

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ

АВИАКОСМИЧЕСКИЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: "Конструкция и проектирование летательных аппаратов".



А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров

Методические указания

по выполнению **«Выпускной работы»** для конструкторской
специализации направления образования 5520800
«Авиастроение ракетно-космическая техника».

/Этап-1. Общее проектирование самолета/

Ташкент – 2004 г.

Методические указания по выполнению «Выпускной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение ракетно-космическая техника». ТГАИ.2004 г.

Методические указания по выполнению «**Выпускной работы**» предназначены для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника».

Содержание методических указаний охватывает такие основные этапы проектирования самолетов как: выбор схемы и основных параметров, расчет удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности (энерговооруженности) самолета, расчет взлетной массы первого и второго приближения, расчет центровки самолета.

Методические указания содержат общие требования, предъявляемые к материалам проекта, данные об объеме и содержании графической части и расчетно-пояснительной записки, последовательность выполнения отдельных этапов и разделов проекта.

ОГЛАВНЕНИЕ

	стр
1. СОДЕРЖАНИЕ ВЫПУСКНОЙ РАБОТЫ.....	4
2. "ВЫБОР СХЕМЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА".....	5
3. "ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИ- РОВАНИЯ. РАСЧЕТ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И СТАРТОВОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ (ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ) САМОЛЕТА".....	13
4. "РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА ВТОРОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ МЕТОДОМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПРИБЛИЖЕНИЙ".....	15
5. "РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА".....	24
6. СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	27

1. СОДЕРЖАНИЕ ВЫПУСКНОЙ РАБОТЫ

Выпускная работа по направлению 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника» состоит из расчетно-пояснительной записки, объемом 65...80 стр. и графической части 7...8 листов. На первом этапе решаются задачи общего проектирования самолетов. Вторым этапом связан с разработкой сборочной единицы /агрегата/.

2.1. Расчетно-пояснительная записка.

Расчетно-пояснительная записка должна иметь титульный лист установленного образца и задание на выпускную работу. Во введении дается краткий обзор современного состояния авиационной техники. Далее осуществляется анализ основных параметров и характеристик статистических данных самолетов-прототипов. Следующий раздел должен быть посвящен выбору схемы самолета, расчету взлетной массы первого и второго приближений, определению геометрических размеров самолета. Следующие два раздела состоят из расчета центровки самолета с оценкой запаса продольной статической устойчивости и аэродинамическому расчету с определением максимального аэродинамического качества и аэродинамического качества на крейсерском режиме полета. В связи с тем, что в задании на выпускную работу предлагается разработать один из агрегатов проектируемого самолета, содержание остальных разделов непосредственно связан с этим агрегатом. Так необходимо определить нагрузки действующие на агрегат и выполнить расчет на прочность с целью определения сечения силовых элементов. В технологической части дается обоснование выбора материала и технологии изготовления деталей агрегата. В организационно-экономической части предлагается оценить затраты связанные с изготовлением разрабатываемого агрегата и определить его заводскую себестоимость.

В заключении выпускной работы должны быть сформулированы основные выводы по работе и дан список использованной литературы.

2.2. Графическая часть выпускной работы.

После определения взлетной массы самолета и геометрических параметров, а также определения центровки самолета разрабатывается общий вид самолета с элементами компоновки на 2-х листах. Следующие 4 чертежа посвящены разработке конструкции агрегата. Прежде всего разрабатывается теоретический чертёж агрегата /или его части/, затем выполняется сборочный чертёж, и наконец, разрабатываются рабочие чертежи характерных деталей агрегата. В представленной ниже таблице даются основные разделы пояснительной записки и чертежи графической части с указанием примерных объемов, которые составляют содержание выпускной работы:

Таблица 1

НАИМЕНОВАНИЕ РАЗДЕЛА /ЧЕРТЕЖА/	ОБЪЕМ
I. Расчетно-пояснительная записка:	
1. Титульный лист	1 стр.
2. Задание на выпускную работу	1 стр.
3. Оглавление	1 стр.
4. Введение	1...2 стр.
5. Обзор статистических данных	1...2 стр.
6. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета	8...10 стр.
7. Расчет центровки самолета	5...6 стр.
8. Аэродинамический расчет	10...12 стр.
9. Расчет на прочность	10...12 стр.
10. Обоснование выбора материала и технологии изготовления деталей	3...4 стр.
11. Охрана труда и окружающей среды	8...10 стр.
12. Организационно-экономическая часть	8...10 стр.
13. Выводы	1 стр.
14. Список использованной литературы	1 стр.
ИТОГО	60...70 стр.
II. Графическая часть выпускной работы:	
1. Общий вид самолета с элементами компоновки	2...3 л.
2. Теоретический чертеж агрегата	1 л.
3. Сборочный чертеж	2 л.
4. Детализовка	1 л.
ИТОГО	6...7 л.

2. "ВЫБОР СХЕМЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА".

Исходные данные:

1. Статистические данные основных параметров и характеристик самолетов-прототипов.
2. Максимальная пассажировместимость или масса коммерческой нагрузки.
3. Расчетная дальность полета и крейсерская скорость.

1. ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ САМОЛЕТА

2.1. Выбор аэродинамической схемы.

Под аэродинамической схемой самолета понимают некоторую систему его несущих поверхностей. Эта система может характеризоваться как взаимным расположением несущих поверхностей, так и их относительными размерами и формами. В системе несущих

поверхностей имеются главные поверхности - крылья, создающие основную долю аэродинамической подъемной силы, и вспомогательные поверхности - горизонтальное (ГО) и вертикальное (ВО) оперение, предназначенные для стабилизации самолета и управления его полетом.

В зависимости от расположения вспомогательных поверхностей относительно крыла различают аэродинамические схемы:

- "нормальная схема", если ГО располагается сзади крыла;
- "схема утка", если ГО расположено впереди крыла;
- "схема бесхвостка" (летающее крыло), если аэродинамическая схема состоит только из одной несущей поверхности.

При выборе одной из трех аэродинамических схем следует иметь в виду, что из-за затруднения в получении больших значений приращения подъемной силы от механизации крыла - ΔC_y , самолеты схемы "утка" и "бесхвостка" при взлете и посадке вынуждены выходить на большие углы атаки - α . Конструктивно это делает невозможным или затруднительным применение на таких самолетах стреловидных крыльев большого удлинения, так как применение таких крыльев и больших углов атаки связано с очень большой высотой опор шасси. В следствии этого для скоростных самолетов в схемах "утка" и "бесхвостка" могут использоваться только крылья малого удлинения треугольной, готической, оживальной или серповидной форм в плане. Из-за малого удлинения такие крылья имеют малое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах полета.

Кроме того, на дозвуковых режимах, самолеты указанных схем не обладают достаточной устойчивостью и управляемостью.

Эти соображения определяют целесообразность использования схем "утка" и "бесхвостка" для самолетов, у которых основным режимом полета является полет на сверхзвуковой скорости.

Поэтому, "нормальная" (классическая) схема стала наиболее целесообразна для дозвуковых самолетов.

2.2. Выбор схемы самолета по отдельным ее признакам.

а) Расположение крыла относительно фюзеляжа.

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа оказывает существенное влияние на аэродинамические, массовые и эксплуатационные характеристики самолета в целом. По взаимному расположению крыла и фюзеляжа различают схемы самолетов: "высокоплан", "среднеплан" и "низкоплан". С точки зрения аэродинамики, наименьшим сопротивлением интерференции, обусловленным взаимным влиянием крыла и фюзеляжа, обладает схема "среднеплан". Однако, у пассажирских и транспортных самолетов эта схема практически не применяется, так как центроплан, проходя в середине фюзеляжа, мешает созданию единой пассажирской или грузовой кабины.

