

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССЫ САМОЛЕТА И ОСНОВНЫХ ЕГО ПАРАМЕТРОВ

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у}} + m_T + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{сл}} + m_{\text{ц.п}} - \text{взлетная масса самолета}$$

К группе “конструкция самолета” относятся:

- крыло с герметизацией топливных отсеков;
- фюзеляж с полом, перегородками, герметизацией отсеков, рамами, люками, гондолами шасси, щитками торможения (на маневренных самолетах);
- оперение с форкилями, гребнями и шайбами;
- взлетнопосадочные устройства (шасси) с цилиндрами уборки, тормозными парашютами;
- окраска поверхности самолета.

К группе “силовая установка” относятся:

- двигатели (основные, вспомогательные, подъемные, ускорители) с системами реверса, шумоглушения, управления вектором тяги, самолетными агрегатами двигателей;
- воздушные винты, коки;
- пилоны, капоты, моторамы;
- воздухозаборники (на самолетах с двигателями внутри фюзеляжа массу воздухопроводов, конструктивно связанных с фюзеляжем, следует относить к группе “конструкция самолета”), механизмы и створки регулирования сопла;
- системы двигателей (запуска, регулирования воздухозаборников и сопл, охлаждения, огнетушения, управления, противообледенения и маслосистема);
- топливная система, включая баки с протекторами, арматуру установки баков, систему подачи топлива, систему аварийного слива топлива, дренажную систему, систему нейтрального газа, систему автоматического управления расходом топлива, систему заправки топливом в воздухе и на земле.

К группе “оборудование и управление” относятся:

- гидросистема с источниками энергии, арматурой, баками, коммуникациями, рабочая жидкость, крепления и эксплуатационные устройства;
- пневмосистема с источниками энергии, арматура, коммуникации, баллоны, рабочие механизмы;
- электрооборудование (генераторы, аккумуляторы, преобразователи, электропроводка, аппаратура, крепление, коммутационные устройства);
- управление самолетом: управление рулями и элеронами; управление закрылками, предкрылками, интерцепторами;
- управление другими механизмами и агрегатами (кроме силовой установки);
- радиооборудование: связь, радионавигационное и радиолокационное оборудование, системы автоматического взлета и посадки;
- аэронавигационное оборудование;
- система противообледенения;
- система теплозвукоизоляции кабин и отсеков приборов;
- система жизнеобеспечения и бытовое оборудование;
- специальное оборудование, вооружение и бронирование.

Масса жидкостей и газов в системе оборудования, которые не расходуются в полете, относятся к массе данной группы.

Технические жидкости, которые расходуются в полете, например, жидкость для противообледенения, относятся к группе “снаряжение и служебная нагрузка”.

В эту группу также входят:

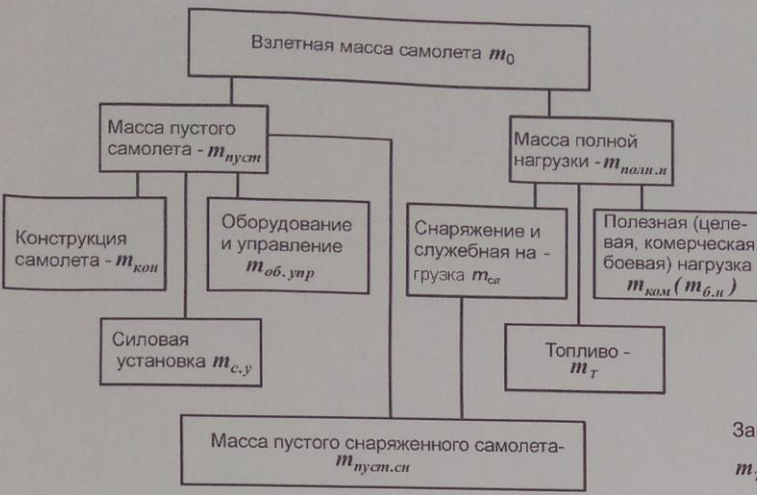
- экипаж (летчики и бортпроводники); парашюты экипажа (на военных и спортивных самолетах);
- личные вещи и багаж экипажа;
- неиспользованное топливо;
- масло для силовых установок;
- съемное оборудование буфетов, гардеробов, туалетов, посуда, ковры, шторы и т.п.;
- вода и химжидкость для туалетов;
- аварийноспасательное оснащение (лодки, пояса, аварийные пайки, переносная аппаратура, аварийные трапы);
- служебная нагрузка (трапы, лестницы, чехлы, инструмент, запасные части, сигнальные ракеты и т.п.);
- дополнительное оборудование (подвесные и дополнительные баки без топлива, подвески специальных грузов, съемная броня).

К полезной нагрузке (коммерческой, платной) следует относить только целевую нагрузку, ради транспортирования которой и создается самолет.

Для пассажирских самолетов коммерческая (целевая) нагрузка это **пассажиры с их багажом**; для транспортных (грузовых) самолетов это груз, который транспортируется; для боевых самолетов боевая нагрузка это боекомплект для стрелкового вооружения (снаряды), ракеты, бомбы и пр.

1. РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА В НУЛЕВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

$$m_0 = m_{кон} + m_{с.у} + m_T + m_{об.упр} + m_{сл} + m_{ц.н} \quad (1)$$



$m_{кон} = f_1(m_0, \text{параметры крыла, оперения...})$ – масса конструкции;
 $m_{с.у} = f_2(m_0, \text{параметры силовой установки})$ – масса силовой установки;
 $m_T = f_3(m_0, V, L, H, c_p, K, \text{режим полета})$ – масса топлива;
 $m_{об.упр} = f_4(m_0, \text{параметры оборудования и всего самолета})$ – масса оборудования и управления;
 $m_{сл} = \text{const}$ – известная служебная нагрузка и снаряжение,
 $m_{ц.н} = \text{const}$ – заданная целевая нагрузка.

Зависимость $m_{кон}, m_{с.у}, m_{об.упр}$ от m_0 очень сильная и сложная, зависимость m_T от m_0 практически линейная.

Распределение взлетной массы самолета

$$I = \bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T + \frac{m_{ком} + m_{сл}}{m_0} \quad (2)$$

Взлетная масса самолета в нулевом приближении

Если принять ($\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_{об.упр}, \bar{m}_T$) = const (из статистики), то из (2)

получим Взлетная масса самолета в нулевом приближении $m_0^0: m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.упр})}$ (3)

Значение \bar{m}_T из таб.1 может быть скорректировано в каждом частном случае по формуле нулевого приближения:

$$\bar{m}_T \approx a + b \frac{L_p}{V_{крейс}}$$

L_p – в км; $V_{крейс}$ – в км/ч;

$a = 0,04 - 0,05$; $b = 0,04$ для самолетов с ТВД;
 $b = 5 \cdot 10^{-2} - 2,286 \cdot 10^{-6} \cdot L_p$ для самолетов с ТРДД;

для сверхзвуковых самолетов $a = 0,06 - 0,07$; $b = 0,14 - 0,15$.

Таблица 1

Назначение самолета		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{с.у}$	$\bar{m}_{об.упр}$	\bar{m}_T
Дозвуковые пассажирские магистральные	Легкие	0,30...0,32	0,12...0,14	0,12...0,14	0,18...0,22
	средние	0,28...0,30	0,10...0,12	0,10...0,12	0,26...0,30
	тяжелые	0,25...0,27	0,08...0,10	0,09...0,11	0,35...0,40
Сверхзвуковые пассажирские		0,20...0,24	0,08...0,10	0,07...0,09	0,45...0,52
Многоцелевые для местных авиалиний		0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,14	0,12...0,18
Спортивно-пилотажные		0,32...0,34	0,26...0,30	0,06...0,07	0,10...0,15
Сельскохозяйственные специализированные		0,24...0,30	0,12...0,15	0,12...0,15	0,08...0,12
Легкие гидросамолеты		0,34...0,38	0,12...0,15	0,12...0,15	0,10...0,20
Мотопланеры		0,48...0,52	0,08...0,10	0,06...0,08	0,08...0,12
Истребители		0,28...0,32	0,18...0,22	0,12...0,14	0,25...0,30
Бомбардировщики	легкие	0,26...0,28	0,10...0,12	0,10...0,12	0,35...0,40
	средние	0,22...0,24	0,08...0,10	0,07...0,10	0,45...0,50
	тяжелые	0,18...0,20	0,06...0,08	0,06...0,08	0,55...0,60
Военно-транспортные и грузовые	легкие	0,30...0,32	0,12...0,14	0,16...0,18	0,20...0,25
	средние	0,26...0,28	0,10...0,12	0,12...0,14	0,25...0,30
	тяжелые	0,28...0,32	0,08...0,10	0,06...0,08	0,30...0,35

Относительные массы конструкции, силовых установок и оборудования и управления, а также топлива самолетов обычного взлета и посадки

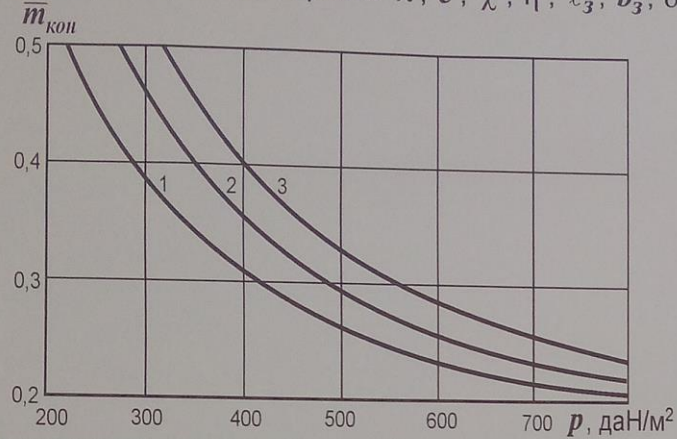
2. РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА В ПЕРВОМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Для расчета массы самолета в первом приближении используется формула, полученная на основе уравнения баланса масс:

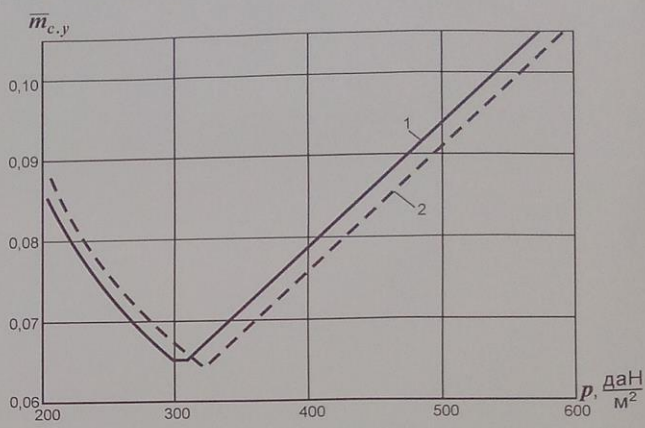
$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{об. упр} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T)}$$

Где $m_{ком}$ масса коммерческой (целевой) нагрузки, заданная в техническом задании, кг;
 $m_{об. упр} + m_{сл} = m_{эок}$ - масса экипажа, оборудования и служебной нагрузки (формулы для вычисления этой массы будут приведены дальше);
 $\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_T$ - относительные массы конструкции, силовой установки и топлива.

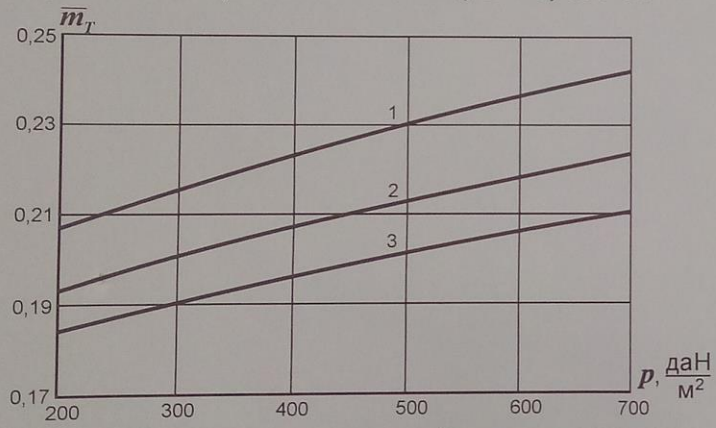
Суть метода - аналитический расчет величин $m_{об. упр}, \bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_T$ и соответствующих удельной нагрузке на крыло p^* параметров крыла $\lambda, \bar{c}, \chi, \eta, \bar{l}_3, \bar{b}_3, \delta_3$, которые обеспечивают минимальную величину m_0^I .



