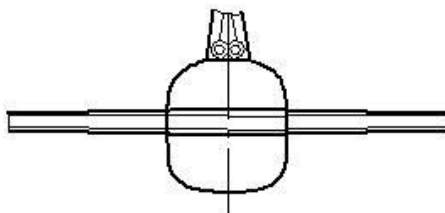


Рисунок 121

Усилия у борта фюзеляжа раскладываются на две составляющие, действующие в вдоль плоскости шпангоутов и перпендикулярно ей.



Рисунок 122

Для восприятия горизонтальных составляющих необходимо предусматривать горизонтальные балки или устанавливать косые шпангоуты. В целях уменьшения веса рекомендуются стыковые узлы киля и стабилизатора устанавливать на одних и тех же шпангоутах.

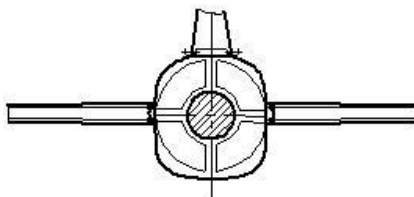


Рисунок 123

Для балансировки самолета на земле и в полете стабилизатор иногда делается переставным. Неподвижными узлами, относительно которых осуществляется поворот делают задние узлы, а передние узлы заменяют кронштейном крепежа механизма привода.

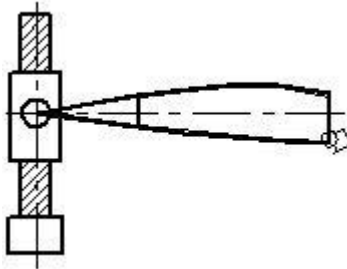


Рисунок 124

Изменение узла установки осуществляется с помощью винтового подъемника, приводимого во вращение от гидро или электропривода.

Рассмотрим кратко особенности конструктивно – силовой схемы цельноповоротных стабилизаторов:

Цельноповоротные стабилизаторы выполняются однолонжеронной конструкции. По расположению подшипников различают две схемы:

1. Если позволяют объемы хвостовой части фюзеляжа подшипники располагаются на шпангоутах. В этом случае ось неподвижна связана со стабилизатором. Все виды нагрузок от стабилизатора передаются через трубчатый лонжерон вне стабилизатора. Внутри стабилизатора трубчатое сечение переводится в двуглавное сечение лонжерона.

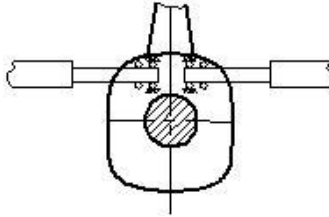


Рисунок 125

Очевидно, что для наименьшего веса необходимо устанавливать лонжерон в месте максимальной толщины. Однако при прямой оси вращения стреловидного стабилизатора ц.д оказывается на большом расстоянии от оси вращения, особенно на сверхзвуковых скоростях. Что вызывает большие шарнирные моменты стабилизатора.

При расположении оси вращения между ц.д на дозвуке и сверхзвуке не используется максимальная толщина профиля. Вот почему в стреловидных поворотных стабилизаторах широко применяется стреловидная ось вращения.

Однако такая схема имеет ряд недостатков:

- 1.1 На дозвуковых скоростях стабилизатор оказывается перекомпенсированным, что исключает возможность перехода в аварийной ситуации на ручное управление.
- 1.2 Необходимо разделять оси левой и правой половин, что приводит к увеличению веса из-за дополнительных гидроусилителей и с точки зрения прочности.

- 1.3 Усложняется компоновка приводов управления, так как рычаги управления (качалки) качаются в перпендикулярных плоскостях.
2. Вторая схема отличается от предыдущих тем, что ось заделывается неподвижно в фюзеляже, а подшипники устанавливаются в стабилизаторе. В этой схеме ось вращения на кручение не работает, поэтому лонжерон может выполняться в виде двутаврового сечения.

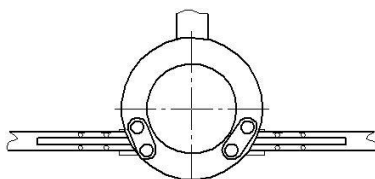


Рисунок 126

Крутящий момент воспринимается непосредственно гидроусилителем через качалку управления, которую проектируют как продолжение силовой нервюры. В этой схеме расположения подшипников возможно применение двухлонжеронной схемы стабилизатора с прямой осью вращения.

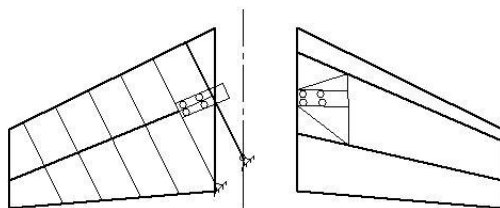


Рисунок 127

По весу вторая схема дает незначительное преимущество перед первой, но требует достаточные объемы для расположения подшипников.

Проектирование шасси

Шасси самолета предназначено для обеспечения взлета и посадки и передвижения самолета по грунту. При этом шасси поглощает большое количество кинетической энергии и превращает ее в тепловую.

Проектирование шасси включает:

1. Выбор схемы шасси
2. Определение основных параметров шасси и амортизации.
3. Определение веса конструкции шасси
4. Разработка конструктивно – силовой схемы шасси.

Выбор схемы шасси.

Под схемой шасси понимают количество опор и их расположение относительно центра тяжести самолета. В настоящее время наиболее распространенные следующие схемы колесных шасси:

1. Трехопорное шасси с хвостовым колесом.

Эта схема была широко распространена в авиации до 40-х годов, благодаря основному преимуществу – небольшому весу. Такая схема позволяла легко осуществить компоновку двигателя в носовой части фюзеляжа и обеспечивала безопасность посадки при поломке хвостового колеса.

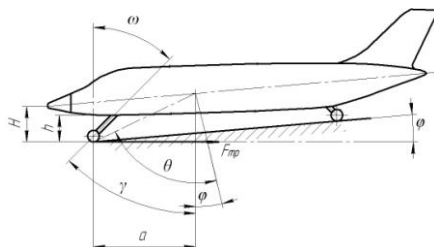


Рисунок 128

Однако шасси с хвостовой опорой присуще серьезные недостатки:

- 1.1 Опасность капотирования при торможении в процессе посадки
- 1.2 Взмывание самолета при посадке, т.е «козление»
- 1.3 Путевая неустойчивость при пробеге с боковым ветром.
- 1.4 Плохой обзор из кабины летчика и неудобство пассажиров вследствие наклона фюзеляжа к земле.

С ростом скоростей полета, а следовательно и посадочных скоростей и с увеличением веса самолетов эти недостатки стали проявляться в большей степени, чем для легких поршневых самолетов. Это привело к тому, что на

современных самолетах рассмотренная схема шасси не применяется.