К преимуществам схемы с высоким расположением крыла относятся:

- меньшее (на 3...5%), по сравнению с низкопланом аэродинамическое сопротивление интерференции;
- уменьшение расстояния от фюзеляжа до земли, что создает ряд эксплуатационных удобств;
- снижение вероятности выхода из строя двигателей, расположенных на крыле, в результате попадания твердых частиц с ВПП при взлете и посадке.

На военно-транспортных самолетах высокое расположение крыла является наиболее приемлемым с эксплуатационной точки зрения. Оно дает возможность существенно уменьшить расстояние от пола грузовой кабины до земли и обеспечить погрузку и выгрузку.

Однако, по абсолютной величине экономичность эксплуатации самолета высокоплана в большинстве случаев получается несколько хуже, чем низкоплана, за счет весовых потерь.

Эти потери объясняются следующими причинами:

- на самолете высокоплане приходится специально усиливать нижнюю часть фюзеляжа на случай аварийной посадки при не выпущенных шасси;
- увеличивается масса силовых элементов (шпангоутов) фюзеляжа, воспринимающих нагрузки от крыла и шасси, если основные стойки крепятся к фюзеляжу;
- на 30...40% увеличивается необходимая площадь вертикального оперения в связи с ухудшением боковой устойчивости и управляемости самолета-высокоплана на больших углах атаки, когда оперение попадает в спутную струю от крыла.

В сумме масса конструкции самолета-высокоплана увеличивается на 2,5...4% от взлетной массы.

При окончательном решении вопроса о расположении крыла по высоте фюзеляжа нужно учитывать, таким образом, ряд противоречивых факторов: высокоплан имеет лучшие аэродинамические и эксплуатационные характеристики, но уступает низкоплану по массе конструкции планера.

б) Расположение оперения.

На самолетах "нормальной" аэродинамической схемы наиболее распространенной являются схемы с "обычным" (ГО крепится к фюзеляжу) или "Т-образным" (ГО установлено на киле) хвостовым оперением. Она обеспечивает конструктивную простоту и жесткость. Значительное влияние на выбор схемы оперения оказывает расположение двигателей на самолете. С точки зрения аэродинамики, поверхности хвостового оперения не должны попадать в зону реактивной струи двигателей и спутную струю от крыла. Предполагая расширение струи от двигателей в конусе с углом 10...15°, можно определить зону "запрета" для оперения. Одной из задач аэродинамической компоновки самолета

нормальной схемы является выбор положения горизонтального оперения по высоте.

Для дозвуковых самолетов с относительно небольшими скоростями полета и сравнительно длинным плечом $L_{ГО} = (2,6...3,2)$, можно рекомендовать устанавливать ГО с выносом вверх от строительной горизонтали на величину $h_{ГО} = (0,15...0,2) \cdot b_б$ ($b_б$ - величина бортовой хорды). На самолетах, у которых двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа, применяется "Т-образное" оперение.

В этом случае потребная площадь ГО, несколько уменьшается, за счет увеличения плеча ГО.

2.3. Определение взлетной массы в первом приближении

Взлетная масса самолета представляет собой сумму:

$$m_0 = m_{кон} + m_{сy} + m_{об.упр} + m_T + m_{кн} + m_{сл.н}; \quad (1)$$

Где соответственно массы: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива, коммерческой нагрузки и служебной нагрузки.

Разделив обе части уравнения на взлетную массу получим уравнение баланса масс в виде:

$$1 = \bar{m}_{кон} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T + \frac{m_{кн} + m_{сл.н}}{m_0}; \quad (2)$$

Если принять относительные массы ($m_{кон}$, $m_{сy}$, $m_{об.упр}$) = const по статистике, а относительную массу топлива определить в зависимости от расчетной дальности и крейсерской скорости по формуле:

$$\bar{m}_T = 0,05 + 0,06 \cdot \frac{L_p}{V_{кр}}; \quad \text{или} \quad \bar{m}_T = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{C_e \cdot L_p}{V_{кр} K_{кр}}}$$

то получим уравнение взлетной массы проектируемого самолета в первом приближении:

$$m_0^I = \frac{m_{кн} + m_{сл.н}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{сy} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T)}; \quad (3)$$

Для дозвуковых самолетов можно принять следующие статистические данные:

класс	m_0	$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{об.упр}$	$\bar{m}_{сy}$
Легкие	до 10	0,28... 0,30	0,1...0,12	0,1...0,12
Средние	10...160	0,26..0,28	0,1..0,08	0,08..0,1
Тяжелые	200..400	0,24..0,26	0,06..0,08	0,08..0,1

Масса снаряжения и служебной нагрузки включает экипаж, продукты питания, напитки, расходующиеся в полете технические жидкости и вода, спасательное оборудование, контейнеры для багажа, почты и т.п.

В первом приближении для среднего магистрального пассажирского самолета можно записать:

$$m_{\text{сп.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}} + 1,6 \cdot N_{\text{п}} ; (\text{кг})$$

где: $N_{\text{эк}}$ - количество членов экипажа;

$N_{\text{п}}$ - число пассажиров

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{бп}} + 1$$

$N_{\text{лпс}} = (2 \dots 3)$ чел. - летно-подъемный состав ;

$$N_{\text{бп}} - \text{количество бортпроводниц. } N = \frac{N_{\text{п}}}{40}$$

Коммерческую нагрузку пассажирского самолета в первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$m_{\text{кн}} = 1,25 \cdot (75+20) \cdot N_{\text{п}} ; (\text{кг})$$

2.4. Определение геометрических размеров основных сборочных единиц

Выбор параметров крыла

Основными параметрами крыла являются: площадь – $S_{\text{кр}}$, удлинение – $\lambda_{\text{кр}}$, размах – $l_{\text{кр}}$, стреловидность – $\chi_{1/4}$, сужение – $\eta_{\text{кр}}$, средняя относительная толщина – $c_{\text{ср}}$.

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0}{p_0} ;$$

где: m_0 - взлетная масса самолета;

p_0 - удельная нагрузки на 1 м^2 крыла при взлете. В первом приближении p_0 либо выбирается из статистики, либо может быть рассчитана из выражения:

$$p_0 = 10^3 \sqrt[3]{m_0} ;$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов необходимо выбрать: $\lambda_{\text{кр}}$; $\eta_{\text{кр}}$; $\chi_{1/4}^0$

Тогда для крыла проектируемого самолета можно определить

$$\text{размах крыла: } L_{\text{кр}} = \sqrt{\lambda_{\text{кр}} \cdot S_{\text{кр}}} L_{\text{кр}} ;$$

$$\text{концевая хорда: } b_{\text{кц}} = \frac{2 \cdot S_{\text{кр}}}{l_{\text{кр}} \cdot (1 + \eta_{\text{кр}})} ;$$

$$\text{корневая хорда: } b_0 = \eta_{\text{кр}} \cdot b_{\text{кц}} ;$$

На крыльях современных самолетов применяется механизация по передней (предкрылки) и задней (закрылки) кромкам. Предкрылки могут составлять до 80% размаха крыла $L_{\text{пр}} \leq 0,8 \cdot L_{\text{кр}}$; Закрылки выполняются до 65...70% размаха крыла $L_{\text{зк}} = 0,65 \cdot L_{\text{кр}}$;

Для выдвижных закрылков относительная хорда составляет 30...35% хорды крыла $b_{\text{зк}} = (0,3 \dots 0,35) \cdot b_{\text{кр}}$

Площадь элеронов обычно составляет 5...7% площади крыла

$$S_{\text{эл}} = (0,05 \dots 0,07) \cdot S_{\text{кр}}$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков :

$$L_{эл} = (0,25...0,3) \cdot L_{кр}$$

Хорда элеронов составляет 20...25% хорды крыла

$$b_{эл} = (0,2...0,25) \cdot b_{кр}$$

Выбор параметров фюзеляжа первого приближения

Определение длины и диаметра фюзеляжа пассажирского самолета.