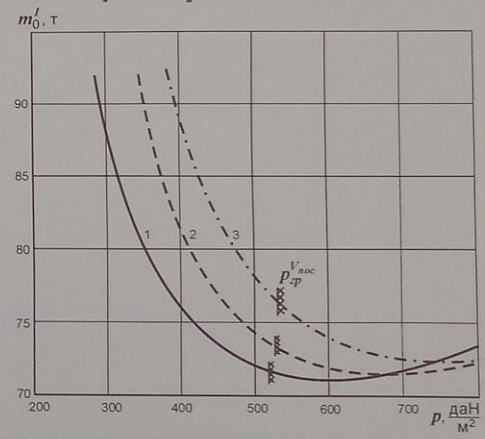
Зависимость относительной массы конструкции самолета $\bar{m}_{кон}$ от удельной нагрузки p и удлинения крыла λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



Зависимость относительной массы силовой установки $\bar{m}_{с.у}$ от удлинения и удельной нагрузки на крыло p : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=10$



Зависимость относительной массы топлива \bar{m}_T от удлинения λ и удельной нагрузки p : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

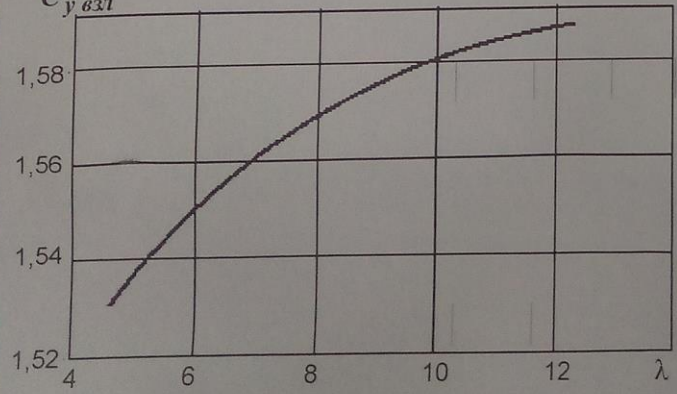


Взлетная масса самолета $m_0^I = f(p, \lambda)$: 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

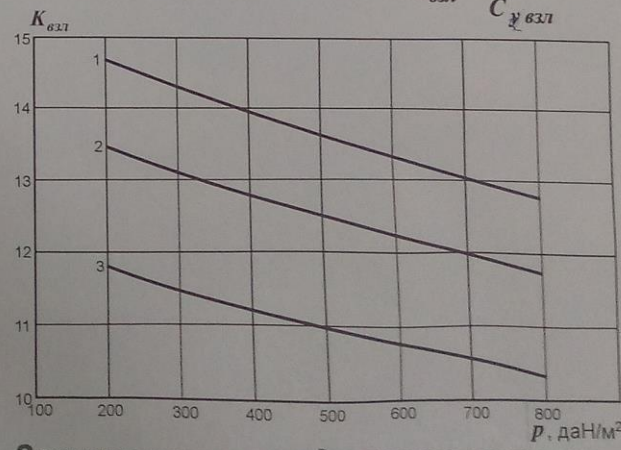
2.2. Расчет коэффициента подъемной силы и аэродинамического качества самолета при взлете

$$C_{x_{взл}} = 0,012 + 1,1C_{x0_{взл}} + \Delta C_{x_{закр}} + A_{зем} C_{y_{взл}}^2$$

$$K_{взл} = \frac{C_{y_{взл}}}{C_{x_{взл}}}$$



Зависимость коэффициента подъемной силы при взлете $C_{y_{взл}}$ от удлинения крыла λ



Зависимость аэродинамического качества $K_{взл}$ самолета от удлинения крыла и удельной нагрузки p : 1 $\lambda=10$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=6$

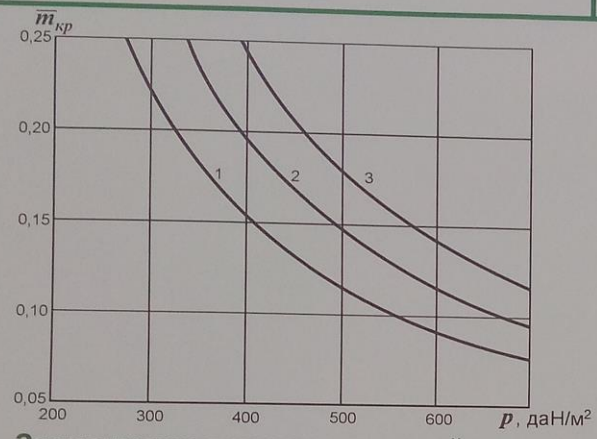
3. РАСЧЕТ МАССЫ ПАССАЖИРСКОГО И ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С ТРДД

3.1. Расчет относительной массы конструкции

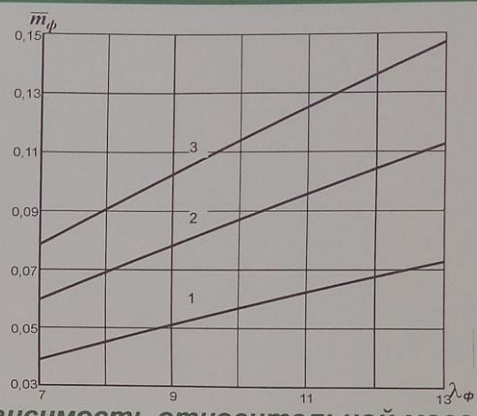
Относительная масса конструкции состоит из относительных масс крыла, фюзеляжа, оперения и шасси:

$$\bar{m}_{кон} = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{ф} + \bar{m}_{он} + \bar{m}_{ш}$$

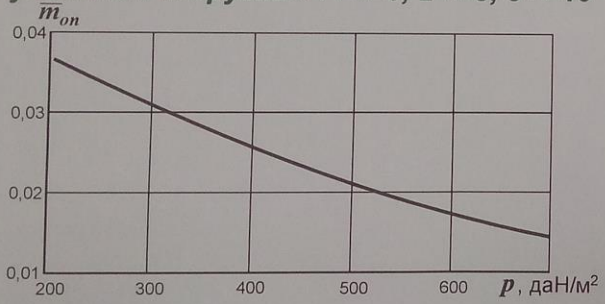
Для расчета относительной массы крыла используется формула А. А. Бадягина:	$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p c_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015$
Относительная масса фюзеляжа определяется по формуле В.М. Шейнина:	$\bar{m}_{ф} = k_1 \lambda_{ф} d_{ф}^2 (m_0^0)^i + k_2 + k_3 + k_4$
Для расчета относительной массы оперения используется статистическая формула:	$\bar{m}_{он} = 0,85 k_n k_{он} p^{-0,56} S_{он}^{1,16} (m_0^0)^{0,16}$
Для расчета относительной массы шасси используется формула Фадеева:	$\bar{m}_{ш} = k_{ш} k_{дф} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 29000}$



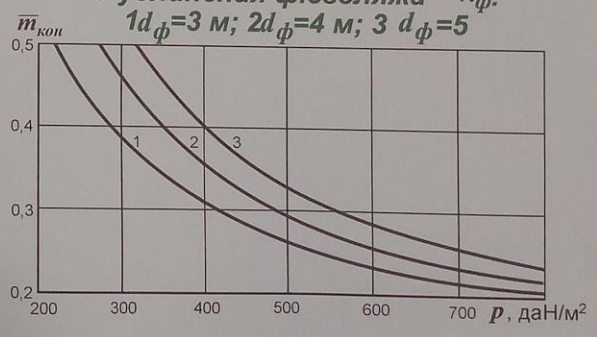
Зависимость относительной массы крыла от удлинения крыла $\bar{m}_{кр}$ и удельной нагрузки λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



Зависимость относительной массы фюзеляжа $\bar{m}_{ф}$ от диаметра $d_{ф}$ и удлинения фюзеляжа $\lambda_{ф}$: 1 $d_{ф}=3$ м; 2 $d_{ф}=4$ м; 3 $d_{ф}=5$



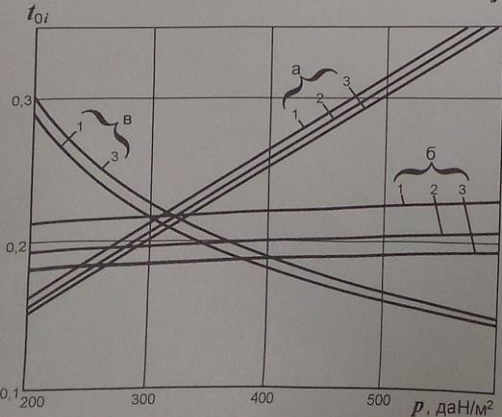
Зависимость относительной массы оперения $\bar{m}_{он}$ от удельной нагрузки на крыло p



Суммарная относительная масса конструкции

3.2. Расчет относительной массы силовой установки

Относительная масса силовой установки $\bar{m}_{с.у}$ определяется по формуле: $\bar{m}_{с.у} = R \gamma_{дв} t_0 \max$



а - тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом;
 б - тяговооруженность, необходимая для обеспечения продолженного взлета;
 в - тяговооруженность, необходимая для обеспечения крейсерского полета:

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{взл}} \left[\frac{0,832 p}{L_p C_{y_{взл}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]$$

$$t_{0\theta} = \frac{n_{дв}}{\xi_{взл} (n_{дв} - 1)} \left(\frac{1}{K_{взл}} + \text{tg} \theta_3 \right)$$

$$t_{0крейс} = \frac{0,7 p H M_{крейс}^2 C_{x_{крейс}}}{\xi_V \xi_H \xi_{др} \xi_{взл} p}$$

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[1 + \frac{0,0236}{\gamma_{дв}} \left(1,5 + 0,275 y^{0,75} \right)^2 \right]$$

$$\gamma_{дв} = 0,22 - 0,0288 y + 0,0077 y^{1,5}$$

Зависимость тяговооруженности самолета t_0 от летных характеристик, удлинения крыла и удельной нагрузки на крыло p

3.3. Расчет относительной массы топлива

Относительная масса топлива представляет собой сумму $\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сн.п} + \bar{m}_{T.ост}$

$\bar{m}_{T.н.в}$ - относительная масса топлива, которая расходуется на взлет и набор высоты:

$$\bar{m}_{T.н.в} = \frac{0,0035 H_{нач} (1 - 0,03 y)}{1 - 0,004 H_{нач}}$$

$\bar{m}_{T.крейс}$ - относительная масса топлива, которая расходуется в крейсерском полете с $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$:

$$\bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} = 0,052 + \left[\frac{0,2(L - 40 H_{ср})}{a_H M_{крейс} - 0,28 W_в} + 1 \right] C_{p.крейс} \sqrt{\frac{k_2 (1 + S_{\phi_2})}{k_1 \lambda} (F_1 + F_2 p)}$$

$\bar{m}_{T.н.з}$ - относительная масса навигационного запаса топлива;

$\bar{m}_{T.сн.п}$ - относительная масса топлива, которая расходуется на снижение и посадку:

$$\bar{m}_{T.сн.п} = 0,002 H_{кон} (1 - 0,03 y) (1 - 0,023 H_{кон})$$

$\bar{m}_{T.ост}$ - относительная масса топлива, которая не может быть израсходована (остатки между конструктивными элементами).