3. Основной схемой шасси, которая применяется на современных самолетах стала схема трехопорного шасси с носовым колесом.

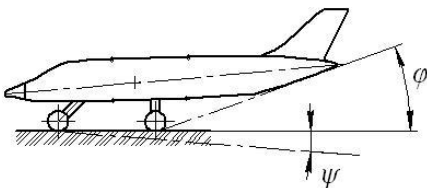


Рисунок 129

4. Эта схема характеризуется задним расположением основных опор относительно центра тяжести самолета, что создает ряд преимуществ по сравнению с предыдущей схемой:
 - 2.1 Возможность эффективного торможения при посадке.
 - 2.2 Отсутствие «козления», так как центр тяжести расположен впереди основных опор.
 - 2.3 Хороший обзор вперед при взлете и посадке.
 - 2.4 Удобство эксплуатации грузовых и пассажирских самолетов, вследствие горизонтального расположения фюзеляжа.
 - 2.5 Большая путевая устойчивость при посадке с боковым ветром.

Недостатки:

- 2.6 Трудность размещения переднего колеса
- 2.7 Большой вес шасси из-за увеличения нагрузок на переднюю опору
- 2.8 Вероятность катастрофы при поломке передней опоры.
- 2.9 Возможность колебаний носового колеса
- 2.10 Зарывание переднего колеса в слабый грунт на взлете и посадке при включении двигателей или тормоза колес.

3. Велосипедная схема шасси.

Появилась как результат работы конструкторов по компоновке бомбардировщиков с тонким крыльевым профилем. Необходимость создать в районе центра тяжести вместительный бомбоотсек привела к высокому расположению крыла. Кроме того в тонкое крыло трудно было убрать шасси больших размеров. Поэтому выгодным решением было применение двухопорного шасси с небольшими крыльевыми опорами, обеспечивающими поперечную устойчивость при стоянке.

Статическая нагрузка на переднюю опору составляет 30÷на заднюю 60÷70%.

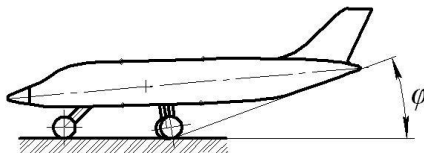


Рисунок 130

Кроме преимуществ и недостатков, характерные для шасси с носовой опорой, велосипедная схема имеет ряд специфических недостатков:

3.1 Сложность пилотирования при взлете и посадке

3.2 Необходимость применения механизмов «вздыбливания» передней опоры или «приседания» задней опоры для увеличения угла атаки при взлете и отрыве носового колеса.

3.3 Увеличение веса конструкции, вследствие увеличения нагрузок на носовое колесо и на фюзеляж.

Велосипедная схема шасси заслуживает внимание для самолетов вертикального взлета и посадки и для тяжелых бомбардировщиков. Для пассажирских самолетов не применяется, вследствие усложнения пилотирования и уменьшения объемов фюзеляжа.

Выбор основных параметров шасси

Определение основных параметров шасси производится применительно к выбранной схеме и после того как выполнен весовой расчет самолета и расчет центровки.

1. Параметры шасси с хвостовым колесом.

При проектировании трехопорного шасси должны быть определены следующие параметры:

угол выноса шасси	θ
противокапотажный угол	γ
стояночный угол	φ
колея шасси	B
высота шасси	h

Параметры шасси определяются при стояночном обжатии пневматиков и амортизаторов.

Противокапотажный угол γ

Определяется из условия исключения возможности капотирования самолета на нос.

При торможении колес во время посадки возникает сила трения:

$$F_{mp} = f_{mp} \cdot G_0$$

Которая на высоте H создает опрокидывающий момент:

$$F_{mp} \cdot H = M_{опр}$$

Капотирование будет невозможно если этот момент меньше, чем момент от силы веса G_0 на расстоянии от проекций центра тяжести до точки касания колес земли a

$$M_{опр} = F_{mp} \cdot H \leq G_0 \cdot a$$

или

$$f_{mp} \cdot H \cdot G_0 \leq G_0 \cdot a$$

откуда

$$f_{mp} \leq \frac{a}{H} = \operatorname{tg} \gamma$$

В зависимости от состояния взлетной полосы $f_{mp} = 0,1 \div 0,5$.

Следовательно для предотвращения «капота» угол:

$$\gamma = 14 \div 16^{\circ}$$

Стояночный угол φ

Равен посадочному и определяется из условия обеспечения посадки с максимальным углом атаки:

$$\varphi = \alpha_{noc} - \alpha_3$$

$$\alpha_3 = 1 \div 3^{\circ} - \text{угол установки крыла на фюзеляже}$$

$$\alpha_{noc} = \alpha_{C_{y\max}} - 2^{\circ} \text{ угол атаки крыла при посадке на}$$

дозвуковых самолетах, где применяют
схему шасси с хвостовой опорой

$$\alpha_{C_{y\max}} = 14 \div 18^{\circ}$$

следовательно

$$\alpha_{noc} = (14 \div 18^{\circ}) - 2^{\circ} = (12 \div 16^{\circ})$$

тогда стояночный угол равен

$$\varphi = 11 \div 14^{\circ}$$

Угол выноса шасси согласно схеме

$$\Theta = \gamma + \varphi \approx 25 \div 27^{\circ}$$

Колея шасси выбирается из условия обеспечения поперечной устойчивости самолета и зависит от положения ц.т земли, т.е зависит от высоты h

Рекомендуется принимать

$$B = (0.18 \div 0.3) l_{кр}$$

Высота шасси H у низкоплана определяется исходя из того, чтобы при полном обжатии пневматиков и амортизаторов обеспечить минимальное расстояние до лопастей винта или нижних точек конструкции самолета равное $=160$ мм.