При проектировании пассажирских самолетов длина фюзеляжа определяется, прежде всего, из условия размещения заданного количества пассажиров и следующими условиями:

1. Расстояние или шаг между рядами сидений (t)
в I классе 960...1080 мм;
во II классе 840...870 мм;
в III классе 750...810 мм.
2. Первый ряд сидений должен размещаться не ближе чем на 1020...1200 мм от передней перегородки кабины (Рис.1).
3. При проектировании длинных пассажирских кабин следует разбивать кабину на несколько салонов, чтобы исключить эффект туннельности.
4. Для возможности отклонения спинки сидения на максимально допустимый угол между верхом спинки сидения заднего ряда и плоскостью задней перегородки расстояние должно быть не менее 200 мм.

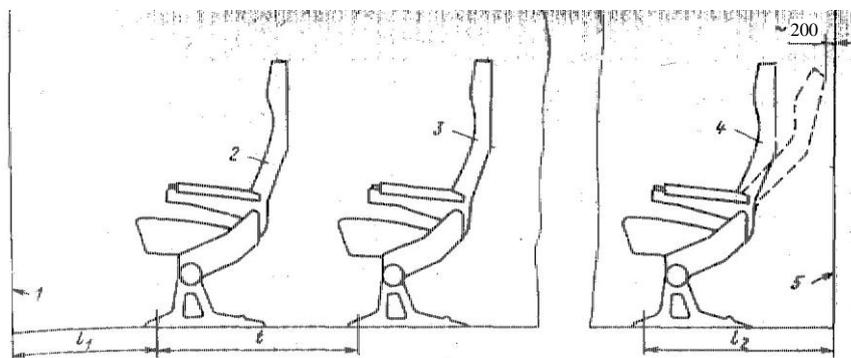


Рис.1. Схема установки пассажирских сидений относительно передней и задней перегородок кабины:

1 – передняя стенка пассажирской кабины; 2 – передний ряд сидений; 3 – второй ряд сидений; 4 – последний ряд сидений; 5 – задняя стенка пассажирской кабины.

При проектировании самолета следует помнить, что площадь миделевого сечения фюзеляжа должна быть минимальной (при выполнении важнейших требований, предъявляемых к компоновке самолета).

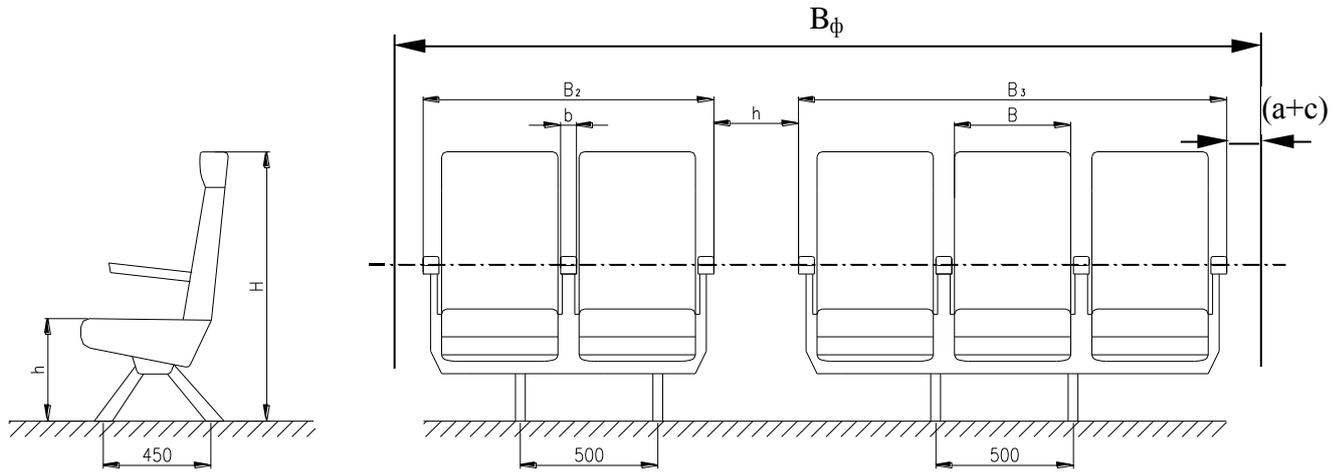


Рис.2. Основные размеры пассажирских сидений.

Благодаря уменьшению миделевого сечения уменьшаются силы аэродинамического сопротивления фюзеляжа ($X = c_{x\phi} \cdot S_m \cdot q$) и повышается аэродинамическое качество. Для пассажирских самолетов площадь миделевого сечения определяется через ширину фюзеляжа из условия размещения заданного количества кресел в ряду (Рис.2).

$B_\phi = B \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c)$ - максимальная ширина фюзеляжа

B - ширина кресла;

n_1 - количество кресел в ряду;

b - ширина одного подлокотника кресла;

n_2 - количество подлокотников в ряду;

h - ширина прохода:

при $N_{\text{пасс}} < 300$ $h = 510$ мм, при $N_{\text{пасс}} \geq 300$ $h = 650$ мм;

n_3 - количество проходов;

a - толщина стенок (ширина шпангоута с отделкой салона);

c - зазор до стенки.

Классы пассажирских кресел	Ширина кресла B , мм	Ширина одного подлокотника кресла b , мм	Размер $(a+c)$, мм
I	500	70	120...150
II-III	444	50	

Если сечение фюзеляжа принимается круглой формы, то

$$D_\phi = B_\phi;$$

Длину фюзеляжа в первом приближении можно определить зависимостью:

$$L_\phi = D_{\phi,э} \cdot \lambda_\phi;$$

λ_{ϕ} - удлинение фюзеляжа. Значения удлинений фюзеляжа даны в таблице 1.

Таблица 1. Статистические значения удлинений фюзеляжа и его частей.

Удлинение	Дозвуковые самолеты ($M \leq 0,7$)			Околозвуковые самолеты ($M \leq 0,9$)	Сверхзвуковые самолеты	
	легкие	Пассажирские и транспортные для местных авиалиний.	Средние магистральные пассажирские и тяжелые транспортные	Тяжелые пассажирские, большой дальности	Легкие (истребители)	Тяжелые (военные и пассажирские)
λ_{ϕ}	6...7	7...8	8...9	10...12	7...10	16...20
$\lambda_{н.ч.}$	1,2...1,5			1,7...2,0	4...5	5...6
$\lambda_{хв.ч.}$	2,0...2,5			3,0...3,2	1,5...5	5...7

Определение диаметра фюзеляжа грузового самолета.

Потребный объем фюзеляжа можно определить по формуле:

$$V_{\phi}^T = \mu \cdot m_{кн} \quad (1)$$

Где : V_{ϕ}^T - объем фюзеляжа по внешнему (теоретическому) контуру;

μ - статистический коэффициент грузоместимости.

$\mu = 12...16 \text{ м}^3/\text{т}$ – универсальные грузовые самолеты;

$\mu = 8...12 \text{ м}^3/\text{т}$ – специализированные грузовые самолеты.