3.4. Расчет массы оборудования, управления и служебной нагрузки

Для определения массы оборудования, управления и служебной нагрузки (кроме массы экипажа) используется формула:

$$m_{об.упр.сл} = 95 n_{нас} (5 \cdot 10^{-5} L + 0,66)$$

Масса экипажа определяется его численностью, что зависит от типа самолета. Масса одного члена экипажа принимается равной 80 кг. Таким образом: $m_{ЭК} = 80 \cdot n_{ЭК}$

Для транспортных самолетов расчет массы оборудования, управления и снаряжения рекомендуется выполнить по объединенной формуле:

$$m_{об.упр.сл} = \left[0,2345 + 5 \cdot 10^{-4} m_0^0 + 1,9 \cdot 10^{-6} (m_0^0)^2 \right] (m_0^0)^{0,7622-4,37 \cdot 10^{-4} m_0^0}$$

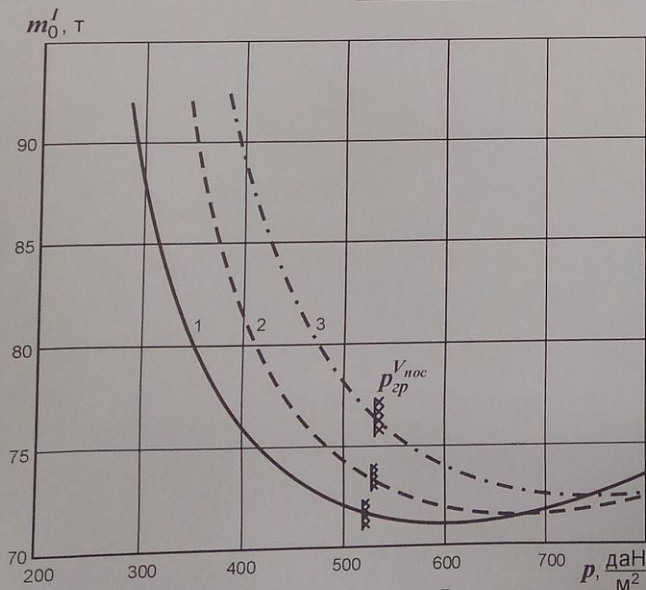
На военнотранспортных и гражданских грузовых самолетах могут быть лица, сопровождающие грузы. Их массу лучше прибавить к полезной нагрузке $90 \times n_{сопр}$:

$$m_{\Sigma ком} = m_{ком} + m_{сопр}$$

3.5. Расчет массы самолета

Для каждого из вариантов самолета ($\lambda=6$; $\lambda=8$; $\lambda=10$) существует удельная нагрузка крыла $P_{онм}$, что обеспечивает минимальную взлетную массу самолета соответственно значениям удлинения крыла:

λ	6	8	10
$P_{онм}$, даН/м ²	600	680	780



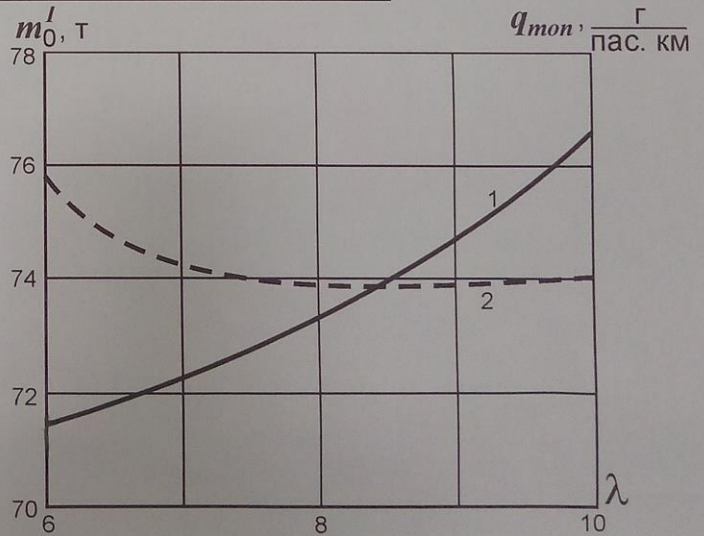
Взлетная масса самолета $m_0^I = f(p, \lambda)$:

1 - $\lambda=6$; 2 - $\lambda=8$; 3 - $\lambda=10$

для $\lambda=6$ $P_{пред}^{V_{noc}} = 518$ даН/м²; $m_0^{I min} = 71475$ кг;

для $\lambda=8$ $P_{пред}^{V_{noc}} = 524$ даН/м²; $m_0^{I min} = 73375$ кг;

для $\lambda=10$ $P_{пред}^{V_{noc}} = 528$ даН/м²; $m_0^{I min} = 76583$ кг.



Зависимость минимальной взлетной массы $m_0^{I min}$ и

топливной эффективности $q_{мон}$ самолета от удлинения крыла λ :

$$1 - m_0^{I min} = f_1(\lambda); 2 - q_{мон} = f_2(\lambda)$$

Аналогичным образом решаются варианты самолета с различной относительной толщиной профиля крыла \bar{c} , стреловидностью крыла χ , различным количеством двигателей и их размещением и т.п.

4. РАСЧЕТ МАССЫ ПАССАЖИРСКОГО И ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА С ТВД

4.1. Расчет относительной массы конструкции

Для расчета относительной массы крыла используется формула:

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-3} k_{рес} k_{пан} k_{креп} k_{мат} K_{раз} \times \frac{(56,5 - \sqrt{p})(1 - 0,61\bar{m}_T)\lambda}{(\bar{c}_0)^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25} p} \sqrt{\frac{m_0^0 \eta + 4}{p \eta + 1}} \left[1 - \frac{\bar{c}_0 - \bar{c}_к}{\bar{c}_к(\eta + 3)} \right] + \frac{4,5k_{мех}k_{бак}}{p} - k_{ш} + 0,015,$$

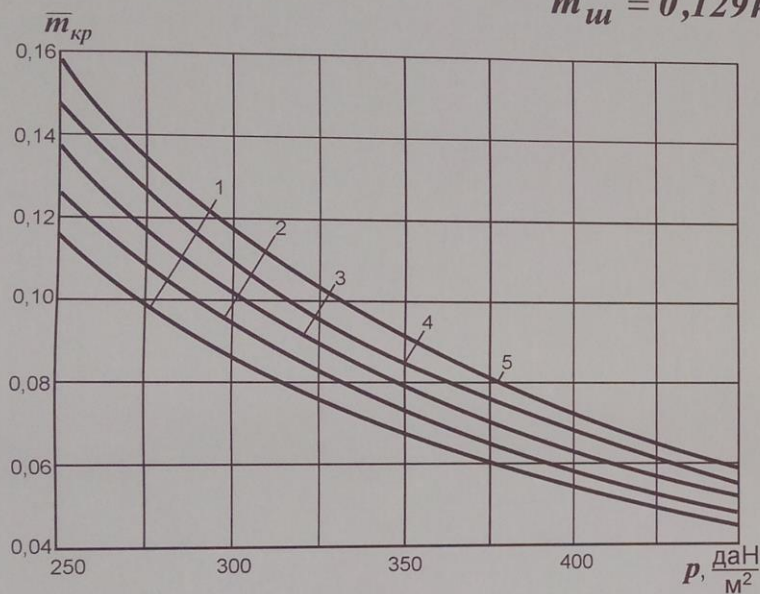
Относительная масса фюзеляжа определяется из формулы: $\bar{m}_ф = k_{дв} \lambda_\phi d_\phi^2 (m_0)^{i-1} + k_{ш\phi} + k_{ш.y\phi} + k_{б}$

Относительная масса оперения рассчитывается по преобразованной статистической формуле:

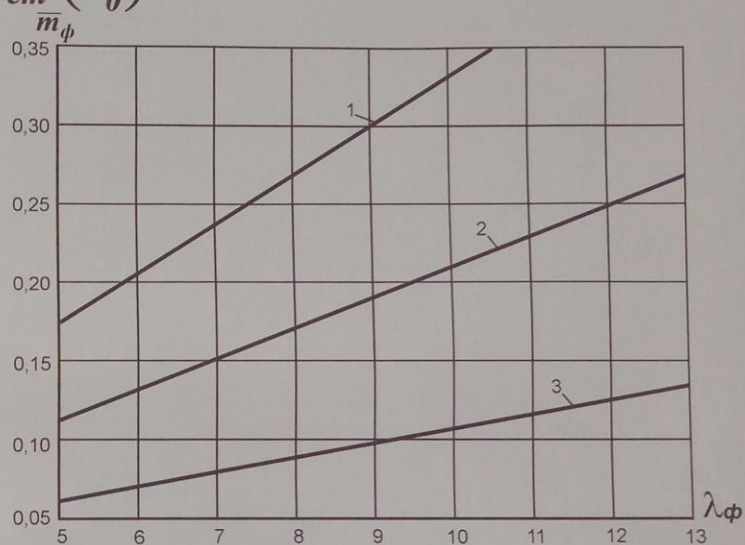
$$\bar{m}_{он} = (0,986 - 4,53 \cdot 10^{-4} p) k_{м.он} k_{он}^{сх} (\bar{S}_{он})^{1,16} p^{-0,56} (m_0^0)^{0,16}$$

Относительная масса шасси определяется по формуле:

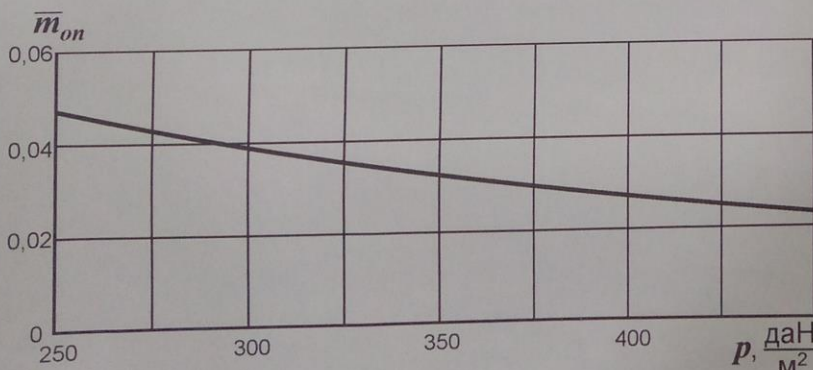
$$\bar{m}_{ш} = 0,129 k_{ст} (m_0^0)^{-0,12}$$



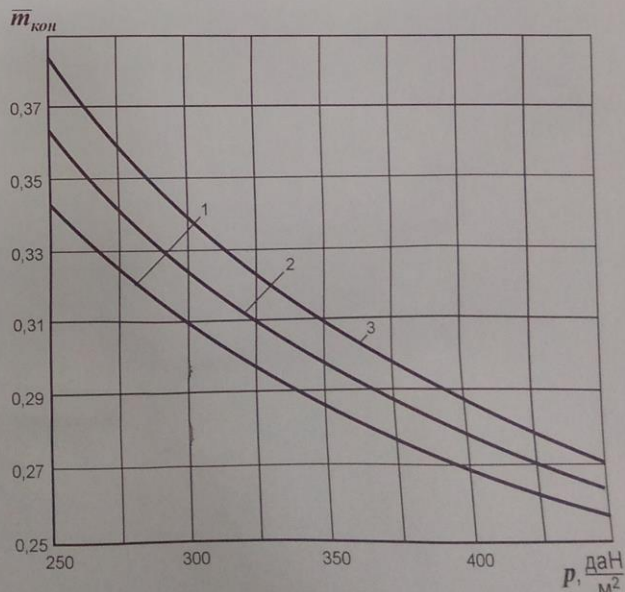
Зависимость относительной массы крыла $\bar{m}_{кр}$ от удлинения λ и удельной нагрузки крыла p :
1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=10$; 3 $\lambda=11$; 4 $\lambda=12$; 5 $\lambda=13$



Зависимость относительной массы фюзеляжа от диаметра d_ϕ и удлинения λ_ϕ :
1 $d_\phi=4$ м; 2 $d_\phi=3$ м; 3 $d_\phi=2$ м



Зависимость относительной массы оперения $\bar{m}_{он}$ от удельной нагрузки крыла p



Зависимость относительной массы конструкции $\bar{m}_{кон}$ от удлинения крыла λ и удельной нагрузки p : 1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=11$; 3 $\lambda=13$

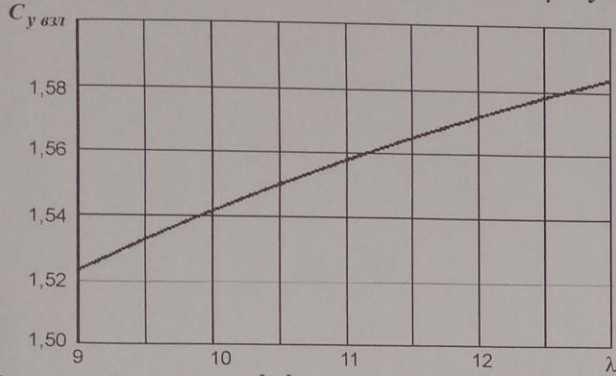
4.2. Расчет относительной массы силовой установки

Относительная масса силовой установки рассчитывается по формуле: $\bar{m}_{c.y} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0 \text{ max}}$
 Энерговооруженность самолета $t_{0 \text{ крейс}}$ для обеспечения крейсерского полета рассчитывается по формуле:

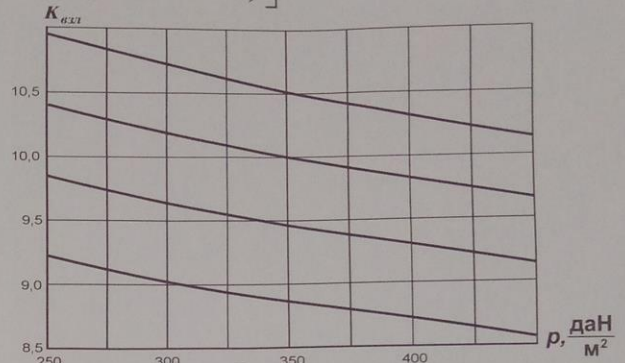
$$t_{0 \text{ крейс}} = \frac{1,43 \cdot 10^{-5} \rho_H V_{\text{крейс}}^3 (F_1 + F_2 P)}{\xi_{\text{крейс}} \eta_{\text{крейс}} P}$$

Для энерговооруженности $t_{0 P}$, необходимой для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом, используется зависимость:

$$t_{0 P} = \frac{0,04}{\eta_{\text{взл}}} \sqrt{\frac{P}{C_{y \text{ взл}}}} \left[\frac{0,832 P}{L_P C_{y \text{ взл}}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + 2f \right) \right]$$



Зависимость коэффициента подъемной силы самолета $C_{y \text{ взл}}$ от удлинения крыла (взлетная конфигурация: закрылки отклонены, шасси выпущено)



Зависимость аэродинамического качества $K_{\text{взл}}$ самолета во взлетной конфигурации от удлинения λ и удельной нагрузки крыла P :
 1 $\lambda=12$; 2 $\lambda=11$; 3 $\lambda=10$; 4 $\lambda=9$

Энерговооруженность $t_{0 V_y}$, необходимую для обеспечения заданной скороподъемности у земли V_y , определяют по формуле:

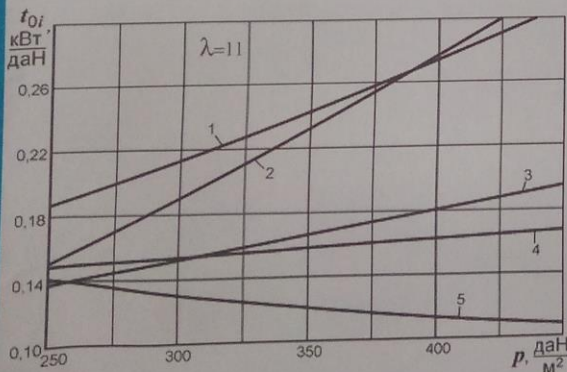
$$t_{0 V_y} = \frac{0,01}{\eta_{\text{наб}}} \left[7,024 \sqrt{A^3 P^2 (F_1 + F_2 P)} + V_y \right]$$

Энерговооруженность $t_{0 \theta}$, необходимая для обеспечения заданного градиента набора высоты $tg \theta_3$, при взлете с одним отказавшим двигателем, определяется по формуле:

$$t_{0 \theta} = \frac{0,04 n_{\text{дв}}}{\eta_{\text{взл}} (n_{\text{дв}} - 1)} \sqrt{\frac{P}{C_{y \text{ взл}}}} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + tg \theta_3 \right)$$

Энерговооруженность $t_{0 \text{ ВПП}}$, необходимая для обеспечения заданной сбалансированной длины ВПП ($L_{\text{ВПП}}$) при взлете с одним отказавшим двигателем, рассчитывается по формуле:

$$t_{0 \text{ ВПП}} = \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \frac{0,037 C_{y \text{ взл}} L_{\text{ВПП}} + 0,56 P}{C_{y \text{ взл}} L_{\text{ВПП}} - 2,04 P}$$

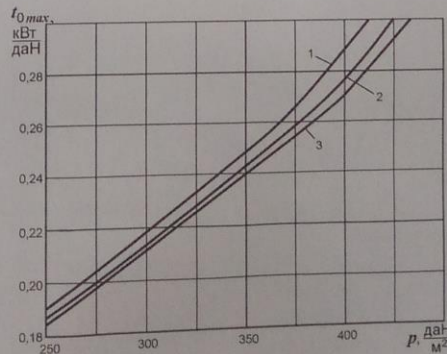


Зависимость потребной энерговооруженности t_{oi} от удельной нагрузки на крыло P и требований к самолету:

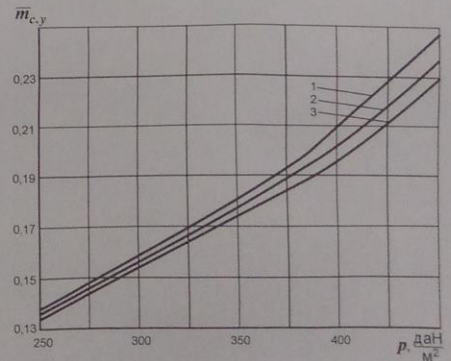
- 1 энерговооруженность для обеспечения заданной длины ВПП;
- 2 энерговооруженность для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом;
- 3 энерговооруженность для обеспечения градиента набора высоты на третьем этапе взлета с одним отказавшим двигателем;
- 4 энерговооруженность для обеспечения заданной скороподъемности у земли;
- 5 энерговооруженность для обеспечения заданной скорости полета.

$$R = 1,4 + \frac{1,7(0,1 + 0,9/\sqrt[3]{N_{oi}})}{\gamma_{\text{дв}}}$$

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{0,742}{N_{oi}^{0,132}}$$



Зависимость максимальной энерговооруженности, $t_{0 \text{ max}}$ потребной для обеспечения всех требований, от удлинения крыла и удельной нагрузки P :
 1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=11$; 3 $\lambda=13$



Зависимость относительной массы $\bar{m}_{c.y}$ силовой установки от удлинения и удельной нагрузки на крыло P :
 1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=11$; 3 $\lambda=13$

4.3. Расчет относительной массы топлива

Относительная масса топлива представляет собой сумму $\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сн.п} + \bar{m}_{T.ост}$

- $\bar{m}_{T.н.в}$ - относительная масса топлива, которая расходуется во время взлета и набора высоты;
- $\bar{m}_{T.крейс}$ - относительная масса топлива, которая расходуется за время крейсерского полета;
- $\bar{m}_{T.н.з}$ - относительная масса топлива для навигационного запаса;
- $\bar{m}_{T.сн.п}$ - относительная масса топлива, которая расходуется во время снижения и посадки;
- $\bar{m}_{T.ост}$ - относительная масса на прогревание двигателей, маневрирование по аэродрому, остаток, который не сливается

Часть относительной массы топлива $\bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.сн.п}$ может быть определена по формуле, которая получена на основе опыта эксплуатации самолетов с ТВД:

$$\bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.сн.п} = 0,00833 + 0,00144H + 0,000222H^2$$

где H - высота крейсерского полета;

$$\bar{m}_{T.н.з} = 0,00477 \frac{C_{e0} V_{крейс} \sqrt{A(F_1 + F_2 P)} \cdot \tau_{н.з}}{\eta_{в.крейс}}$$

$\tau_{н.з}$ - расчетное время для выбора величины навигационного запаса;

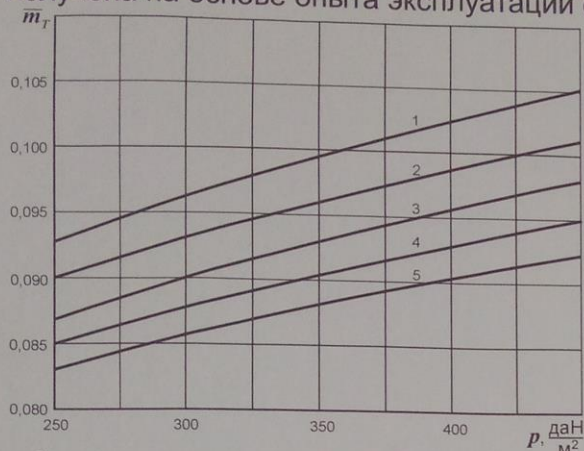
$\tau_{н.з} = 0,5$ ч для самолетов, у которых время между посадками не превышает 1 ч;

$\tau_{н.з} = 0,75$ ч для самолетов, у которых время между посадками - от 1 до 3 ч;

$\tau_{н.з} = 1...1,5$ ч для самолетов большой дальности полета ($L \geq 3000$ км) и самолетов полярной авиации.

$$\bar{m}_{T.крейс} = 0,006 \frac{C_{е.крейс} L_{расч} \sqrt{A(F_1 + F_2 P)}}{\eta_{в.крейс}}$$

$C_{е.крейс}$ - удельный расход топлива в крейсерском полете, берется из паспортных данных двигателей, подобных тому, который предусматривается устанавливать на создаваемом самолете. Если такие данные отсутствуют, можно воспользоваться статистическими данными:



Зависимость относительной массы топлива от удлинения крыла и удельной нагрузки крыла:

1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=10$; 3 $\lambda=11$; 4 $\lambda=12$; 5 $\lambda=13$

4.4. Расчет массы самолета

Для пассажирских самолетов масса коммерческой нагрузки определяется так:

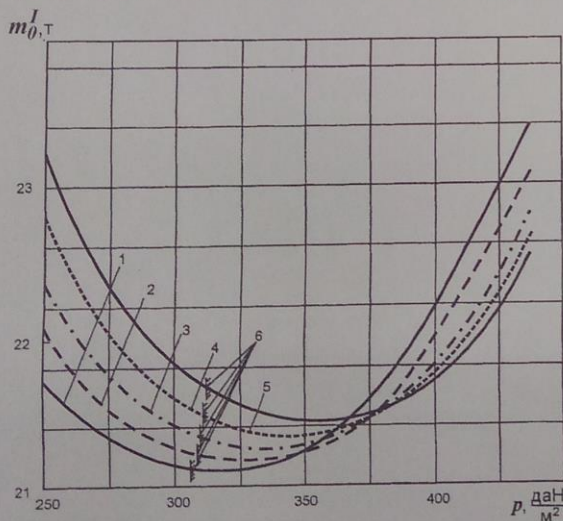
$$m_{ком} = 100 n_{пас} \text{ кг при } L \leq 3000 \text{ км;}$$

$$m_{ком} = 110 n_{пас} \text{ кг при } L > 3000 \text{ км.}$$

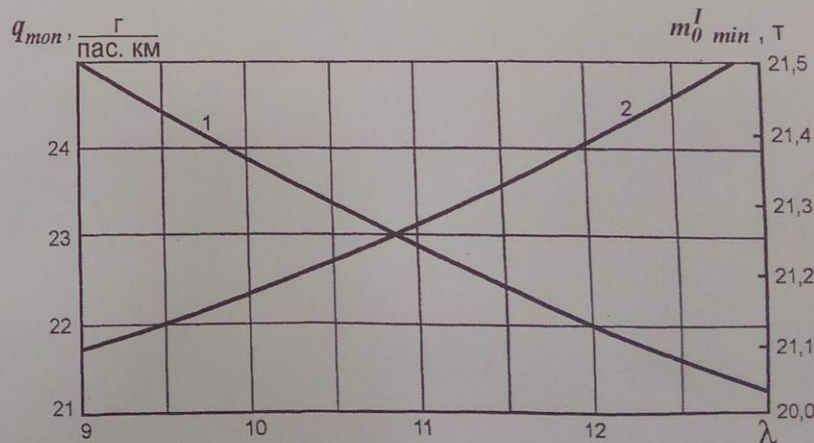
Для транспортных самолетов коммерческая нагрузка указывается в техническом задании (ТЗ).