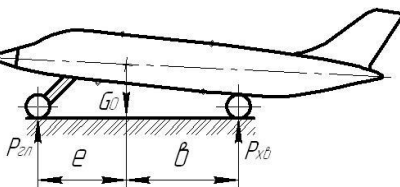


Рисунок 131

Кроме того величина H должна обеспечивать величину противокапотажного угла

$$\gamma = 14 \div 16^{\circ}$$

Нагрузка на шасси определяется по методу рычага

$$P_{2л} = \frac{1}{2} \frac{n_E^3 G_0 b}{l + e}$$

$$P_{x6} = n_E^3 G_0 - 2P_{zл} \approx (0,16 \div 0,18) n_E^3 G_0$$

где

$$n_E^3 = 2,6 + \frac{4500}{60 + 2500} \leq 3,5 \quad - \quad \text{коэффициент}$$

эксплуатационной перегрузки при посадке на три точки (расчетный случай E)

2. Параметры шасси с носовым колесом

При проектировании шасси с носовым колесом важным вопросом является определение выноса шасси «e»

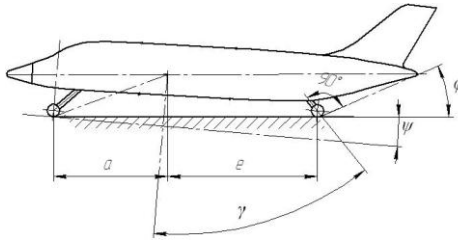


Рисунок 132

Если величина e слишком большая, то увеличивается нагрузка на переднюю стойку и будет затруднен отрыв носового колеса и увеличится длина пробега. При небольшой величине «e» возможно переваливание самолета на хвост, в особенности на посадке, что совершенно недопустимо. В первом приближении величину выноса можно принимать

$$e = (0,15 \div 0,20) e_{сax}$$

Выбранная величина «e» должна обеспечивать предельное заднее положение центра тяжести самолета впереди перпендикуляра, проведенного через ось колес к поверхности земли при максимально допустимом посадочном угле атаки.

Угол выноса γ главных колес шасси должен быть, очевидно, больше угла опрокидывания.

$$\gamma = \varphi + (1 \div 2^0)$$

Угол опрокидывания должен обеспечивать заданные посадочные углы атаки

$$\varphi = \alpha_{ностах} - \alpha_3 - \psi$$

где

$\varphi = -2 \div 2^0$ стояночный угол

Для различных самолетов угол $\varphi = 10 \div 18^0$

Вынос переднего колеса выбирается таким образом, чтобы при стоянке нагрузка на стойку составляла $6 \div 12\%$ от веса самолета. Из этих условий следует, что

$$a = (0,94 \div 0,88) e_{ш}$$

где

$e_{ш}$ база шасси

База шасси $v_{ш}$ выбирается из условия обеспечения хороших эксплуатационных качеств при маневрировании по аэродрому. Поэтому величина $v_{ш}$ согласовывается с выносом шасси

$$e_{ш} = (8 \div 16)e$$

С другой стороны, база шасси не должны быть маленькой, так как могут появляться колебания в вертикальной плоскости, вызывая неприятные ощущения у пассажиров и экипажа. Поэтому база должна удовлетворять еще и условию:

$$e_{ш} = (0,3 \div 0,4)L_{ф}$$

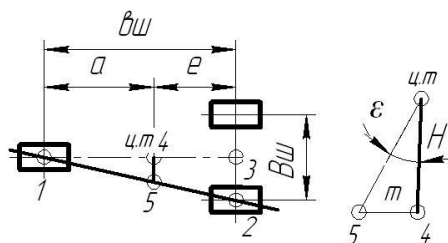


Рисунок 133

Колея шасси

$v_{ш}$ должна обеспечивать устойчивость движения самолета по аэродрому, определяется она из условия предотвращения опрокидывания самолета на бок относительно линии 1-2. Опрокидывание будет невозможным если:

$$G_m \operatorname{tg} \varepsilon \geq F_{mp}$$

или

$$\operatorname{tg} \varepsilon > f_{mp}$$

Коэффициент бокового трения $f_{mp} = 0,85$.

Из этого условия можно получить минимальную колею шасси $B_{ш}$.

Действительно, из подобия треугольников 1-4-5 и 1-2-3 находим, что

$$m = \frac{aB}{2\sqrt{\epsilon_{ш}^2 + B^2/4}}$$

а отношение

$$\frac{m}{H} = \frac{aB}{2H\sqrt{\epsilon_{ш}^2 + B^2/4}} \geq f_{mp}$$

откуда

$$B_{ш} \geq \frac{2H\epsilon_{ш}f_{mp}}{\sqrt{a^2 - H^2f_{mp}^2}}$$

Величина $B_{ш}$ практически не зависит от базы $v_{ш}$ и поэтому в первом приближении можно принимать

$$B_{ш} \geq 2H$$

или

$$B_{ш} \geq (0,7 \div 1,2) \varepsilon_{ш}$$

Определение параметров велосипедного шасси производится аналогично шасси с носовым колесом.

Подбор колес и определение параметров амортизации излагается в курсе «Расчет самолета на прочность» и поэтому здесь не приводится.

Вес шасси

Вес шасси составляет

$$G_{ш} = (0,03 \div 0,005) G_0$$

Более тяжелым соответствуют меньшие значения коэффициентов.

Вес шасси можно определить и по таким эмпирическим формулам

$$\overline{G_{ш}} = 2.2 \frac{G + 204}{G + 79} \quad [\%] \quad \text{для пассажирских}$$

$$\overline{G_{ш}} = 2.2 \frac{G + 352}{G + 240} \quad [\%] \quad \text{для военных самолетов}$$

где G взлетный вес в тоннах

$\overline{G_{ш}}$ взлетный вес в %

Проектирование шасси с учетом эксплуатации

В технических условиях на проектирование самолета обычно указывают класс аэродрома, на котором он должен эксплуатироваться. От класса аэродрома зависит проходимость самолета, а следовательно, количество и тип опор, а также параметры самого шасси.

Класс аэродрома определяет длина ВПП, ширина и толщина покрытия.

Бетонированные ВПП

Бетонные плиты ВПП обычно имеют размер 7х7 метров и различную толщину, в зависимости от класса. Для каждого класса аэродрома устанавливается норма нагрузки на одну плиту.

Так, как нагрузка на плиту зависит от количества колес на одной опоре, то вводится понятие эквивалентной нагрузки $P_{\text{экв}}$, т.е. нагрузки, приведенной к одноколесной опоре. Если на стойке одно колесо, то

$$P_{\text{экв}} = P_{\text{ст}}$$

Для проектируемого самолета величина $P_{\text{экв}}$ определяется по эмпирическим формулам.

Так для спаренных колес

$$P_{\text{экв}} = 1,29 P_{\text{ст}}^{1,165} \left\{ \frac{[1 + 0,352(P_{\text{ш}} - 4)^{2/3}] K_{\text{ш}}}{1 + 0,0488(P_{\text{ш}} - 4)^{2/3}} \right\}^{1,75}$$

где

$P_{\text{ст}}$ стояночная нагрузка на одно колесо

$P_{\text{ш}}$ давление в пневматике

$K_{\text{ш}}$ коэффициент, зависящий от количества колес и диаметра

Формула применима при $P_{\text{ш}} > 4$ и при условии, что на одну плиту попадет только одна опора.