С другой стороны, объем фюзеляжа можно представить как:

$$V_{\phi}^T = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot d_{\phi}^2}{4} \cdot L_{\phi}; \quad (2)$$

Где: $k_{\phi} = 0,75...0,8$ – коэффициент формы фюзеляжа;

L_{ϕ} – длина фюзеляжа.

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов или используя статистические значения удлинений фюзеляжа (табл.1) необходимо выбрать удлинение фюзеляжа:

$$\lambda_{\phi} = \frac{L_{\phi}}{d_{\phi}} = 8...11; \quad \text{откуда: } L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}; \quad (3)$$

Тогда, из условия равенства правых сторон уравнений (1) и (2) с учетом (3), для определения диаметра миделя фюзеляжа проектируемого самолета будем иметь следующее выражение:

$$d_{\phi} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot \mu \cdot m_{кн}}{\pi \cdot k_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}}};$$

Зная d_{ϕ} , определяем общую длину фюзеляжа:

$$L_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi};$$

Удлинения носовой и хвостовой частей фюзеляжа дозвуковых самолетов можно принять:

$$\lambda_{\text{нч}} = 1,5 \dots 2,2 ; \lambda_{\text{хв.ч}} = 2,5 \dots 4$$

Выбор параметров оперения

В первом приближении площади горизонтального и вертикального оперения можно определить из следующих выражений:

$$S_{\text{ГО}} = \frac{A_{\text{ГО}} \cdot S_{\text{кр}} \cdot b_a}{L_{\text{ГО}}}; \quad S_{\text{ВО}} = \frac{A_{\text{ВО}} \cdot S_{\text{кр}} \cdot \lambda_{\text{кр}}}{L_{\text{ВО}}};$$

Где: $A_{\text{ГО}}$ и $A_{\text{ВО}}$ - коэффициенты статических моментов ГО и ВО;

$L_{\text{ГО}}$; $L_{\text{ВО}}$ - плечи ГО и ВО;

b_a - средняя аэродинамическая хорда крыла

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)}$$

Значения $A_{\text{ГО}}$ и $A_{\text{ВО}}$, $L_{\text{ГО}} \approx L_{\text{ВО}}$ можно выбрать из таблицы 4.

Таблица 4

Тип самолета	$A_{\text{ГО}}$	$A_{\text{ВО}}$	$\bar{L}_{\text{ГО}} \approx \bar{L}_{\text{ВО}} = \frac{L_{\text{ВО}}^{\text{BO}}}{L_{\text{ГО}}}$
Магистральные с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2...3
Магистральные с ДТРД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые с прям. крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2...3
Тяжелые со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Скоростные маневренные самолеты	0,4...0,5	0,05...0,08	1,5...2

Для современных самолетов значения площади рулевых поверхностей лежит в пределах 20...30% площади оперения:

$$S_p = (0,2 \dots 0,3) \cdot S_{\text{оп}};$$

Стреловидность оперения превышает угол стреловидности крыла на 3° . На основании анализа статистических данных выбираются значения удлинения и сужения ГО и ВО. Размах $L_{\text{ГО}} / L_{\text{ВО}}$, концевая $b_{\text{кц}}$ и корневая b_0 хорды для ГО и ВО определяются по формулам, аналогичным для крыла. Площади триммеров с серворулями обычно составляют 6...10% площади рулевых поверхностей:

$$S_{\text{тр}} = (0,06 \dots 0,1) \cdot S_p;$$

3. "ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ. РАСЧЕТ УДЕЛНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И СТАРТОВОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ (ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ) САМОЛЕТА".

3.1. Исходным данным для проектируемого самолета являются прежде всего тактико-технические требования заказчика. Применительно к гражданскому самолету это могут быть:

- $N_{n \max}$ - максимальная пассажировместимость
 $t_{кр}$ - класс компоновки салонов /шаг кресел/
 $m_{кн. \max}$ - максимальная коммерческая нагрузка
 L_p - расчетная дальность полета
 $L_{ВПП}$ - класс аэродрома базирования или располагаемая длина ВПП
 $V_{з.п}$ - скорость захода на посадку
 T_c - ресурс планера, несъемного оборудования
 $V_{кр}$ - крейсерская скорость полета.

Кроме того исходным данным для проектирования являются ограничения на результаты проектирования - требования норм летной годности (НЛГС) и физические ограничения. Одним из основных требований НЛГС, является требование к взлету с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$\begin{aligned} \eta_{пн} &\geq 0,024 \quad \text{при } n_{дв} = 2 \\ \eta_{пн} &\geq 0,027 \quad \text{при } n_{дв} = 3 \\ \eta_{пн} &\geq 0,03 \quad \text{при } n_{дв} = 4 \end{aligned}$$

где $\eta_{пн} = \operatorname{tg} \theta_n$ - полный градиент набора высоты

θ_n - угол набора высоты (механизация во взлетном положении, шасси убрано)

Кроме того в НЛГС рассматриваются следующие условия:

- а) $V_{отр} \geq 1,1 \cdot V_{\min. \text{взл}}$ - для 2^x и 3^x двиг. самолетов
 б) $V_{отр} \geq 1,07 \cdot V_{\min. \text{взл}}$ - для 4^x двиг. самолетов
 г) $V_2 \geq 1,2 \cdot V_{\min. \text{взл}}$ - для 2^x и 3^x двиг. самолетов
 д) $V_2 \geq 1,5 \cdot V_{\min. \text{взл}}$ - для 4^x двиг. самолетов

где: $V_{\min. \text{взл}}$ - скорость, при котором подъемная сила крыла равна весу самолета

$$Y_{кр} = c_{y \max \text{взл}} \cdot \frac{\rho_0 V_{\min \text{взл}}^2}{2} \cdot S_{кр} = m_0; \text{ откуда } V_{\min \text{взл}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_0}{c_{y \max \text{взл}} \cdot \rho_0 \cdot S_{кр}}};$$

V_2 - скорость самолета в начале первого этапа взлета - $H=10,7$ м

3.2. Определение удельной нагрузки на крыла при взлете

3.2.1. Удельная нагрузка на 1 м² крыла при взлете в первую очереди определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$P_0^I = \frac{c_{y \max. \text{пос}} \cdot V_{зп}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{г.р})}$$

где: $c_{y \max. \text{пос}} = 2,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев со щелевым закрылком без предкрылка.

$c_{y \max. \text{пос}} = 2,6 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев имеющих 2^x щелевой закрылок или одно щелевой закрылок с предкрылком.

$c_{y \max. \text{пос}} = 3,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев имеющих предкрылок и 3^x щелевой закрылок.

$\bar{m}_{т,р}$ – относительная масса расходуемого в полете топлива.

3.2.2. Кроме того, удельная нагрузка на крыло определяются из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полета, исходя из стандартного выражения: $p=c_y \cdot q$

$$p_0^{\text{II}} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_{т,р})} \cdot c_{укр} \cdot \frac{\rho_n \cdot V_{кр}^2}{2}$$

$c_{у_{кр}} = 0,71 \cdot c_{у_{K_{max}}}$ - коэфф-т подъемной силы в крейсерском режим полета.

$c_{у_{K_{max}}} = 0,55 \dots 0,65$ - коэфф-т подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству.

Если принять $c_{у_{K_{max}}} = 0,6$;

$$c_{у_{кр}} = 0,71 \cdot 0,6 = 0,42;$$

$$\rho_n = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} - \text{плотность воздуха на}$$

расчетной высоте - H_p (км);

$V_{кр}$ - крейсерская скорость на расчетной высоте (м/с).