Расчет взлетной массы самолета осуществляется так:

$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{об.упр.сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T)}$$



Зависимость взлетной массы самолета m_0^I от удлинения λ и удельной нагрузки на крыло p : 1 - $\lambda=9$; 2 - $\lambda=10$; 3 - $\lambda=11$; 4 - $\lambda=12$; 5 - $\lambda=13$; 6 - ограничения удельной нагрузки крыла по величине посадочной скорости $V_{пред}^I$



Зависимость минимальной взлетной массы самолета $m_0^I_{min}$ (с учетом ограничения $V_{пред}^I$) от удлинения крыла и топливной эффективности самолета $q_{мон}$ от удлинения крыла: 1 - $q_{мон} = f_1(\lambda)$; 2 - $m_0^I_{min} = f_2(\lambda)$

С учетом ограничений удельной нагрузки на крыло по посадочной скорости получены такие минимальные взлетные массы самолета:

$$m_0^I_{min} = 21090 \text{ кг при } \lambda = 9; m_0^I_{min} = 21170 \text{ кг при } \lambda = 10;$$

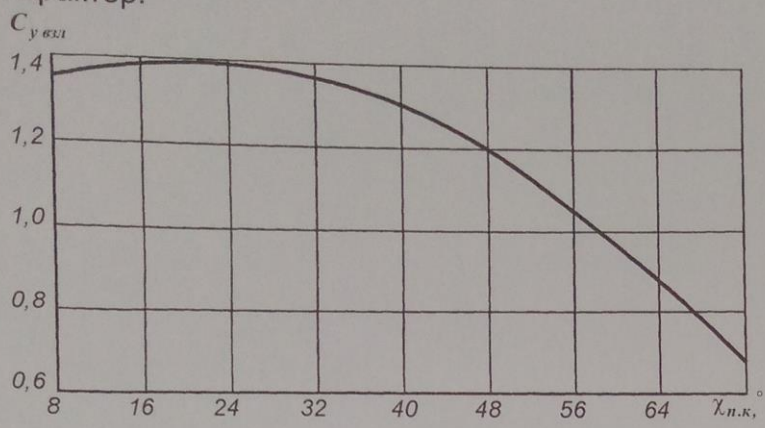
$$m_0^I_{min} = 21260 \text{ кг при } \lambda = 11; m_0^I_{min} = 21387 \text{ кг при } \lambda = 12;$$

$$m_0^I_{min} = 21520 \text{ кг при } \lambda = 13.$$

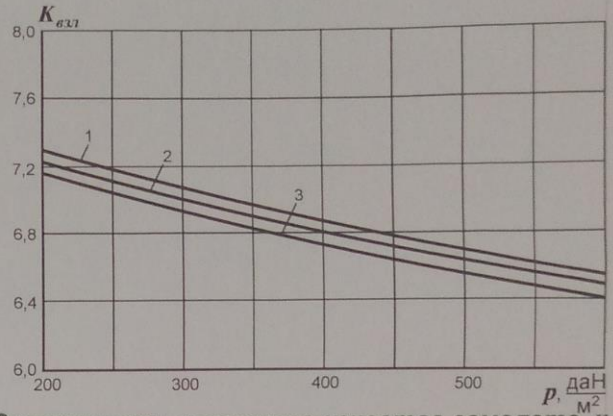
Если опираться на данные массы самолета и его топливную эффективность, наиболее приемлемым решением выглядит самолет с удлинением крыла $\lambda=12$ или $\lambda=11$.

5. РАСЧЕТ МАССЫ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Расчет $C_{увзл}$, $K_{взл}$, которые входят в формулы для определения тяговооруженности, необходимой для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом $t_{ор} = f(p, C_{увзл}, K_{взл}, L_p)$ имеет общий характер.



Зависимость коэффициента подъемной силы при взлете $C_{увзл}$ от угла стреловидности крыла $\chi_{п.к}$



Зависимость взлетного качества самолета $K_{взл}$ от стреловидности $\chi_{п.к}$ и удельной нагрузки крыла p : 1 - $\chi_{п.к} = 16^\circ$; 2 - $\chi_{п.к} = 24^\circ$; 3 - $\chi_{п.к} = 32...48^\circ$

5.1. Расчет относительной массы конструкции

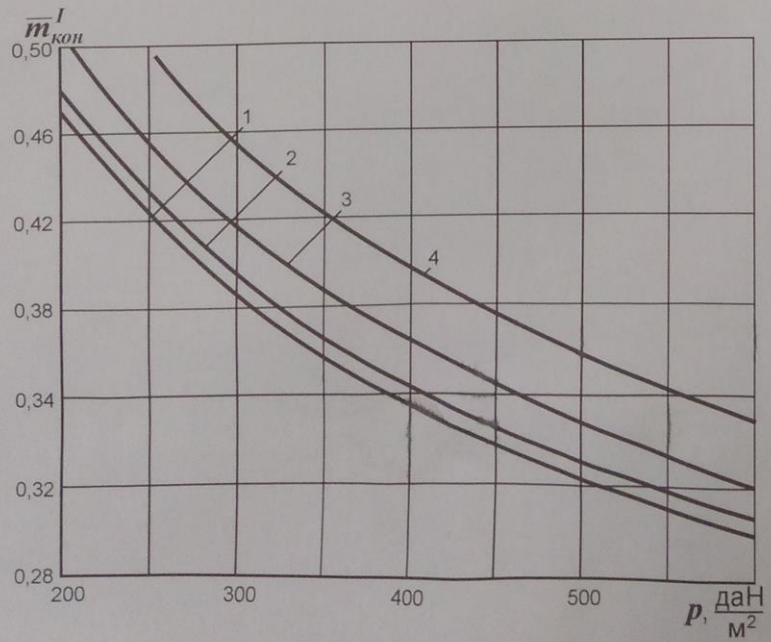
Расчет относительной массы конструкции выполняется с помощью формулы:

$$\bar{m}_{кон}^I = k_{н.м} \left\{ k_{ИПС} \left(\frac{8,54 \cdot 10^{-4} \varphi k_{мех} k_t n_a}{\cos \chi_{0,5}} \sqrt{\frac{m_0^0 \lambda}{p}} + \frac{5,5}{p} \right) \times (\beta_{12} + \beta_{22} \lambda_\phi) + 0,065 \right\},$$

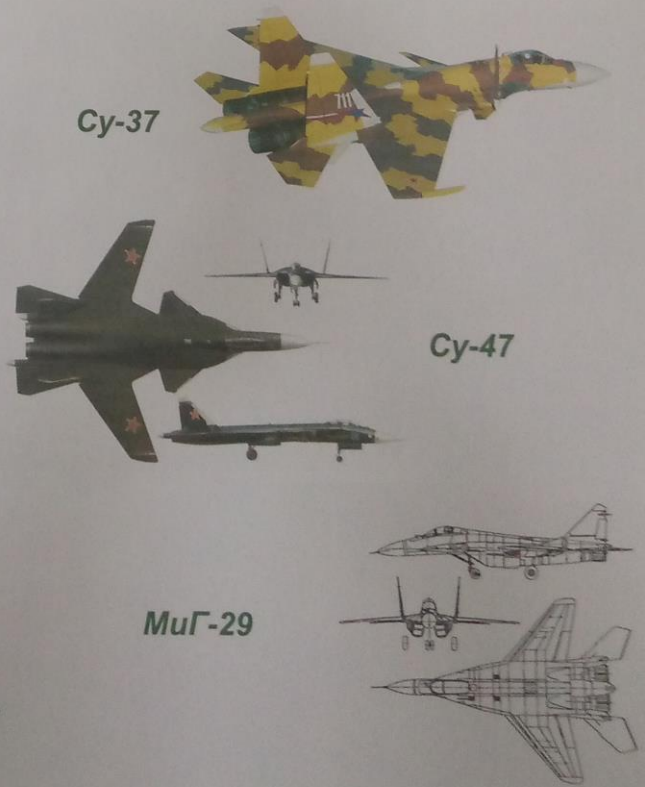
k_t – коэффициент, учитывающий влияние аэродинамического нагрева на массу конструкции, значения данного коэффициента для алюминиевых сплавов приведено ниже в таблице:

Материал	Температура, °C		
	100	150	200
Обычный сплав типа Д16	1,03	1,06	1,14
Жаропрочный сплав типа Д19	1,015	1,05	1,10

Относительная масса боевого груза устанавливается так: $\bar{m}_{б.г} = m_{б.г} / m_0^0$



Зависимость относительной массы конструкции $\bar{m}_{кон}^I$ от угла стреловидности $\chi_{п.к}$ и удельной нагрузки крыла p (расчет первого приближения): 1 - $\chi_{п.к} = 24^\circ$; 2 - $\chi_{п.к} = 32^\circ$; 3 - $\chi_{п.к} = 40^\circ$; 4 - $\chi_{п.к} = 48^\circ$



5.2. Расчет относительной массы силовой установки

Относительная масса силовой установки $\bar{m}_{c.y}$ определяется по формуле $\bar{m}_{c.y} = R \gamma_{дв} t_{0 max}$

$$R = k_1 \left(1 + 0,1 \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[k_{\phi} + \frac{k_{\phi 3}}{\gamma_{дв}} \left(1,5 + 0,275 y^{0,75} \right)^2 \right]$$

$k_{\phi 3}$ – коэффициент, который учитывает число M полета, формы воздухо заборников и сопл (см. таблицу)

Число M полета	<1	>1	>1	>1	>1
Воздухозаборники	круглые	круглые	плоские короткие	плоские короткие	плоские длинные
Сопла	круглые	круглые	круглые	плоские	плоские
$k_{\phi 3}$	0,0236	0,0315	0,0354	0,049	0,051

$\gamma_{дв} = 0,22 - 0,0288 y + 0,0077 y^{1,5}$ -Удельный вес двигателя

Стартовая тяговооруженность, необходимая для обеспечения максимального числа M_{max} на высоте $H_{расч}$ определяется по формуле:

$$t_{0.M} = \frac{0,7 p_H M_{max}^2 C_{x max}}{\xi_{max} P}$$

Тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом t_{0p} , определяется по формуле:

$$t_{0p} = \frac{1}{C_{y_{взл}} L_p} \frac{0,832 p}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right)$$

Тяговооруженность, которая обеспечивает полет на потолке (на максимальной высоте), находится по формуле:

$$t_{0nom} = \frac{4,9(1 - \bar{m}_{т.н.p}) \exp\left(\frac{H_{nom} - 11}{6,34}\right) \sqrt{A(F_{1nom} + F_{2nom} P)}}{\xi_{nom}}$$

Тяговооруженность, которая обеспечивает заданную скороподъемность у земли, определяется по формуле:

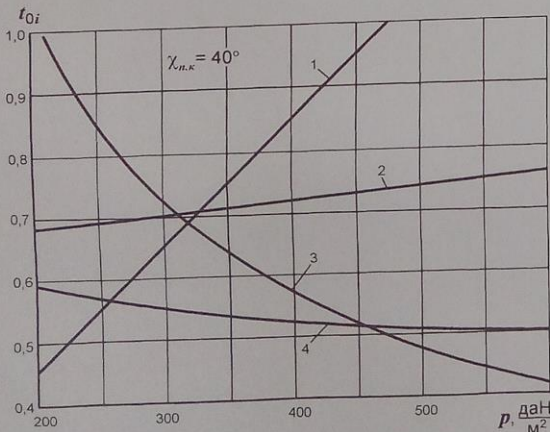
$$t_{0y} = \frac{0,6}{\xi_{наб}} \sqrt[3]{\frac{V_{y_{H=0}}^2 (F_{1y} + F_{2y} P)}{P}}$$

Удельная избыточная мощность V_y^* измеряется в м/с и определяет способность самолета к разгону. Тяговооруженность, которая обеспечивает заданную величину V_y^* , определяется по формуле:

$$t_0^* = \frac{1}{\xi^*} \left[\frac{(1 - \bar{m}_{т.н.p}) V_y^*}{a_H^* M^*} + \frac{q^* C_x^*}{P} \right]$$

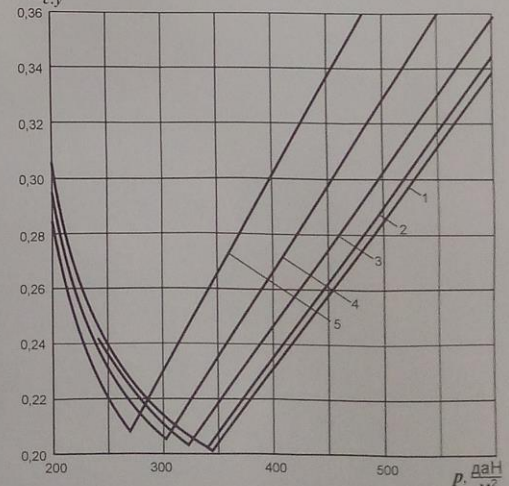
Для истребителей (особенно истребителей воздушного боя для завоевания превосходства в воздухе) важно обеспечить возможность достижения определенных перегрузок. Тяговооруженность, которая обеспечивает заданную величину перегрузки при маневрировании, рассчитывается по формуле:

$$t_{on} = \frac{1,13 n_y}{\xi_n} \sqrt{A(F_{1n} + F_{2n} P)} \bar{m}_{c.y}$$



Зависимость стартовых тяговооруженностей от удельной нагрузки на крыло:

- 1- тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной длины разбега перед взлетом L_p ;
- 2- тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной максимальной высоты полета H_{nom} ;
- 3-тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданного максимального числа M полета;
- 4- тяговооруженность, необходимая для обеспечения заданной удельной избыточной мощности V_y^* .