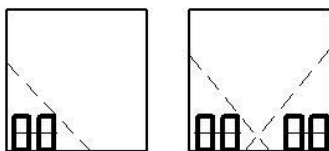


Рисунок 136

Если на одной плите находится две опоры, то проходимость самолета резко снижается. $P_{\text{экв}}$. Необходимо увеличить на 25÷30%.

Величину $P_{\text{экв}}$. Для проектируемого самолета нужно сравнить с нормируемой для заданного класса аэродрома. По нормам ИКАО аэродрома классифицируются по длине ВПП и толщине бетонной плиты.

Гражданские аэродромы

Класс	Длина ВПП	Толщина	$P_{\text{экв}}$ (тон)
-------	-----------	---------	------------------------

аэродрома	(м)	плиты (см)	
A	>2550	40÷50	≤ 45
B	2150÷2250	30÷40	≤ 35
C	1800÷2150	25÷30	≤ 27
D	1500÷1800	20÷25	<20
E	1280÷1500	18÷20	<13
F	1080÷1280	15÷18	<7
G	900÷1000	13÷15	<2

Таблица 13

Военные аэродромы

Класс аэродрома	Длина ВПП (м)	Толщина плиты (см)	$P_{\text{экв}}$ (тон)	
1 ^й	>3300	>80	35	Испытание самолетов
2 ^й	>2500	80	20	Стратегическая авиация
3 ^й	1800÷2000	50	18	Военно-транспортная и вспомогательная авиация
4 ^й	1000÷1200	50	12	

Таблица 14

Если $P_{\text{экв}}$ Проектируемого самолета больше нормы для заданного класса, то улучшить проходимость можно следующими мероприятиями:

1. Уменьшить давление в пневматике, если $P_{\text{экв}}$ Незначительно превышает норму
2. Увеличить количество колес на опоре
3. Для тяжелых самолетов применить четырехстоечные опоры главных ног шасси
4. При определении колеи рекомендуется стремиться к тому, чтобы $B_{\text{ш}} > 7.0$ м.
- 5.

Грунтовые ВПП

Под проходимостью самолета по грунту понимается его способность взлета за счет тяги двигателей с увлажненного грунта.

Основным условием проходимости по грунту является

$$t_0 > f_{\text{сmp}}$$

где

$f_{\text{сmp}}$ сопротивление качению при страгивании с места

принимаем, что

$$f_{\text{сmp}} = 1,4 f_{\text{кач}}$$

где

$f_{\text{кач}}$ коэффициент сопротивления качения колес по грунту.

Значения $f_{\text{сmp}}$ зависят от грунта, так

На дерне $f_{\text{сmp}} = 0,3$

На грунте $f_{\text{сmp}} = 0,4$

На пахоте $f_{cmp} = 0,5$

На сухом грунте $f_{cmp} = 0,6$

Минимальная прочность грунта, при которой обеспечивается проходимость можно определить по формуле

$$\sigma_{\min} = \frac{P_{cm}}{B_{\kappa}} \sqrt{\frac{1}{H_{\kappa} D_{\kappa}}}$$

где

B_{κ} , D_{κ} ширина и диаметр колеса

H_{κ} глубина колеи

Глубина коле, которая образуется на поверхности при движении с малой скоростью

$$H = \left(\frac{P_{cm}}{B_{\kappa} \sigma} \right)^2 \frac{1}{D_{\kappa} \xi}$$

ξ коэффициент, зависящий от относительной деформации грунта и пневматика

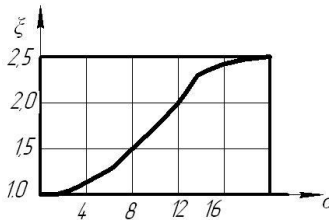


Рисунок 137

Глубина колеи не должна превышать
4÷5 см при дерновом покрытии
6÷8 см без дернового покрытия

Из формул видно, что эффективным средством улучшения проходимости является снижение стояночной нагрузки на колесо и увеличение ширины колеса.

Одним из радикальных средств повышения проходимости самолета по грунту является применение лыжного шасси. Однако при этом возникают другие трудности:

1. Для стагивания с места требуется тяговооруженность $t_0 > 0.75$
2. Маневренность самолета на земле неудовлетворительная

Схема уборки шасси

Существует большое многообразие конструктивно-силовых схем шасси и схем их уборки. Однако во всех случаях необходимо выполнять следующие требования:

1. Наименьший вес шасси вместе с механизацией уборки и выпуска, створками люков, замками крайних положений
2. Наименьший объем шасси в убранном положении
3. Простота кинематической схемы уборки и выпуска

Кратко рассмотрим основные схемы уборки и выпуска шасси

1. Схема уборки носового колеса

На большинстве самолетов носовая стойка убирается в фюзеляж вперед-вверх.

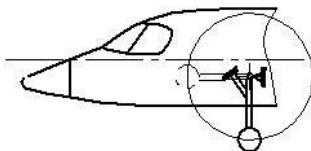


Рисунок 138

В нормальных условиях уборка и выпуск шасси осуществляется гидравлической системой. В аварийных ситуациях выпуск передней ноги шасси осуществляется под действием собственного веса и аэродинамического сопротивления. Достаточно широко распространена схема уборки в фюзеляж движением вверх – назад.

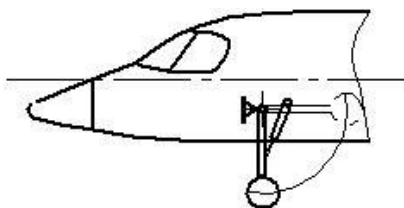


Рисунок 139

Такая схема обеспечивает меньшее аэродинамическое сопротивление. Существуют оригинальные схемы уборки, например: английский самолет – стойка смещена с оси симметрии и позволяет сократить объем, занимаемый шасси.

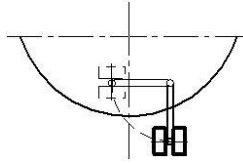


Рисунок 140

2. Уборка главных ног шасси отличается большим многообразием. Тем не менее все схемы можно разбить на три группы:
- Главные стойки крепятся к крылу, а убираются частично в крыло, частично в фюзеляж. Схема удобна для легких самолетов с низким и средним расположением крыла и для тяжелых самолетов – низкопланов. Стойки убираются в тонкое крыло, а колеса в фюзеляж

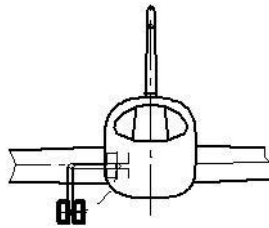


Рисунок 141

- Стойки крепятся к крылу и убираются в крыло или гондолы. Применяется на самолетах с низким и средним расположением крыла, применяется для треугольных крыльев имеющих большую строительную высоту у корня или на тяжелых самолетах с двигателями расположенными на крыле.