В качестве расчетного, выбирается меньшее из двух выше рассчитанных нагрузок на крыло:

$$p_0 = \min \left\{ \begin{matrix} p_0^{\text{I}} \\ p_0^{\text{II}} \end{matrix} \right\};$$

3.3. Определение стартовой тяговооруженности самолетов с двухконтурными турбореактивными двигателями (ДТРД).

3.3.1. Стартовая тяговооруженность проектируемого самолета, прежде всего, определяется из условия обеспечения взлета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем, зависимостью:

$$\bar{P}_0^{\text{I}} = 1,5 \cdot \left(\frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \eta_n \right);$$

где: $K_{\text{наб}}$ – аэродинамическое качество самолета при наборе берется из статистики ($K_{\text{наб}} = 11 \dots 14$).

3.3.2. Стартовая тяговооруженность, при известном значении p_0 определяется из условия обеспечения заданной длины разбега т.е класса аэродрома базирования:

$$\bar{P}_0^{\text{II}} = 1,05 \left[\frac{1,2 \cdot p_0}{c_{у_{\text{max.взл}}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right]$$

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 1,8 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев со слабой механизацией;

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 2,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев с 2^x щелевым закрылком, или имеющим предкрылок и одно щелевой закрылок;

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 2,6 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев с 3^x щелевыми закрылками и предкрылком;

$f_{\text{разб}} = 0,02$ - сухое бетонное покрытие

$f_{\text{разб}} = 0,03$ - мокрое бетонное покрытие

$f_{\text{разб}} = 0,07$ - твердое грунтовое покрытие

$L_{\text{разб}} = 0,67 \cdot L_{\text{ВПП}}$ - длина разбега или $L_{\text{разб}} = L_{\text{ВПП}} - 0,25 \cdot V_{\text{отр}}^2$ [1, стр. 531]

$L_{\text{ВПП}}$ - длина взлетно-посадочной полосы в соответствии с классом аэродрома базирования

$K_{\text{разб}} = 9 \dots 11$ - аэродинамическое качество самолета на разбеге

В качестве расчетного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооруженностей:

$$\bar{P}_0 = \max \left\{ \begin{array}{l} \bar{P}_0^I \\ \bar{P}_0^{II} \end{array} \right\};$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{\text{дв}}}, [\text{т.с.}];$$

где: $n_{\text{дв}}$ - количество двигателей, выбранное для проектируемого самолета.

Геометрические размеры двигателя, т.е. диаметр гондолы вентилятора и длину двигателя приближенно можно определить следующими зависимостями:

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{0i}} \quad [\text{м}]; \quad l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} \quad [\text{м}]$$

3.4. Определение стартовой энерговооруженности самолетов с поршневыми (ПД) и турбовинтовыми двигателями (ТВД).

3.4.1. Прежде всего, потребная мощность силовой установки самолета с ПД или ТВД (ТВВД) определяется из условия обеспечения требуемой (заданной) крейсерской скорости на начальном этапе расчетной высоты полета по выражению:

$$N_{01} = \frac{0,9 \cdot m_0 \cdot V_{\text{кр}}}{75 \cdot K_{\text{кр}} \cdot \eta_{\text{в}} \cdot \sqrt{\Delta}} \quad (\text{л.с.})$$

где: $V_{\text{кр}}$ - крейсерская (рабочая) скорость полета в (м/с)

$K_{\text{кр}}$ - крейсерское аэродинамическое качество.

В первом приближении по статистике можно принять:

$K_{кр}=(12...16)$ – для легких самолетов

$K_{кр}=(14...16)$ – для самолетов местных воздушных линий

$K_{кр}=(16...18)$ – для перспективных магистральных самолетов с ТВВД.

$\eta_{в}=(0,6...0,8)$ – к.п.д. воздушного винта на режиме крейсерского полета

$\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха на расчетной высоте полета

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} \quad \text{плотность на расчетной высоте}$$

3.4.2. Потребная мощность силовой установки может быть рассчитана из условия обеспечения безопасного влета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$N_{02} = \frac{m_0 \cdot V_{наб}}{150 \cdot \eta_{в.наб}} \cdot k_v \cdot \left(\frac{n_{о\epsilon}}{n_{о\epsilon} - 1}\right) \cdot \left(\frac{1}{K_{наб}} + \eta_{пн}\right) \quad (\text{л.с.})$$

где $V_{наб} = (0,4...0,6) \cdot V_{кр}$ – скорость набора на этапе взлета (этап 3, шасси убрано, механизация во взлетном положении).

$k_v \approx 1,5$ – коэффициент, учитывающий, что набор высоты осуществляется в расчетных условиях ($t=+30^0$; $P=730\text{мм.рт.ст.}$).

$\eta_{в.наб} = (0,5...0,6)$ – КПД винта в момент набора высоты;

$K_{наб} = (11...13)$ – аэродинамическое качество самолета в режиме набора высоты.

$\eta_{пн} = \text{tg}\theta_n$ - полный градиент набора высоты

$\eta_{пн} \geq 0,024$ при $n_{дв} = 2$

$\eta_{пн} \geq 0,027$ при $n_{дв} = 3$

$\eta_{пн} \geq 0,03$ при $n_{дв} = 4$

θ_3 - угол набора высоты (этап-3, механизация во взлетном положении, шасси убрано)

3.4.3. Потребная мощность силовой установки может быть определена из условия обеспечения заданной длины разбега, если известен (задан в ТЗ) класс аэродрома базирования, т.е. длина ВПП:

$$N_{03} = \frac{V_{отр} \cdot m_0}{150 \cdot \eta_{вотр}} \left[\frac{V_{отр}^2}{2 \cdot g \cdot L_{разб}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_p} + 2 \cdot f_p \right) \right] \quad (\text{л.с.})$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва самолета. В первом приближении

$V_{отр} = 1,1 \cdot V_{\text{min взл}}$. Для расчетных условий взлета ($t=+30^0$; $\rho_0=0,112$) скорость отрыва может быть рассчитана зависимостью:

$$V_{отр} = 4,65 \cdot \sqrt{\frac{P_0}{c_{y \max \text{ вкл}}}}; \quad (м/с)$$

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,4$ – простой закрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,6$ – выдвижной закрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,3$ – предкрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,8$ – предкрылок + закрылок;

Или в случае обдува крыла винтом:

$$V_{отр} = 4,446 \cdot \sqrt{\frac{P_0}{c_{y \max \text{ вкл}}} \cdot k_{обд}}; \quad (м/с)$$

$k_{обд}$ – коэффициент, учитывающий увеличение c_y вследствие обдувки крыла винтом

$$k_{обд} = 1 + \frac{1,4 \cdot N_{0i} \cdot n_{дв} \cdot S_{обд}}{q_{отр} \cdot F_B} \cdot \frac{S_{обд}}{S_{кр}}$$

$q_{отр}$ – скоростной напор в момент отрыва

$$q_{отр} = \frac{\rho_0 \cdot V_{отр}^2}{2}$$

$$F_B = \frac{\pi \cdot d_B^2}{4} \quad \text{– площадь диска одного винта,}$$

d_B – диаметр винта берется по статистике;

$S_{обд}$ – обдуваемая площадь крыла;

$\eta_{в.отр} = (0,3 \dots 0,45)$ КПД винта, берется для скорости $V = 0,7 \cdot V_{отр}$.

$K_p = (8 \dots 10)$ – аэродинамическое качества в режиме разбега самолета.

f_p – коэффициент трения колес при разбеге:

$f_p = 0,03$ – бетонное покрытие;

$f_p = 0,06$ – ВПП с травяным покровом;

$f_p = 0,08$ – грунтовая ВПП.