Зависимость относительной массы силовой установки от угла стреловидности и удельной нагрузки крыла :

1 $\chi_{н.к}=24$; 2 $\chi_{н.к}=32$; 3 $\chi_{н.к}=40$;

4 $\chi_{н.к}=48$; 5 $\chi_{н.к}=56$

5.3. Расчет относительной массы топлива

Относительная масса топлива при заданной расчетной дальности полета $L_{расч} \cong 2,2R$ (где R радиус действия самолета, измеренный в километрах) определяется по формуле:

$$\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.р} + \bar{m}_{T.сн.н} + S' \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.ост}$$

Расчетные формулы для дозвукового полета ($M_{крейс} < 1$): $\bar{m}_{T.н.р} = \frac{k_3 H_{нач} (1 - 0,025 y) (0,8 + 0,2 M_{крейс})}{1 - 0,004 H_{нач}}$

$$\bar{m}_{T.сн.н} = 0,002 H_{кон} (1 - 0,025 y) (1 - 0,023 H_{кон}) \quad \bar{m}_{T.крейс} = \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{(L_{расч} - \beta H) C_{ркрейс} \sqrt{A(F_{1кр} + F_{2кр} P)}}{1,8 a_H (M_{крейс} - \chi)} \right] \right\}$$

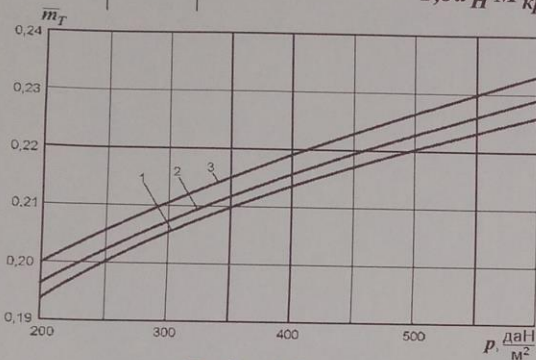
Расчетные формулы для сверхзвукового крейсерского полета ($M'_{крейс} > 1,3$) следующие:

$$\bar{m}'_{T.н.р} = 1,36 \cdot 10^{-3} \left[1,962 H'_{нач} + (a_H M'_{крейс})^2 \cdot 10^{-4} \right] \frac{1 - 0,45 y}{1 - 0,15 M'_{крейс} y} \quad \bar{m}'_{T.сн.н} = 0,01 + 0,001 H'_{кон}$$

$$\bar{m}'_{T.крейс} = \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{(L_{расч} - \beta H) C'_{ркрейс} \sqrt{A'(F'_{1кр} + F'_{2кр} P)}}{1,8 a_H M'_{крейс}} \right] \right\}$$

Сверхзвуковые самолеты могут выполнять комбинированный полет на дальность, то есть часть на дозвуковой скорости и часть на сверхзвуковой скорости полета. В этом случае общая относительная масса топлива для крейсерского полета рассчитывается таким образом:

$$\bar{m}'_{T.крейс} = \left\{ 2 - \exp \left[- \frac{(1 - \alpha)(L_{расч} - \beta H) C_{ркрейс} \sqrt{A(F_{1кр} + F_{2кр} P)}}{1,8 a_H M_{крейс}} \right] - \exp \left[- \frac{\alpha(L_{расч} - \beta H) C'_{ркрейс} \sqrt{A'(F'_{1кр} + F'_{2кр} P)}}{1,8 a_H M'_{крейс}} \right] \right\}$$



где α – доля расчетной дальности полета, выполняемая самолетом на сверхзвуковой крейсерской скорости.

Зависимость относительной массы топлива \bar{m}_T от угла стреловидности $\chi_{н.к}$ и удельной нагрузки крыла p :

$$1 - \chi_{н.к} = 24^\circ; 2 - \chi_{н.к} = 48^\circ; 3 - \chi_{н.к} = 56^\circ$$

5.4. Масса самолета в первом приближении

Взлетная масса самолета в первом приближении: $m_0^I = \frac{m_{б.н} + m_{ЭК}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.унр})}$

5.5. Расчет массы конструкции

Масса крыла дозвукового самолета рассчитывается по формуле:

$$m_{кр} = 1,14 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{н.м} \varphi_2 n_p \times \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \sqrt{\frac{(m'_0)^3}{p \cdot \theta \cdot \bar{c}_0} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right)}$$

Для расчетов массы крыла сверхзвукового самолета используется формула:

$$m_{кр} = \frac{k_t \varphi_3 n_p}{\cos \chi_{0,5}} \sqrt{\frac{\lambda (m'_0)^3}{p} \left(\frac{3,5 \cdot 10^{-6} \lambda}{c_0} + \frac{0,69 \cdot 10^{-3}}{\lambda} + 1,68 \cdot 10^{-4} \right) + \frac{5,5 m_0^I}{p}}$$

Масса фюзеляжа рассчитывается по формуле: $m_{ф} = 0,003 \lambda_{ф} m_0^I + 10 d_{ф.ЭКВ}^2 \lambda_{ф} + 8 d_{ф.ЭКВ}^3 + 150 M + 300 + 0,03 k_{шф} m_0^I$

Для дозвуковых самолетов масса оперения определяется по формуле:

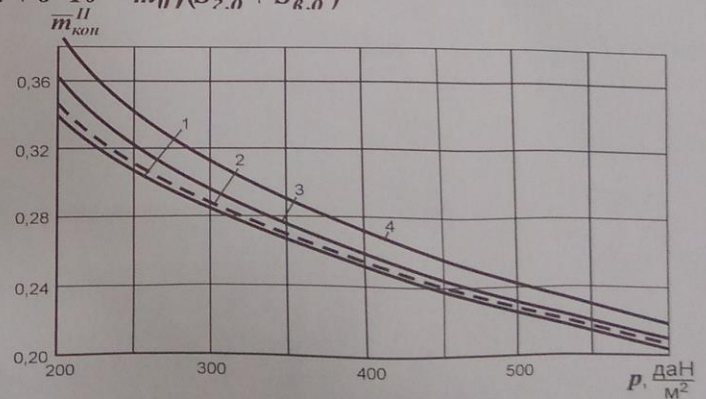
$$m_{он} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} V_{расч}) (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I) (\bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о}) \bar{m}_{кон}^I$$

Для сверхзвуковых самолетов масса оперения определяется по формуле:

$$m_{он} = \frac{k_{мм} m_0^I}{p} (g_{г.о} \cdot \bar{S}_{г.о} + g_{в.о} \bar{S}_{в.о})$$

Масса шасси рассчитывается по формуле:

$$m_{ш} = 0,032 m_0^I \frac{m_0^I \cdot 10^{-3} + 359}{m_0^I \cdot 10^{-3} + 249}$$



Зависимость относительной массы конструкции \bar{m}_K^{II} от угла стреловидности $\chi_{н.к}$ и удельной нагрузки крыла p (расчет второго приближения):

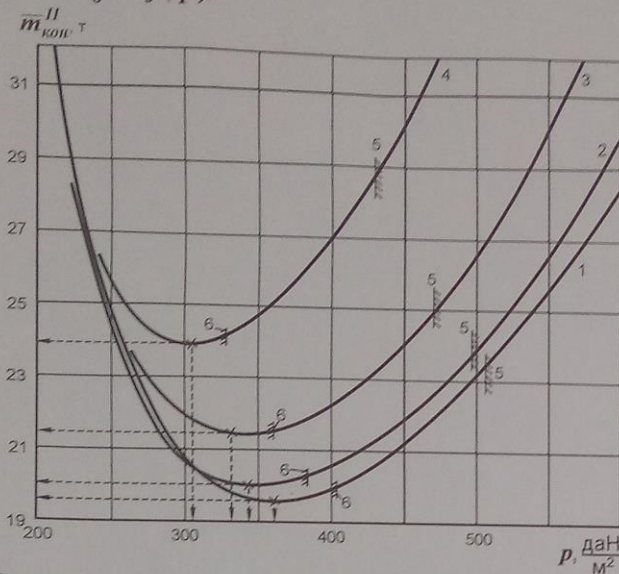
$$1 - \chi_{н.к} = 24^\circ; 2 - \chi_{н.к} = 32^\circ; 3 - \chi_{н.к} = 40^\circ; 4 - \chi_{н.к} = 48^\circ$$

5.6. Расчет взлетной массы самолета во втором приближении

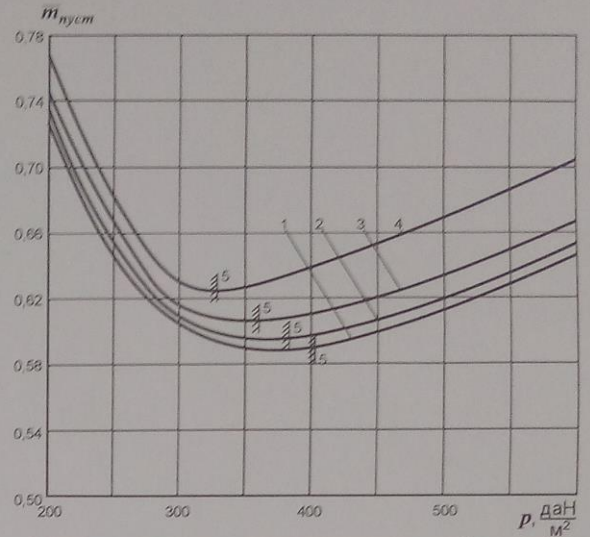
Взлетная масса самолета во втором приближении определяется по формуле:

$$m_0^{\text{II}} = \frac{m_{\text{б.л}} + m_{\text{эк}} + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{ф}} + m_{\text{оп}} + m_{\text{ш}}}{1 - (\bar{m}_{\text{с.у}} + \bar{m}_{\text{т}})}$$

Массы крыла, оперения, относительная масса силовой установки и топлива являются функциями удельной нагрузки на крыло, поэтому и взлетная масса самолета во втором приближении есть функция P , т.е. $m_0^{\text{II}} = f(P)$.



Зависимость взлетной массы самолета m_0^{II} (второе приближение) от стреловидности $\chi_{\text{п.к}}$ и удельной нагрузки крыла P :
 1 $\chi_{\text{п.к}}=24$; 2 $\chi_{\text{п.к}}=32$; 3 $\chi_{\text{п.к}}=40$; 4 $\chi_{\text{п.к}}=48$;
 5 - ограничение величины удельной нагрузки крыла по величине посадочной скорости ($V_{\text{пос}}=250$ км/ч); 6 - ограничение величины удельной нагрузки при полете в неспокойной атмосфере ($M=0,95$; $W=5$ м/с)



Зависимость относительной массы пустого самолета $\bar{m}_{\text{пуст}}$ от угла стреловидности и удельной нагрузки на крыло P :
 1 $\chi_{\text{п.к}}=24$; 2 $\chi_{\text{п.к}}=32$; 3 $\chi_{\text{п.к}}=40$; 4 $\chi_{\text{п.к}}=48$;
 5 - ограничение $P_{\text{пред}}^{\text{н.у}}$

6. РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА В ТРЕТЬЕМ ПРИБЛИЖЕНИИ

Суть определения взлетной массы самолета в третьем приближении состоит в уточнении массы силовой установки и массы топлива. При этом следует учитывать, что параллельно могут уточняться и массы других составляющих частей самолета. Кроме того, ниже предлагается способ уточнения массы оборудования.

Исходными данными для расчетов в этом подразделе являются результаты расчета в предыдущих разделах. За основу берутся взлетная масса второго приближения m_0^{II} и соответствующие ей размеры самолета S , $S_{\text{з.о}}$, $S_{\text{в.о}}$, $d_{\text{ф}}$, $l_{\text{ф}}$, ..., данные двигателей P_{oi} , y , $n_{\text{дв}}$, $m_{\text{дв}}$, c_p , ..., летные характеристики M_{max} , $M_{\text{крейс}}$, $H_{\text{нач}}$, $H_{\text{кон}}$, ..., относительные геометрические параметры самолета λ , \bar{c} , χ , η , $\lambda_{\text{ф}}$, $\lambda_{\text{з.о}}$, $\lambda_{\text{в.о}}$, ..., чертеж общего вида и компоновка самолета.

6.1. Подбор двигателя и проверка длины разбега перед взлетом

Используя данные расчетов максимальной потребной тяговооруженности (энерговооруженности) для соответствующего типа самолета, для оптимальной удельной нагрузки на крыло определяется величина потребной тяговооруженности (энерговооруженности) t_0 .