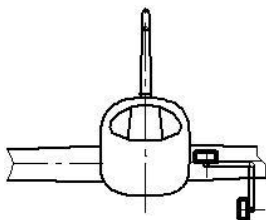


Рисунок 142

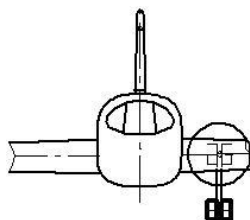


Рисунок 143

- Стойки крепятся к фюзеляжу и убираются в фюзеляж. Применяется для высокопланов. Для тяжелых самолетов, имеющих колесные тележки, приходится делать специальные обтекатели, чтобы обеспечить заданную колею шасси.

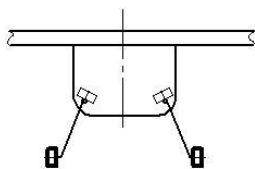


Рисунок 144

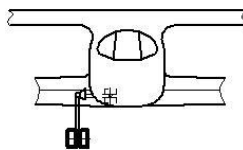


Рисунок 145

Рекомендовать какие-либо схемы для конкретного самолета весьма трудно. Практически приходится разрабатывать новые схемы.

Проектирование систем управления

Классификация систем управления. Структурная схема системы управления.

Под системой управления понимают комплекс устройств, обеспечивающих необходимое изменение скорости и траектории движения самолета. Эта совокупность устройств, иногда, называется основной или главной системой управления. Помимо нее, на борту самолета находятся устройства, представляющие вспомогательную систему управления – это управление выпуском и уборкой шасси, тормозами колес, механизацией крыла, створками люков и т.д.

Проектирование систем вспомогательного управления осуществляется в процессе проектирования соответствующих агрегатов и электро–пневмо-гидросистем.

По степени снижения участия человека в процессе управления основные системы классифицируются на ручные, полуавтоматические и автоматические.

Ручная или полуавтоматическая это система, в которой летчик вырабатывает необходимые управляющие сигналы и приводит в действие механизмы и устройства, обеспечивающих изменение управляющих сил и моментов.

Полуавтоматическая это система, в которой управляющие сигналы вырабатываются летчиком, а автоматические устройства служат для обеспечения и улучшения качества процесса управления.

Автоматическая называется система, в которой управляющие импульсы формируются комплексом автоматических устройств, а роль летчика сводится к наблюдению за правильностью их работы и отладки.

Каждая из систем управления включает задающие элементы, вычислитель управляющих сигналов (оператор),

исполнительные механизмы, усилители и энергетические устройства. Структурная схема системы управления может быть представлена следующим образом:

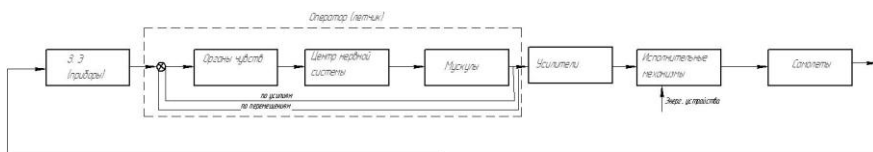


Рисунок 146

Как звено системы управления летчик представляет собой в свою очередь систему автоматического регулирования состоящую из трех элементов:

1. Органов чувств (датчик)
2. Центральной нервной системы, выполняющей функции обработки информации и выработки решения
3. Исполнительные органы (мускулы рук, ног, спины)

Движения исполнительных органов летчика и усилия являются выходными сигналами человека, как звена системы управления. При этом информация о величине усилий и перемещений передается в центральную нервную систему и таким образом осуществляется обратная связь. Следует отметить, что изменение усилий лучше ощущается летчиком, чем перемещения и поэтому характеристику управляемости по усилиям имеют большое значение. Летчик в системе управления может успешно выполнять различные функции: датчиков истинного положения самолетов. Таким образом летчик в определенных условиях может выполнять функции

всех устройств системы управления и при наличии соответствующих связей осуществлять ручное управление. Однако возможности летчика ограничивают следующие факторы:

1. Ограниченность мощности мышц
2. Запаздывание ответной реакции на внешние сигналы. Эта величина сильно зависит от тренированности летчика, его технологического и физического состояния. Для обычных условий время запаздывания летчика средней квалификации равно $0,2 \div 0,3$ сек.
3. Наличие зоны нечувствительности
4. Невозможность одновременного управления несколькими параметрами
5. Относительно быстрая утомляемость

Эти факторы привели к созданию и включению в систему управления автоматических устройств, улучшающих характеристики управления. К ним относятся:

1. Гидравлические усилители мощности (бустеры) и гидросистемы их питания
2. Системы загрузки рычагов управления (при необратимом бустерном управлении)
3. Системы обеспечения необходимых характеристик устойчивости и управляемости (регуляторы передаточного числа, демпферы колебаний, автоматы балансировки, автоматы устойчивости и др.)
4. Системы автоматического пилотирования (автопилоты)
5. Системы сигнализации и ограничения предельных режимов.

Определение основных размеров управления

При проектировании управления должны быть определены следующие основные размеры:

1. Длины командных рычагов управления и их размещение
2. Плечи рычагов механизма управления
3. Расстояние между качалками, роликами и длины тяг
4. Максимальные углы отклонения рычагов управления.

Длина командных рычагов управления определяются в соответствии с рекомендациями, разработанными на основе опыта проектирования и эксплуатации самолетов.

В мировой практике установилось, что продольное и поперечное управление осуществляется соответственно с помощью продольного и поперечного перемещения ручки на легких маневренных самолетах, а на тяжелых самолетах с помощью штурвала, установленного на колонке. При этом направлении движения командных рычагов должно соответствовать рефлексным движениям летчика: т.е при смещении ручки от себя самолет должен опускать нос и увеличивать скорость, при смещении ручки вправо самолет должен крениться вправо.

Размеры и размещение командных рычагов выбираются из условия обеспечения максимального удобства летчика.

Так длину ручки управления принимают равной 550÷650 мм. Углы отклонения ручки или колонки:

на себя 18°
от себя 15°
в бок 15°

ход педалей 220÷270мм
 ширина педалей 150мм
 расстояние между педалями 420÷460мм для
 самолетов управляемых ручкой
 320÷350мм
 для самолетов со штурвалом

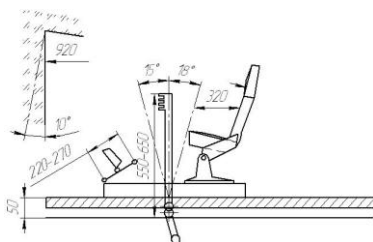


Рисунок 147

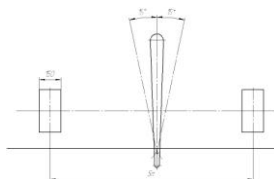


Рисунок 148

Рычаги управления должны быть расположены на определенном расстоянии от приборной доски, от сидения летчика, друг от друга. Сидения пилотов, а также педали делаются регулируемые по росту летчика.