Для проектируемого самолета выбирается наибольшее значение суммарной мощности, рассчитанной по выше приведенным формулам.

$$N_0 = \max\{N_{01}; N_{02}; N_{03}\}$$

Взлетная мощность одного двигателя определяется исходя из выбранного количества двигателей

$$N_{0i} = \frac{N_0}{n_{дв}}$$

Масса силовой установки может быть определена по формуле:

$$m_{cy} = N_0 (\gamma_{дв} + k_{cy}),$$

где $\gamma_{\text{дв}}$ – удельная масса двигателя;

$k_{\text{су}}$ – коэффициент силовой установки:

$k_{\text{су}} = (0,4 \dots 0,5)$ для самолетов с поршневыми двигателями;

$k_{\text{су}} = (0,22 \dots 0,25)$ для самолетов с турбовинтовыми двигателями;

$\gamma_{\text{дв}} = (0,82 - 0,012 \sqrt{N_{oi}})$ – для самолетов с поршневыми двигателями;

$\gamma_{\text{дв}} = (0,18 \dots 0,22)$ для самолетов с турбовинтовыми двигателями;

Масса одного сухого двигателя рассчитывается по формуле:

$$m_{\text{дв}} = N_{oi} \cdot \gamma_{\text{дв}}$$

4. «РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА ВТОРОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ МЕТОДОМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПРИБЛИЖЕНИЙ»

I. Методика расчёта.

Изложенная ниже методика определения взлётной массы самолёта во втором приближении - $(m_o)_{II}$ может быть использована на этапе составления технического задания и предэскизного проектирования.

Определение $(m_o)_{II}$ представляет собой итерационный процесс, при котором, методом последовательных приближений решается уравнение баланса масс:

$$1 = \bar{m}_{\text{кр}} + \bar{m}_{\text{ф}} + \bar{m}_{\text{оп}} + \bar{m}_{\text{ш}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_{\text{т}} + \bar{m}_{\text{кн}} + \bar{m}_{\text{сл.н.}}$$

Для простоты расчётов относительных масс составляющих взлётной массы, рассмотрим весовые формулы "первого приближения". При более подробных весовых расчётах и оптимизации параметров самолёта необходимо использовать специальную научную и справочную литературу [2, 3].

В первом цикле решения уравнения баланса масс, составляющие взлётной массы определяются при значении взлётной массы первого приближения - $(m_o)_I$ и при фиксированных значениях параметров агрегатов и лётных характеристик. При значении $\sum \bar{m}_i = A \geq 1$ задаются следующим значением $m_{o1} = A(m_o)_1$, взлётные массы следующих циклов могут определяться аналогичным образом, то есть $m_{oi} = A_i(m_o)_{i-1}$. Расчёт повторяется до тех пор, пока $\sum \bar{m}_i = 1$;

Взлётная масса самолёта при котором уравнение баланса масс находит свое решение, т.е. $\sum \bar{m}_i = 1$, является искомой величиной массы второго приближения - $(m_o)_{II}$.

Схема расчета взлетной массы второго приближения может быть представлена графически (рис 1).

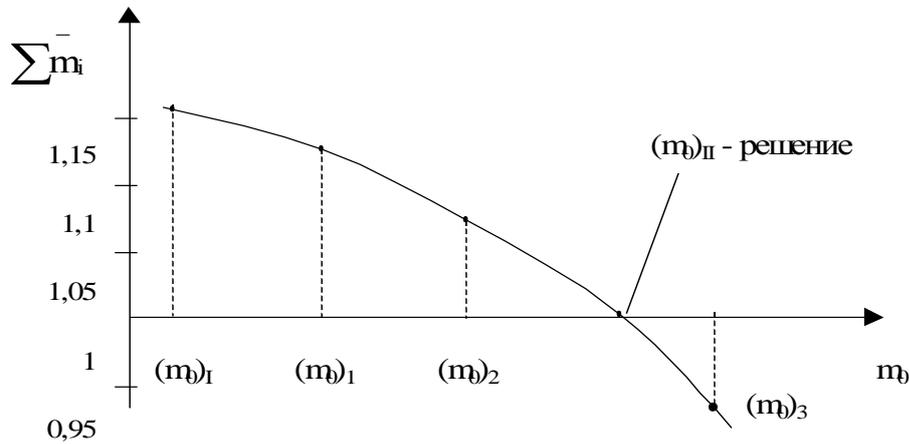


Рис. 1. Схема расчета $(m_0)_{II}$

Для определения $(m_0)_{II}$ целесообразно составить итерационную программу на ЭВМ.

II. Весовые формулы, рекомендуемые при определении взлётной массы второго приближения дозвуковых магистральных самолетов.

1. Относительная масса крыла:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot n^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k}{p_0} + 0,015 ;$$

или

$$\bar{m}_{кр} = \frac{0,02125 \cdot n^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{m_0}}{p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{6,1425}{p_0} + 0,015 ;$$

Здесь: $n^p = 1,5 + \frac{1685}{p_0 \cdot \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)} \geq 3,4$ - коэффициент расчетной перегрузки;

$\varphi = 0,92 - 0,83(\bar{z}_T)^2 \cdot \bar{m}_T - 3,5 \cdot \Sigma[(\bar{z}_{двi})^2 \cdot \bar{m}_{двi}]$ - коэффициент разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле.

\bar{z}_T и $\bar{z}_{двi}$ - соответственно, относительные координаты топлива и двигателей от оси самолета;

$$\bar{z}_T = \frac{2 \cdot z_T}{L_{кр}} ; \quad \bar{z}_{дв} = \frac{2 \cdot z_{дв}}{L_{кр}} ;$$

μ - сужение крыла при виде спереди $\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{кц}}$;

$\bar{c}_{кц}$ - концевая относительная толщина профиля крыла;

$k = 1,4$ - крыло имеет щелевые закрылки без предкрылков;

$k = 1,6$ - крыло имеет предкрылки, интерцепторы и 3^x щелевые закрылки.

2. Относительная масса фюзеляжа:

Пассажирские самолеты

а) Формула А.А.Бадягина [3]:

$$\bar{m}_\phi = (1 - k_1 \cdot m_0) \left\{ \frac{0,0126[31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] \left(1 + 133 \cdot d_\phi^{1,5} / \sqrt{m_0} (1 + 0,2 \cdot p^3) \right)}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} + k_2 \cdot \gamma_{\text{дв}} \cdot \bar{P}_0 \cdot \frac{l_{\text{дв}}}{l_{\text{хв}}} \right\} + \frac{5 \cdot d_\phi^3 + 6 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + 3 \cdot 10^{-3} (k_3 + 1,7)$$

Здесь: m_0 в [кг]; p^3 – эксплуатационное избыточное давление
($p^3 \approx 0,6$ даН/см²);

$l_{\text{дв}}$, $l_{\text{хв}}$ – соответственно, расстояние от ЦМ самолета до ЦМ двигателя и до конца фюзеляжа;

$k_1 = 0,6 \cdot 10^{-6}$ – двигатели расположены в крыле;

$k_1 = 2 \cdot 10^{-6}$ – двигатели крепятся по бокам хвостовой части фюзеляжа;

$k_2 = 0$ – двигатели не крепятся к фюзеляжу;

$k_2 = 0,4$ – двигатели крепятся к фюзеляжу;

$k_3 = 2,5$ – основные опоры шасси крепятся к крылу, имеются ограниченные вырезы в фюзеляже для уборки;

$k_3 = 4,2$ – основные опоры шасси крепятся к фюзеляжу.