Проверка длины разбега перед взлетом для самолетов с ТРД, ТРДД, ТВД выполняется по формуле

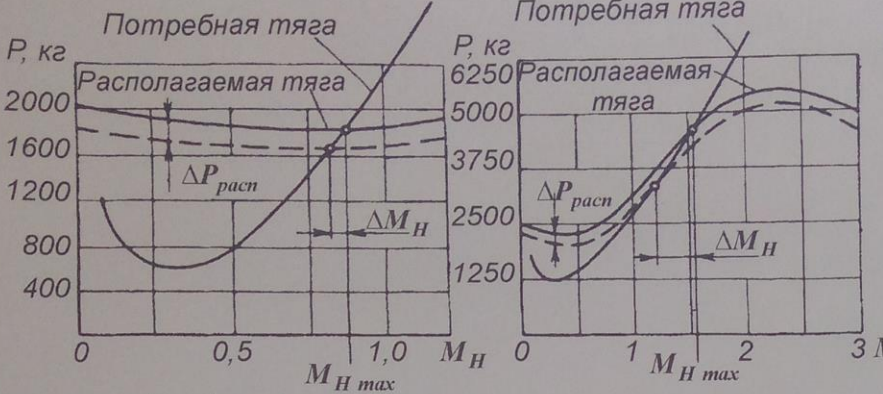
$$L_p = \frac{0,832 P}{C_{\text{увзл}} \left[\frac{\xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} \xi_{\text{вз}} P_{oi} n_{\text{дв}} 10}{m_0^{\text{II}} g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + 2f \right) \right]}$$

для самолетов с ТВД

$$L_p = \frac{0,832 P}{C_{\text{увзл}} \left[\frac{25,5 \xi_V \xi_H \xi_{\text{др}} N_{oi} n_{\text{дв}} \eta_{\text{в.взл}}}{m_0^{\text{II}}} \sqrt{\frac{C_{\text{увзл}}}{P} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + 2f \right)} \right]}$$

6.2. Расчет динамики полета самолета

Расчет динамики полета вызван необходимостью проверки соответствия полученных летных характеристик самолета заданным в техническом задании.



Графики потребных и располагаемых тяг:

- а – при малых M_N падение тяги $\Delta P_{расп}$ приводит к сравнительно небольшому снижению максимальной скорости полета;
- б – при больших M_N падение тяги $\Delta P_{расп}$ приводит к большому снижению максимальной скорости полета

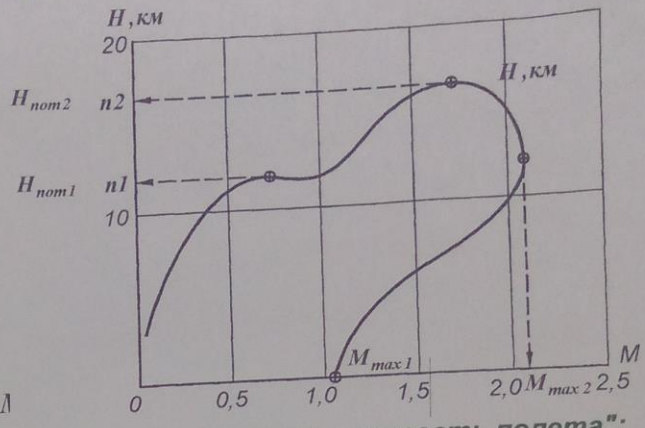


Диаграмма "высота – скорость полета": результат расчетов динамики полета самолета. Условия выполнения технического задания:

$$M_{max1} \geq M_{1T3}; M_{max2} \geq M_{2T3};$$

$$H_{nom1} \geq H_{1T3}; H_{nom2} \geq H_{2T3}$$

6.3. Определение массы силовой установки

Для определения массы силовой установки используется формула:

$$m_{c.y} = R' m_{дв} n_{дв}$$

R' – коэффициент, учитывающий увеличение массы силовой установки по сравнению с массой двигателей.

Для самолетов с ТРД, ТРДД и ТВЛД

$$R' = k_1 \left(1 + k_{р.ш} \frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}} \right) \left[k_{\phi} + \frac{k_{вз}}{\gamma_{дв}} \left(1,2 + 0,275 y^{0,75} \right)^2 \right]$$

k_1 – коэффициент, учитывающий количество двигателей и место их установки на самолете, определяется по таблице 6.1

Коэффициенты k_1 Таблица 6.1

- $n_{дв.рев}$ – число двигателей с реверсом тяги;
- k_{ϕ} – коэффициент, учитывающий наличие форсажа двигателей;
- $\gamma_{дв}$ – паспортный удельный вес двигателя, даН/даН;
- y – степень двухконтурности, указана в паспорте двигателя;

Размещение двигателей	Число двигателей				
	1	2	3	4	>4
В кормовой части фюзеляжа	0,93	0,95	–	–	–
На кормовой части фюзеляжа	–	1,00	1,02	1,03	–
На крыле	–	0,95	–	1,00	1,02
Смешанное: один двигатель на корме + два двигателя на крыле	–	1,01	–	–	–

$k_{вз}$ – коэффициент, учитывающий тип воздухозаборников и сопел двигателей, определяется по табл. 6.2;

Коэффициенты $k_{вз}$ Таблица 6.2

Для самолетов с ТВД и ТВВД масса силовой установки определяется по формуле:

$$m_{c.y} = R' n_{дв} (m_{дв} + m_{лон} n_{лон} + m_{вт})$$

Коэффициент R' определяется по формуле

$$R' = 1,3 + \frac{1,5(0,1 + 0,9/\sqrt[3]{N_{0i}})}{\gamma'_{дв}}$$

N_{0i} – мощность одного двигателя в кВт, (взята из его паспорта);

$$\gamma'_{дв} = \frac{m_{дв} + m_{лон} n_{лон} + m_{вт}}{N_{0i}}$$

Массу лопастей и втулки винта можно определить по формулам:

масса лопасти $m_{лон} = 3D_v^2 - 8D_v + 10$

масса втулки $m_{вт} = 20D_v + 8$

Число M полета	Коэффициенты $k_{вз}$		$k_{вз}$
	Воздухозаборник	Сопло	
<1	Круглый	Круглое	0,0236
<1	Круглый	Круглое с шумоглушителем	0,0290
>1	Круглый	Круглое	0,0315
>1	Плоский короткий	Круглое	0,0354
>1	Плоский длинный	Круглое	0,0490
>1	Плоский	Плоское	0,0510

В третьем приближении масса топлива определяется по формуле $m_T = m_0^{\text{II}} \bar{m}_T^{\text{II}}$

m_0^{II} – взлетная масса самолета во втором приближении, кг;

\bar{m}_T^{II} – относительная масса топлива, определяемая по предлагаемой ниже методике.

А. Определение относительной массы топлива для пассажирских и транспортных самолетов с ТРДД и ТВЛД

Относительная масса топлива представляет собой сумму: $\bar{m}_n^{\text{II}} = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} + \bar{m}_{\text{т.ост}}$

$\bar{m}_{\text{т.н.в}}$ – относительная масса топлива, которая расходуется на набор высоты;

$\bar{m}_{\text{т.крейс}}$ – относительная масса топлива, которая расходуется в крейсерском полете;

$\bar{m}_{\text{т.н.з}}$ – относительная масса топлива для навигационного запаса;

$\bar{m}_{\text{т.сн}}$ – относительная масса топлива, которая расходуется на снижение и посадку;

$\bar{m}_{\text{т.ост}}$ – относительная масса топлива для запуска и прогрева двигателей, руления по аэродрому, остаток которой не сливается, $\bar{m}_{\text{т.ост}} = 0,006$.

$$\bar{m}_{\text{т.н.в}} = \frac{0,0035 H_{\text{нач}} (1 - 0,03 y)}{1 - 0,004 H_{\text{нач}}} \quad \bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,002 H_{\text{кон}} (1 - 0,03 y) (1 - 0,023 H_{\text{кон}})$$

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} = 1 - \exp \left[- \frac{(L - L_{\text{н.сн}}) C_{\text{ркрейс}} \sqrt{AC x_0}}{1,8 (a_H M_{\text{крейс}} - 0,28 W)} \right] \quad \bar{m}_{\text{т.н.з}} = 1,8 C_{\text{ркрейс}} \sqrt{AC x_0}$$

L – дальность полета, км, указанная в техническом задании;

$H_{\text{ср}}$ – средняя высота крейсерского полета, $H_{\text{ср}} = (H_{\text{нач}} + H_{\text{кон}}) / 2$, км;

$L_{\text{н.сн}}$ – горизонтальная дальность при наборе высоты, разгоне и снижении, км, $L_{\text{н.сн}} = 40 H_{\text{ср}}$;

$M_{\text{крейс}}$ – крейсерское число M ;

W – скорость встречного ветра:

H , км	3...6	7...9	10...12
W , км/ч	30	50	70

$C_{\text{ркрейс}}$ – удельный расход топлива выбранного двигателя на крейсерской высоте и скорости полета (из паспорта двигателя), кг/даН · ч

A – коэффициент отвала поляры;

C_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе.

– для высот $H \leq 11$ км $C_{\text{ркрейс}} = C_{\text{р0}} \left[1 + (0,27 + 0,2 y M_{\text{крейс}}^2) \sqrt{M_{\text{крейс}} - 0,02 H_{\text{ср}}} \right]$

– для высот $H > 11$ км $C_{\text{ркрейс}} = C_{\text{р0}} \left[0,78 + (0,27 + 0,2 y M_{\text{крейс}}^2) \sqrt{M_{\text{крейс}}} \right]$

Величина коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе: $C_{x0} = F_1 + F_2 \rho$

$$F_1 = k_{\text{оп}} (C_{x\text{тр.кр}} + C_{x\text{в.кр}}) \quad C_{x\text{тр.кр}} = \frac{0,174 (1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2) (1 + 2\bar{c} M_{\text{крейс}}) (1 - k_{\text{инт}} \bar{S}_{\phi})}{(lg Re_{\text{кр}} - 1,6)^2 \sqrt{1 + 0,2 M_{\text{крейс}}^2}} + 0,001 \bar{\ell}_{\text{ш}}$$

$$C_{x\text{в.тах}} = \frac{2\pi \lambda \bar{c}^2 \cos^2 \chi_{0,25}}{2 + \lambda \bar{c}^{1/3} \cos^{5/3} \chi_{0,25}} \quad C_{x\text{в.кр}} = C_{x\text{в.тах}} \left(\frac{M_{\text{крейс}} - M_{\text{крит}}}{1,25 - M_{\text{крит}}} \right)^3 \left(1 + 3 \frac{1,25 - M_{\text{крейс}}}{1,25 - M_{\text{крит}}} \right)$$

$$F_2 = (C_{x\text{тр.ф.}} + C_{x\text{в.ф.}}) k_{\text{мид}}$$

$$C_{x\text{тр.ф.}} = 3,1 \lambda_{\phi} (1 + 0,1 M_{\text{крейс}}^2)^{0,67} \left[\frac{0,455}{(lg Re_{\phi})^{2,58}} - \frac{1700}{Re_{\phi}} \right] \quad C_{x\text{в.ф.}} = \frac{1}{4 \lambda_{\text{нос}}^2 + 1}$$

Б. Определение относительной массы топлива для пассажирских и транспортных самолетов с ТВД

Относительная масса топлива определяется по выражению

$$\bar{m}_n^{\text{II}} = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} + \bar{m}_{\text{т.ост}}$$

Для расчета составляющих частей используются формулы:

$$\bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,00833 + 0,00144H + 0,000222H^2 \quad m_{\text{т.н.з}} = 0,00447 \frac{C_{e \text{ крейс}} V_{\text{крейс}} \sqrt{AC_{x0 \text{ крейс}}} \tau_{\text{н.з}}}{\eta_{\text{в.крейс}}}$$

$$m_{\text{т.крейс}} = 0,00602 \frac{C_{e \text{ крейс}} L_{\text{расч}} \sqrt{AC_{x0 \text{ крейс}}}}{\eta_{\text{в.крейс}}}$$

Расчетная дальность полета $L_{\text{расч}}$ определяется так: $L_{\text{расч}} = L - L_{\text{наб.сн}} = L - (2,6H^2 + 24,8H - 10)$
 $C_{e \text{ крейс}}$ можно определить по формуле: $C_{e \text{ крейс}} = C_{e0} - 7,56 \cdot 10^{-5} V_{\text{крейс}} - 1,822 \cdot 10^{-3} H_{\text{крейс}}$

В. Определение относительной массы топлива для боевых самолетов с ТРД и ТРДД

Относительная масса топлива представляет собой сумму $\bar{m}_t = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} + S\bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.ост}}$
 Для дозвуковых самолетов выгодными скоростями и высотами крейсерских полетов являются $M_{\text{крейс}} = 0,8 \dots 0,85$ на $H_{\text{крейс}} = 8 \dots 11$ км. Для сверхзвуковых самолетов в целях достижения наибольшей дальности полета также выгодны указанные дозвуковые режимы полета. Но в соответствии с тактикой боевого применения часть расчетной дальности $\alpha(L - \beta H)$ может быть преодолена на сверхзвуковой скорости полета ($M_{\text{крейс}} > 1,25$). Расчетная дальность полета представляется так: $L_{\text{расч}} \approx 2,2R_d$ (где R_d - радиус действия, км).