так

смещение педали равно 70 мм вперед

70мм назад

Смещение сидения 40÷70мм. вперед

100÷130мм назад

При проектировании постов ручного управления необходимо обеспечить независимость продольного и поперечного управления.

На современных самолетах эта независимость осуществляется двумя путями:

1. Вывод тяги управления по одному из каналов по теоретической оси вращения ручки при управлении по другому каналу

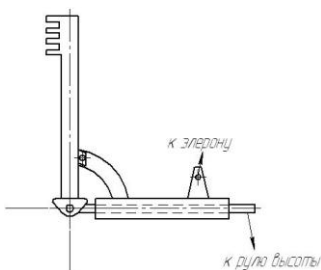


Рисунок 149

2. Вывод тяги управления по одному из каналов по образующей конуса с осью, совпадающей с осью вращения при управлении по другому каналу.

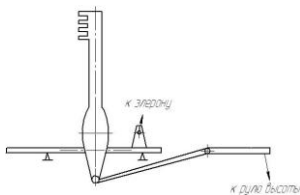


Рисунок 150

Первый способ, как правило применяется на всех самолетах со штурвальной колонкой.

При всех способах обеспечения независимости управлений тяга. Относительно оси которой происходит

вращение рычага управления, во избежание скручивания должна иметь конструктивный элемент допускающий проворачивание наконечников.

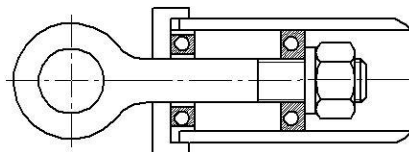


Рисунок 151

Расстояние между главными звеньями механизма определяются допустимыми по прочности и виброустойчивости длинами тяг и условиями компоновки проводки управления.

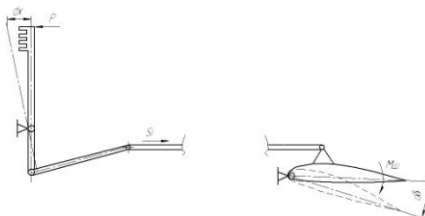


Рисунок 152

Исходными данными для прочностного расчета являются нормируемые расчетные нагрузки на ручке управления P и известные из аэродинамического расчета шарнирные моменты $M_{ш}$. Связь между ними можно записать как

$$Pdx = M_{ш} d\delta$$

или

$$P = M_{и} \frac{d\delta}{dx} = K_{и} M_{и}$$

Отношение $\frac{d\delta}{dx}$ называется передаточным коэффициентом системы управления

Величина $K_{и}$ находится в пределах

Для элеронов и рулей высоты $K_{и} = 0,1 \div 0,15$ град/мм

Для рулей направления $K_{и} = 0,25 \div 0,4$ град/мм

Расчетная величина нормируется в следующих пределах

для ручки управления, рулей высоты 130÷240 кг.

элеронов 65÷130 кг

для педалей 180÷250 кг

Усилия S_i в элементах проводки управления определяется по законам статики напряжения.

$$\sigma_i = \frac{S_i}{F_i} \leq \sigma_{кр}$$

для данной длины тяги, которая определяется по формуле

$$v = \frac{94,2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{m}} \quad \frac{\text{кол}}{\text{мин}}$$

для нагруженных тяг

где

EI жесткость тяги на изгиб

m погонная масса тяги



Рисунок 153

При действии осевых усилий в тяге

$$v_{сж.рас} = v \sqrt{1 \pm \frac{S_T}{P_s}}$$

Частота v не должна совпадать с числами $n_3, 2n_3$, так как может возникнуть резонанс.

n_3 эксплуатационные обороты двигателя

Если длина тяги увеличивается в 2,3 раза, то частота уменьшается в 4,9 раз.

Плечи рычагов и их максимальные углы отклонения определяются в соответствии с углами отклонения командных рычагов и рулей. Эта задача сводится к решению задачи об определении углов и плеч элементарного шатунного механизма.

Проектировщик обычно задается плечом ведущего рычага r_1 и углами отклонения ведущего ω_1 и ведомого ω_2 рычагов.

Если l велико по сравнению с r_1 и r_2 то плечо ведомого рычага r_2 можно определить по формуле из соотношения

$$\frac{r_1}{r_2} \approx \frac{\sin \omega_2}{\sin \omega_1}$$

При небольших l и большой разнице между r_1 и r_2 необходимо учитывать угол θ .

На некоторых самолетах применяется дифференциальное управление рулями высоты и элеронами. При этом максимальные углы отклонения равны

рули высоты $\delta_{p.v} = 35^\circ$ вверх

$\delta_{p.v} = 20^\circ$ вниз

элероны $\delta_{эл} = 25^\circ$ вверх

$\delta_{эл} = 15^\circ$ вниз

Дифференциальность обеспечивается тем, что углы между тягами и качалками не равны 90° .

В случае дифференциального управления при заданном плече ведущего рычага r_1 и угле отклонения от нейтрального положения ω_1 , а также заданных углах отклонения от нейтрального положения ω_2' и ω_2'' требуется определить угол φ между нейтральной и вертикальной и плечо r_2 ведомого рычага.

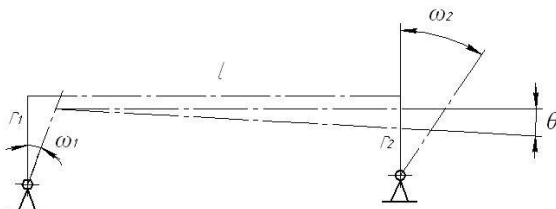


Рисунок 154

Величина φ и r_2 определяется из кинематики.

Приближенно

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\sin \omega_1 (k-1)}{(\cos \omega_1 - 1)(k+1)}$$

где

$$k = \frac{\sin \omega_2'}{\sin \omega_2''}$$

Характеризует степень дифференциальности

Плечо r_2 находится из условия равенства горизонтальных составляющих. Так при отклонении руля высоты

$$r_2 \sin \omega_2 = r_1 [\sin(\omega_1 + \varphi) - \sin \varphi]$$

откуда

$$r_2 = \frac{r_1 [\sin(\omega_1 + \varphi) - \sin \varphi]}{\sin \omega_2}$$

Выбор и проектирование проводки управления

На самолетах с ручным управлением механическая проводка соединяет командные рычаги управления самолетом с его органами – рулевыми поверхностями и поэтому все элементы управления являются силовыми.