б) Формула В.М.Шейнина

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot m_0^{-1} + k_2 + k_3 + k_4$$

где m_0 в [кг], d_ϕ в [м]. Коэффициенты учитывают: k_1 – положение двигателей; k_2 – положение стоек главного шасси; k_3 – место уборки колес главного шасси; k_4 – вид транспортировки багажа.

Показатель степени [i] учитывает размеры фюзеляжа.

Значения коэффициентов и показателя степени в формуле

$k_1 = 3,63 - 0,333d_\phi$, если двигатели соединены с крылом, а $d_\phi < 5$ м;

$k_1 = 4,56 - 0,441d_\phi$, если двигатели установлены на кормовой части фюзеляжа, а $d_\phi < 5$ м;

$k_1 = 3,58 - 0,278d_\phi$, если двигатели расположены на крыле, или в случае смешанной компоновки (двигатели на крыле и фюзеляже), а $d_\phi > 5$ м;

$k_2 = 0,01$, если стойки главного шасси крепятся к фюзеляжу;

$k_2 = 0,00$, если стойки главного шасси крепятся к крыло;

$k_2 = 0,004$, если стойки главного шасси убираются в фюзеляж;

$k_2 = 0;00$, если стойки главного шасси убираются в крыло;

$k_4 = 0,003$, если багаж перевозится в контейнерах;

$k_4 = 0,00$ в случае бесконтейнерной перевозки багажа;

$i = 0,743$, когда $d_\phi \leq 4$ м;

$i = 0,718$, когда $d_\phi > 5,5$ м.

в) Тяжелые военно-транспортные самолеты:

$$\bar{m}_\phi = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} m_0) \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] \left(1 + \frac{133 \cdot d_\phi^{1,5}}{\sqrt{m_0}} \right)}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} \right\} + \frac{8 \cdot d_\phi^3 + 25 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + 0,018$$

г) Масса фюзеляжа тяжелых грузовых самолетов:

$$m_\phi = 0,0157 \cdot \mu \cdot m_{кн} + 0,03554 \cdot \sqrt[3]{\lambda_\phi \cdot (\mu \cdot m_{кн})^2};$$

Относительная масса фюзеляжа тяжелых грузовых самолетов:

$$\bar{m}_\phi = \frac{m_\phi}{m_0};$$

3. Относительная масса оперения:

а) Горизонтальное оперение:

$$\bar{m}_{го} = \frac{k_{сх}^{го} \cdot k_{н.м}}{m_0} \left[\frac{10^{-3} \cdot n_p \cdot m_0 \cdot S_{го}^2 \cdot \lambda_{го}}{S_{кр} \cdot \bar{c}_{го} \cdot \cos^{1,7} \chi_{го}} \right]$$

где: $k_{сх}^{го} = 0,844 - 0,0018 \cdot S_{го}$ - для низкорасположенного ГО;

$k_{сх}^{го} = 1,2 (0,97 - 0,005 \cdot S_{го})$ - для Т-образной схемы;

$k_{н.м} = 1$ - не применяются композиционные материалы;

$k_{н.м} = 0,82$ - широкое применение КМ.

б) Вертикальное оперение:

$$\bar{m}_{во} = \frac{k_{сх}^{во}}{m_0} \cdot 2,8 \cdot S_{во}^{1,2} \left(0,4 + \frac{V_{кр\max}}{305} \right)$$

где: $k_{сх}^{во} = 1,1$ - обычная схема;

$k_{сх}^{во} = 1,5$ - ГО крепится к ВО (Т-образная схема).

Относительная масса оперения:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,08};$$

4. Относительная масса шасси:

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{гл.ш} + \bar{m}_{н.ш};$$

$$\bar{m}_{гл.ш} = \frac{1}{m_0} \left(0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot m_{расч.пос} \right) \left[k_{сх} (m_{с.дл} + m_{к.дл}) + m_{осн} \right]$$

$$m_{расч.пос} = 0,91 \cdot m_0 \left(\frac{4}{10^{-3} \cdot L + 4} + 0,38 \right), \quad L - \text{наибольшая дальность (в км)}$$

беспосадочного полета;

$k_{сх} = 1,0$ - при схеме,

$k_{сх} = 1,06$ - рычажная схема без выноса амортизац. цилиндра;

$k_{сх} = 1,20$ - рычажная схема с выносом амортизац. цилиндра.

$$M_{с.дл} = N_{ст} [4,6 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} (1 - \bar{m}_{онш}) + 52,5];$$

$m_{онш} = 0,1$ - доля взлетной массы, приходящаяся на носовую опору.

$H_{ст}$ - высота стойки главной опоры шасси (от оси колес до шарнира поворота) в м.

$$M_{к.дл} = k_{п} [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос}(1 - \bar{m}_{ОНШ}) + 28];$$

Число стоек гл. шасси	2	3	4	5
$k_{п}$	1,0	1,1	1,15	1,12

$$m_{осн} = [6,52 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос}(1 - \bar{m}_{ОНШ}) + 5] \cdot i_{к} \cdot b_{к};$$

$i_{к}$ - число всех колес главных стоек шасси (для шасси с тележками - число пар колес);

$b_{к}$ - ширина колеса (шины) в м.

$$\bar{m}_{НШ} = \frac{\xi \cdot k_{сх}}{m_0} \left(m_{с.дл}_{НШ} + m_{к.дл}_{НШ} \right);$$

$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot m_{расч.пос}$ - если число стоек гл.шасси = 2;

$\xi = 0,370 + 0,30 \cdot 10^{-5} \cdot m_{расч.пос}$ - если число стоек гл.шасси > 2

$$m_{с.дл}_{НШ} = (1,62 \cdot P_{НШ}^э + 20) \cdot h_{ст};$$

где $P_{НШ}^э$ - эксплуатационная нагрузка (в тоннах) на носовую стойку шасси при торможении.

$$P_{НШ}^э \approx 2 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} \left(0,1 + 0,27 \frac{h_{ц.м}}{B} \right) \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос}$$

Здесь: $h_{ц.м}$ - расстояние от центра тяжести самолета до земли, в м;

B - продольная база шасси, в м.

$$m_{к.дл}_{НШ} = 4,1 \cdot P_{НШ}^э + 54$$

Относительного масса шасси тяжелого грузового самолета определяется по формуле:

$$\bar{m}_{ш} = 0,0507 - 0,00012 \cdot m_0 + 2,355 \cdot 10^{-7} \cdot m_0^2;$$

5. Относительная масса силовой установки:

$$\bar{m}_{сy} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035$$

6. Относительная масса оборудования и системы управления:

а) пассажирские самолеты

$$\bar{m}_{об.упр} \approx \frac{1}{m_0} (250 + 30 \cdot N_{пас}) + 0,06; \quad m_0 - \text{в кг.}$$

б) грузовые самолеты

$$\bar{m}_{об.упр} = 0,2 - 0,0085 \cdot \sqrt{m_0}$$

или $\bar{m}_{об.упр} = 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln m_0$, где m_0 - в тоннах.

7. Относительная масса топлива.

$$\bar{m}_m = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{c_e \cdot L_p}{V_{кр} \cdot K_{ср}}}$$

где c_e - удельный расход топлива;

K_{cr} - аэродинамическое качество в крейсерском режиме ($K_{cr} \approx 16 \dots 18$);

L_p - расчётная дальность, в км;

$V_{кр}$ - крейсерская скорость (км/ч).