На самолетах с бустерным управлением вся проводка разделяется на две части:

1. Не силовую – от командных рычагов до входных качалок гидроусилителей, воспринимающие усилия от рук или ног летчика и загрузочного механизма
2. Силовую от входного звена бустера до рулевой поверхности

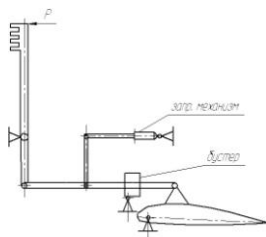


Рисунок 155

Поэтому в бустерных системах проводку стремятся проектировать так, что бы полностью исключить силовую проводку, т.е выходное звено бустера следует стремиться присоединить непосредственно к рычагу управления рулем. На современных самолетах может проектироваться трех типов:

1. Жесткой, при которой управляющие сигналы передаются к управляющим поверхностям при помощи возвратно-поступательных перемещений трубчатых тяг, работающих на растяжение – сжатие

2. Гибкой (мягкой), при которой управляющие сигналы передаются при помощи возвратно-поступательных перемещений тросов, работающих только на растяжение, в связи с чем гибкая проводка должна иметь две ветви.
3. Вращательной, представляющей разновидность жесткой проводки, в которой сигналы передаются реверсивными вращательными движениями тяг – валов, а отклонения осуществляется с помощью винтовых шариковых преобразователей.

Основное назначение проводки - с наименьшими искажениями передавать управляющие сигналы от летчика к рулевым поверхностям.

Проводка включает: соединительные элементы, поддерживающие элементы, и переходные элементы.

Соединительные элементы предназначены для передачи усилий от командного рычага к рычагу органов управления. Соединительные элементы могут быть жесткими (тяги) и гибкими (тросы).

Поддерживающие элементы служат для уменьшения свободной длины тяг или тросов – это втулки, качалки, люнеты.

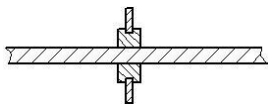


Рисунок 156

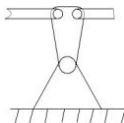


Рисунок 157



Рисунок 158

Переходные элементы служат для изменения направления и величины действующего усилия в одной плоскости или из одной плоскости в другую.

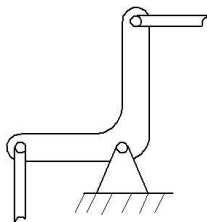


Рисунок 159

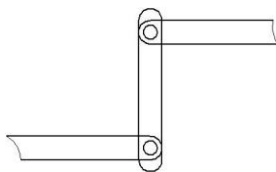


Рисунок 160

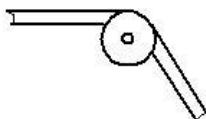


Рисунок 161

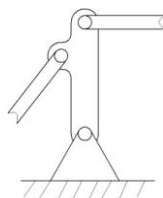


Рисунок 162

Это переходные качалки, ролики.

Общие рекомендации по проектированию проводки управления могут быть сформулированы следующим образом:

- 1) Элементы, работающие на изгиб, следует заменять элементами, работающими на растяжение, следует избегать применения валов, работающих на кручение.

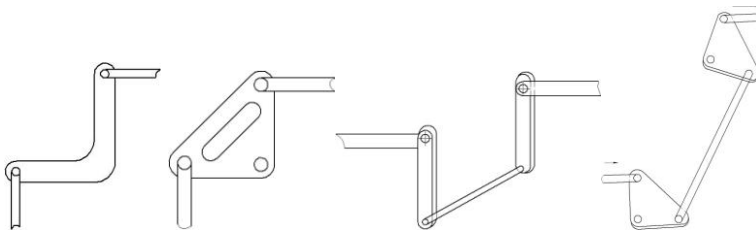


Рисунок 163

- 2) Крепление элементов управления к конструкции самолета должно быть жестким.
- 3) Если применяется смешанная проводка управления, то жесткую проводку рекомендуется применять в местах многократных изменений направления движения, а тросовую проводку на прямых участках. В этом случае можно достичь минимального веса и трения в качалках. Однако, если позволяет компоновка, т.е. объемы в фюзеляже, то жесткая проводка предпочтительнее, т.к. тросовая проводка требует частого осмотра в эксплуатации.
- 4) В целях исключения нежелательной дифференциальности при отклонение рулевых поверхностей при проектирование проводки необходимо стремиться к тому, чтобы углы между осями рычагов качалок и подсоединяющихся к ним тяг были равны 90° , а углы максимальных отклонений рычагов не превышала $30 \div 35^\circ$.
- 5) При проектирование больших тяжелых самолетов в проводке необходимо предусматривать меры для устранения влияния линейных деформаций крыла и фюзеляжа. Это компенсационные качалки и механизмы, в жесткой проводке, механизмы регулировки натяжения тросов – в мягкой проводке,

шлицевые телескопические валы v_0 вращательной следует иметь в виду, что механизмы натяжения тросов имеют размеры порядка $300\div 400$ мм и необходимо предусматривать объемы в фюзеляже.

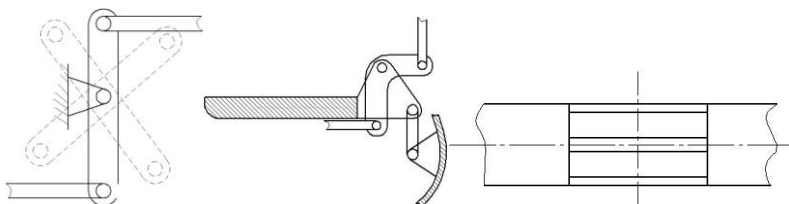


Рисунок 164

- 6) В целях предупреждения случайных повреждений проводки управления необходимо предусматривать защитные ограждения. При этом должен быть обеспечен свободный доступ при осмотре во время эксплуатации.
- 7) При проектировании проводки надо стремиться к минимуму соединительных элементов, т.к. всякое соединение увеличивает люфт и вес системы управления.

Схема и состав системы полуавтоматического управления.

Полуавтоматические системы управления позволяют летчику управлять самолетом в широком диапазоне скоростей полета, включая и сверхзвуковые.

Помимо командных рычагов и проводки система полуавтоматического управления включает гидроусилители (бустер) загужные механизмы, автоматические устройства

регулирования усилий, механизмы триммерного эффекта и механизмы нелинейной передачи.