8. Относительная масса пустого самолета:

$$\bar{m}_{пуст} = [1 - (\bar{m}_T + \bar{m}_{цн} + \bar{m}_{сн})]$$

Где: $\bar{m}_{сн}$ - относительная масса снаряжения:

$$\bar{m}_{сн} = \frac{0,4}{m_0} + 0,0028.$$

5. "РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА"

Одной из важнейших задач компоновки самолёта является определение центра масс (ЦМ) самолёта и приведение его в такое положение относительно средней аэродинамической хорды крыла при котором:

1. В варианте наиболее заднего положения ЦМ обеспечивалось бы условие:

$$\bar{X}_{тп.з} - \bar{X}_F = m_{здоп.}^{c_y}$$

2. В варианте наиболее переднего положения ЦМ обеспечивалось бы условия достаточности отклонения рулей высоты или стабилизатора для балансировки самолёта на режиме взлёта или посадки при отклонённой механизации. Этот процесс называется центровкой самолёта.

Здесь: $\bar{X}_{тп.з}$ - предельно задняя центровка;

$$\bar{X}_{тп.з} = \frac{X_{тп.з}}{b_a},$$

$X_{тп.з}$ - координата наиболее заднего положения ЦМ, измеренная от носка САХ;

$\bar{X}_F = \frac{X_F}{b_a}$ - относительная координата фокуса самолёта;

b_a - средняя аэродинамическая хорда крыла.

В первом приближении \bar{X}_F можно определить следующей зависимостью:

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{Fб.го} + \Delta \bar{X}_{Fго};$$

$$\bar{X}_{Fб.го} \approx 0,2 \dots 0,22; \quad \Delta \bar{X}_{Fго} = k_{го} \cdot A_{го} \cdot \frac{c_{yго}^{\alpha_{го}}}{c_y} \cdot (1 - E) \approx 0,18 \dots 0,2;$$

где $\bar{X}_{Fб.го}$ - координата фокуса самолёта без ГО;

$\Delta \bar{X}_{Fго}$ - смещение координаты фокуса самолёта наличием ГО;

E - изменение скоса потока;

$k_{го}$ - коэффициент торможения потока;

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

тогда

$$\bar{X}_F \approx 0,38 \div 0,42;$$

$$\bar{Z}_a = \frac{l_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}; \quad \bar{Z}_a - \text{положение } b_a \text{ по размаху};$$

$m_{z, доп}^{Cy}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта;

$m_Z^{Cy} = -0,15$ - для дозвуковых пассажирских самолётов;

$m_Z^{Cy} = -0,05$ - для сверхзвуковых самолётов;

$m_Z^{Cy} = -0,03$ - для маневренных самолётов.

При расчете центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{т.пр.з} \leq \bar{X}_F + m_Z^{Cy}$$

Центровка самолета определяется по двум осям: горизонтальной - ОХ и вертикальной - ОУ (рис 1) .

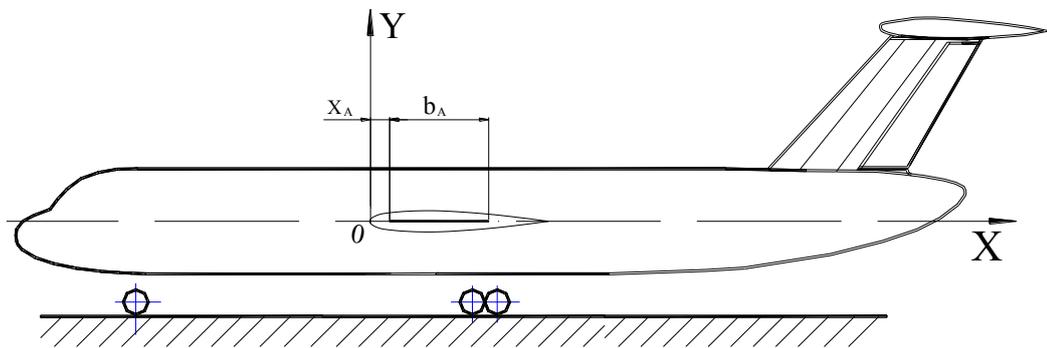


Рис. 1. Расположение осей ОХ и ОУ при расчете самолета.

За начало координат при расчёте центровки принимаем носок фюзеляжа, с тем, чтобы все координаты грузов были положительными. При этом ось ОХ обычно совмещают со строительной горизонталью (осью) фюзеляжа.

Для расчёта центровки составляется центровочная ведомость (см. табл. № 1).

ЦЕНТРОВОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ САМОЛЁТА.

Таблица №1.

Наименование масс групп	m _i	x _i	m _i x _i
	даН	м	даН м
<u>I.Конструкция</u>			
1. Крыло			
2. Фюзеляж			
3. Горизонтальное оперение			
4. Вертикальное оперение			
5. Передняя опора шасси			
6. Главные опоры шасси			
<u>II.Силовая установка</u>			
1. Двигатели средние			
2. Двигатели крайние			
3. Гондолы двигателя			
4. Пилоны двигателя			
5. Топливная система			
<u>III.Оборудование и управление</u>			
<u>IV.Топливо</u>			
1. Группа I			
2. Группа II			
<u>V.Коммерческая нагрузка</u>			
1. Пассажиры			
2. Багаж			
3. Почта			
1. <u>VI.Снаряжение и сл.нагрузка.</u>			
Сумма	Σm _i		Σm _i x _i

Координаты грузов берутся с компоновочного чертёжа, который представляет собой продольный разрез самолёта по оси симметрии в масштабе. При центровочных расчетах первого приближения за исходные массы принимают массы второго приближения.

При этом можно принимать:

1. Положение центра масс крыла $(0,4...0,42) \cdot b_a$;
2. Положение центра масс оперение $(0,46...0,5) \cdot b_{оп}$;
3. Положение центра масс фюзеляжа - $0,5 \cdot l_{ф}$;
4. Центр масс топлива - в центре площади топливных боковых крыла на плановой проекции.
5. Масса летчиков - 80 кг, пассажиров - 75 кг, багаж - 15 кг
6. Центр масс оборудования и управления - $0,5 \cdot l_{ф}$;

После подсчёта $\sum m_i$ и $\sum (m_i \cdot x_i)$ получим координату центра масс:

$$X_T = \frac{\sum (m_i \cdot x_i)}{\sum m_i}; \quad (M)$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - X_a}{b_a};$$

где x_a - расстояние от начала координат до начала b_a .

Центровку самолёта рассчитывается для следующих основных вариантов:

1. Максимально допустимая взлётная масса с полной коммерческой нагрузкой и топливом.
2. Самолёт с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант).
3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).
4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

В результате этих расчётов выявляется диапазон разбега эксплуатационных центровок. Для дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов этот диапазон не должен превышать 20% САХ, т.е.:

$$(\bar{X}_{\text{тпр.з}} - \bar{X}_{\text{тпр.п}}) \leq 0,2;$$

В результате расчетов первого приближения необходимо иметь:

$$\bar{X}_{\text{тпр.з}} = 0,26 \dots 0,3$$

Если это значение не получается, то необходимо перемешать крыло относительно фюзеляжа и заново определяется центровка самолета.

6. СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. "Проектирование самолетов". М.: Машиностроение, 1983 г.
2. Торенбик Э. "Проектирование дозвуковых самолетов". М.: Машиностроение, 1983 г.
3. Шейнин В.М., Козловский В.И. "Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов". М.: Машиностроение, 1984 г.
4. "Проектирование гражданских самолетов" под ред. акад. Новожилова Г.В., М.: Машиностроение, 1991 г.