Простейшая схема полуавтоматической системы управления может быть представлена следующим образом:

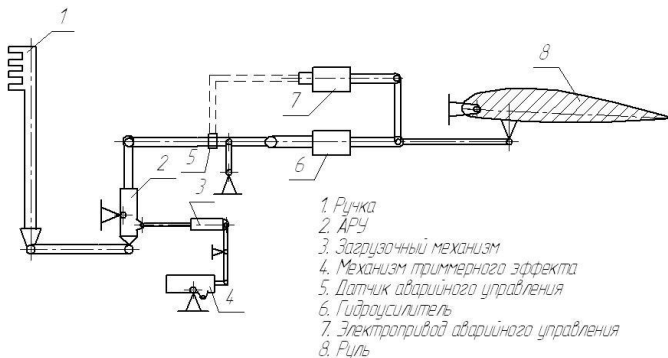


Рисунок 165

На современных самолетах могут быть применены:

- 1) обратимая система управления, когда сохраняется механическая связь между постом управления и рулями, часть усилий воспринимает летчик, а основную часть гидроусилитель.

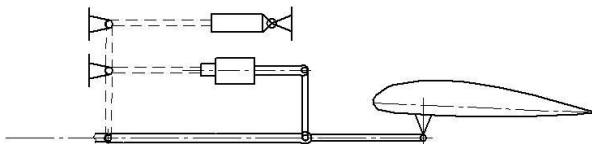


Рисунок 166

- 2) необратимая система управления, когда усилия от воздушной нагрузки полностью воспринимаются бустером, а летчик лишь управляет золотником.

Необратимая система управления все больше применяется на самолетах. Преимущество ее в том, что она обеспечивает независимость управления и ограждает летчика от неприятных явлений связанных с аэродинамической перекompенсацией. При управление стабилизатором они просто незаменимы т.к. ось вращения стабилизаторов располагается между центром давления на дозвуке и сверхзвуке.

Проектирование гидроусилителей рассматриваются в ракурсах оборудования.

1. Загрузочные механизмы. При управлении по необратимой схеме включения гидроусилителя летчик затрачивает усилия лишь для перемещения золотника. Это усилие составляет $0,2 \div 0,3$ кг и почти не ощущается на рычагах управления. Для того чтобы летчик «чувствовал» самолет, необходимо нарастание усилий на командных рычагах пропорционально скоростному напору, т.е. $P_p = f(q)$. Это соответствует нелинейному закону $P_p = f(x_p)$.

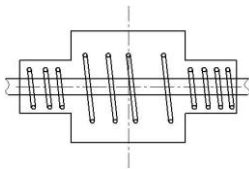


Рисунок 167

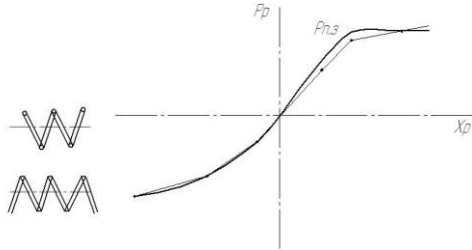


Рисунок 168

Характеристику усилий близкую к желательной можно получить включив в систему грузочный механизм с тремя пружинами.

Мягкая средняя пружина имеет предварительную затяжку. Вначале обжимаются жесткие пружины, к концу обжатие усилия в тяге равно усилию предварительной затяжки мягкой пружины. Проектируется грузочный механизм так, чтобы пружины работали только на сжатие. Применяются как витые пружины из проволоки, так и точеные пружины прямоугольного сечения.

Последние находят все большее применение вследствие хорошей доводки их характеристик расточкой или шлифовки торцевой части. Пружинные загрузатели обеспечивают прямолинейные участки $P_p=f(x_p)$. Получить криволинейную зависимость можно применяя пневматические или гидравлические загрузатели. Однако усилия конструкторов по их созданию не увенчались успехом, т.к. эти механизмы при небольших скоростях оказались неэффективными.

2. Механизм триммерного эффекта. Для снятия усилий с ручек управления при длительном установившемся полете применяются механизмы триммерного эффекта. Обычно в качестве такого механизма применяются реверсивные электромеханизмы с поступательно перемещающимся потоком. Передвигая с помощью триммерного механизма корпус загрузителя можно снять усилия с ручек, ослабляя пружины загрузителя.
3. Механизмы нелинейной передачи. При полетах на больших скоростях у земли эффективность управления оказывается чрезмерно большой, т.е. самолет становится очень «строгим» в управлении, небольшие перемещения ручки вызывают значительные изменения траектории самолета. Эффективным средством устранения «строгости» в управлении являются механизмы нелинейной передачи. Эти механизмы обеспечивают меньшие отклонения рулей в начале движения от нейтрального положения.

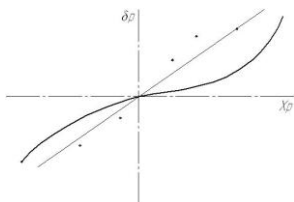


Рисунок 169

Существуют различные кинематические схемы нелинейной передачи. Но наиболее удобной оказалась схема с зубчатой передачей. При движении входного

звена зубчатое колесо обкатывается по неподвижному сектору. Точка, в которой крепится выходное звено будет отставать от соответствующей точки на секторе. Варьируя радиусами сектора и колеса можно подобрать необходимый закон нелинейности.

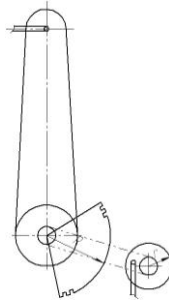


Рисунок 170

4. Автомат регулирования усилий и передаточного отношения. При полете в широком диапазоне скоростных напоров возникает необходимость включения в систему управления устройств, автоматически изменяющие передаточное отношение и усилия, т.е. $x_p = \delta / K_m$ и P_p . Как известно потребные углы отклонения рулевых поверхностей от скорости и высоты полета. Если ввести систему управления автомат изменения передаточного отношения, то можно обеспечить одинаковые углы отклонения рулевых поверхностей на единицу перегрузки при различной скорости и высоте. Автомат изменения передаточного отношения кинематически связан с загрузочным механизмом, т.е. обеспечивается одновременно и регулировка усилий.

Исполнительный механизм автомата изменения передаточного отношения представляет собой электромеханизм с поступательным движением потока.

Методы повышения надежности систем управления.

Повышение надежности всей системы управления самолетом может быть достигнуто:

- а. повышением надежности работы каждого элемента или узла.
- б. дублированием отдельных агрегатов.
- в. дублированием всей системы

Эксплуатация самолетов показывает, что обеспечить необходимую степень надежности системы за счет повышения надежности отдельных звеньев нельзя. Поэтому наибольшее распространение получили два последних метода повышения надежности.

Дублирование требует кроме второго комплекта агрегатов, установки дополнительных контрольных приборов и автоматических устройств, которые отключают неисправный и подключают резервный канал управления. При этом кинематика системы должна предусматривать нормальную работу резервного в случае заклинивания или отказа основного канала. С этой же целью необходимо управляющие поверхности (элероны, рули) выполнять в виде отдельных секций, которые приводятся в действие самостоятельными механизмами.