Расчетные формулы для определения составляющих частей запаса топлива для дозвукового полета ($M_{\text{крейс}} < 1$) такие:

$$\bar{m}_{\text{т.н.в}} = \frac{k_3 H_{\text{нач}} (1 - 0,025 y) (0,8 + 0,2 M_{\text{крейс}})}{1 - 0,04 H_{\text{нач}}} \quad \bar{m}_{\text{т.крейс}} = 1 - \exp \left[- \frac{(L_{\text{расч}} - \beta H) C_{p \text{ крейс}} \sqrt{A(F_{1d} + F_{2d} p)}}{1,8 a_H M_{\text{крейс}} - \psi} \right]$$

$$\bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,001 H_{\text{кон}} (1 - 0,025 y) (1 - 0,023 H_{\text{кон}})$$

Расчетные формулы для сверхзвукового крейсерского режима полета ($M'_{\text{крейс}} > 1,25$) следующие:

$$\bar{m}_{\text{т.н.в}} = 1,45 \cdot 10^{-3} \left[1,962 H_{\text{нач}} + (a_H M'_{\text{крейс}})^2 \cdot 10^{-4} \right] \times \frac{1 - 0,45 y}{1 - 0,15 y M'_{\text{крейс}}} \quad \bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,01 + 0,001 H_{\text{кон}}$$

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} = 1 - \exp \left[- \frac{(L_{\text{расч}} - \beta H) C'_{p \text{ крейс}} \sqrt{A'(F'_1 + F'_2 \cdot p)}}{1,8 a'_H M'_{\text{крейс}}} \right]$$

При комбинированном режиме полета и определяются по формулам сверхзвукового полета, а по

$\bar{m}_{\text{т.крейс}}$ - формуле:

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} = 2 - \exp \left[- \frac{\alpha (L_{\text{расч}} - \beta H) C'_{p \text{ крейс}} \sqrt{A'(F'_1 + F'_2 p)}}{1,8 a'_H M'_{\text{крейс}}} \right] - \exp \left[- \frac{(1 - \alpha) (L_{\text{расч}} - \beta H) C_{p \text{ крейс}} \sqrt{A(F_{1d} + F_{2d} p)}}{1,8 a_H M_{\text{крейс}}} \right]$$

Г. Определение относительной массы топлива для сверхзвуковых пассажирских самолетов

Полная относительная масса топлива, необходимая для обеспечения заданной дальности полета L (с заданным $M_{\text{крейс}}$ на $H_{\text{крейс}}$), представляет собой сумму: $\bar{m}_t = \bar{m}_{\text{т.н.в}} + \bar{m}_{\text{т.сн}} + \bar{m}_{\text{т.н.з}} + \bar{m}_{\text{т.крейс}} + \bar{m}_{\text{т.ост}}$

$$\bar{m}_{\text{т.н.в}} = \frac{0,005 H_{\text{нач}} (1 - 0,03 y) (0,8 + 0,3 M_{\text{крейс}})}{1 - 0,004 H_{\text{нач}}} \quad \bar{m}_{\text{т.сн}} = 0,003 H_{\text{кон}} (1 - 0,003 y) (1 - 0,023 H_{\text{кон}})$$

$$\bar{m}_{\text{т.крейс}} = 1 - \exp \left[- \frac{(L - 40 H_{\text{ср}}) C'_{p \text{ крейс}} \sqrt{A'(F'_1 + F'_2 p)}}{1,8 a'_H M'_{\text{крейс}}} \right] \quad \bar{m}_{\text{т.н.з}} = 0,95 C_{p \text{ крейс.дз}} \sqrt{A(F_{1d} + F_{2d} p)}$$

$$\bar{m}_{\text{т.ост}} = 0,006$$

Если $C'_{p \text{ крейс}}$ отсутствует, а есть паспортный расход топлива для стартовых условий C_{p0} , то можно определить $C'_{p \text{ крейс}}$ по таким формулам:

- для двухконтурных двигателей: $C_p = C_{p0} \left[0,78 + (0,27 + 0,2 y M_{\text{крейс}}^2) \sqrt{M_{\text{крейс}}} \right]$

- для турбореактивных двигателей: $C_p = C_{p0} \left[0,78 + (0,27 + 0,0005 \pi_K^2 M_{\text{крейс}}^2) \sqrt{M_{\text{крейс}}} \right]$

6.5. Определение массы оборудования

А. Масса оборудования и снаряжения пассажирских самолетов

Масса оборудования определяется по нижеперечисленным формулам:

Формула А.А. Бадягина принята для пассажирских самолетов со взлетной массой $m_0 \leq 50000$ кг и числом пассажиров $n_{нас} \geq 100$:

$$m_{об.сн} = k_c k_{об}^{cx} \left[500 + 0,12 m_0^{II} + 0,04 m_0^{II} \sqrt{\frac{n_{нас} + n_{эк}}{100}} - 0,0011 (m_0^{II})^{1,333} \right]$$

Формула В.С. Хухорева принята для пассажирских самолетов со взлетной массой $m_0 > 50000$ кг и числом пассажиров $n_{нас} > 100$:

$$m_{об.сн} = k_c (k_{об}^{cx} m_{с.об} + m_{н.об})$$

где $m_{с.об}$ – масса собственного оборудования самолета, кг, $m_{с.об} = 900 + 2,7 \sqrt{m_0^{II}} + 0,0438 m_0^{II}$

$$m_{н.об} = (n_{нас} + n_{эк}) \left[(4,763 + 1,323 \cdot 10^{-5} m_0^{II}) + (0,318 + 0,882 \cdot 10^{-6}) \sqrt[3]{m_0^{II}} \right] + 141,37 \sqrt{\frac{m_0^{II}}{n_{нас} + n_{эк}}} - (2,646 + 7,35 \cdot 10^{-6} m_0^{II}) \sqrt{m_0^{II}}$$

По рекомендациям В.М. Шейнина для самолетов со взлетной массой $50000 \text{ кг} \leq m_0 \leq 100000$ кг и числом пассажиров $100 \leq n_{нас} \leq 250$ массу оборудования и снаряжения $m_{об.сн}$ следует определять по формулам А. А. Бадягина и В. С. Хухорева и в дальнейших расчетах использовать среднюю величину.

Б. Масса оборудования и снаряжения сверхзвуковых пассажирских самолетов

Масса оборудования и снаряжения для сверхзвуковых пассажирских самолетов определяется по формуле:

$$m_{об.сн} = k_c k_{об}^{cx} \left[500 + 0,12 m_0^{II} + (1 + 2,7 \cdot 10^{-4} M^6) \times 0,04 m_0^{II} \sqrt{\frac{n_{нас} + n_{эк}}{100}} - 0,0011 (m_0^{II})^{4/3} \right]$$

В. Масса оборудования и снаряжения ракетноносцев и тяжелых сверхзвуковых самолетов

Масса оборудования и снаряжения ракетноносцев и тяжелых сверхзвуковых самолетов рассчитывается по формуле:

$$m_{об.сн} = m_{об.унр} + n_{эк} (m_{л} + m_{сид})$$

$$m_{об.унр} = k_c \left[0,05 m_0^{II} + m_{рад.об} + (1 + 2,7 \cdot 10^{-4} M^6) \times (30 n_{эк} + 0,02 m_0^{II}) \right]$$

$m_{л} = 105$ кг – масса одного члена экипажа с костюмом и парашютом; $k_c = 1 - 0,01 \Delta t$;

$m_{сид} = 40 \dots 50$ кг – масса одного катапультного сидения;

$m_{рад.об} = 1500$ кг – масса радиооборудования;

Г. Масса оборудования самолетов типа истребителей и штурмовиков

Масса оборудования самолетов типа истребителей и штурмовиков рассчитывается по формуле:

$$m_{об.сн} = m_{об.унр} + n_{эк} (m_{л} + m_{сид})$$

$$m_{об.унр} = k_c \left[(1 + 2,7 \cdot 10^{-4} M^6) (0,082 m_0^{II} + 30 n_{эк} + m_{рад.об}) \right]$$

Здесь $m_{рад.об} = 240$ кг – масса радиооборудования.

Д. Масса оборудования транспортных самолетов

Масса оборудования транспортных самолетов определяется по формулам: $m_{об.сн} = m_{об.унр} + m_{эк}$

$$m_{об.унр} = k_c \left[0,2345 + 5 \cdot 10^{-4} m_0^{II} + 1,9 \cdot 10^{-6} (m_0^{II})^2 \right] \times (m_0^{II})^{0,7622 - 4,37 \cdot 10^{-4} m_0^{II}}$$

$m_{эк} = (80 n_{эк} + 10 n_{эк}) 10^{-3}$ – масса экипажа, т

Здесь 80 – масса одного члена экипажа, кг; 10 – масса личных вещей одного члена экипажа, кг.

Номенклатура оборудования выбирается в соответствии с назначением самолета и конкретными характеристиками.

Взлетная масса самолета в третьем приближении определяется по следующему уравнению:

$$m_0^{III} = m_{кр}^{II} + m_{ф}^{II} + m_{оп}^{II} + m_{ш}^{II} + m_{эк} + m_{об}^{III} + m_{т}^{III} + m_{с.у} + m_{ком}$$

где $m_{кр}^{II}, m_{ф}^{II}, m_{оп}^{II}, m_{ш}^{II}$ - соответственно массы крыла, фюзеляжа, оперения и шасси, принятые из результатов расчетов второго приближения; эти массы необходимо выбирать для оптимальной удельной нагрузки на крыло $P_{опт}$, геометрических параметров $\lambda, \chi, \lambda_{ф}, \bar{c}$, обеспечивающих $m_{0\min}^{II}$; $m_{эк}$ - масса экипажа, берется по нормам и в соответствии с ТТТ; $m_{об}, m_{с.у}, m_{т}$ определены в предыдущих подразделах; $m_{ком}$ - масса коммерческой или боевой нагрузки, указывается в техническом задании на проектирование.

После определения массы самолета в третьем приближении выполняется окончательный расчет размеров самолета:

$$S^{III} = \frac{m_0^{III} g}{10 P_{опт}} - \text{площадь крыла, м}^2; \quad b_k^{III} = \frac{2S^{III}}{\ell^{III}(\eta^{II} + 1)} - \text{концевая хорда крыла, м};$$

$$b_0^{III} = b_k^{III} \eta^{II} - \text{корневая хорда крыла, м}; \quad S_{г.о}^{III} = \bar{S}_{г.о} S^{III} - \text{площадь горизонтального оперения, м}^2;$$

$$S_{в.о}^{III} = \bar{S}_{в.о} S^{III} - \text{площадь вертикального оперения, м}^2 \quad \ell^{III} = \sqrt{\lambda^{II} S^{III}} - \text{размах крыла, м};$$

7. АНАЛИЗ РАСЧЕТОВ МАСС САМОЛЕТОВ И ИХ СОСТАВНЫХ ЧАСТЕЙ

Относительная масса крыла: $m_{кр} = (0,3...0,4) m_{кон}$

Способы снижения массы крыла, которые зависят от конструктора:

- разгрузка с помощью размещения целевой нагрузки по размаху (особенно большое снижение может быть получено на тяжелых и сверхтяжелых грузовых самолетах);
- снижение расчетных перегрузок с помощью ограничений режимов полета, а также применение "активных" поверхностей управления, снижающих пики воздушных нагрузок и уменьшающих перерезывающие силы, изгибающий и крутящий моменты;
- применение новых материалов с более высокой удельной прочностью, жесткостью, более выносливых к повторным нагрузкам (например, угле и боропластиков и т. п.);
- оптимизация силовой схемы и параметров.

Типовое распределение массы по элементам для лонжеронных крыльев самолетов с $m_0 \leq 3 \cdot 10^3$ кг и кессонных крыльев самолетов с $m_0 \geq 20 \cdot 10^3$

Элементы	Лонжеронное крыло	Кессонное крыло
Силовая и несилловая обшивки (без элеронов и механизации)	35...40	27...32
Лонжероны	23...28...28	7...11 (стенки)
Стрингеры	4...8	25...30
Нервюры	8...10	8...12
Узлы, стыки	3...4	6...8
Элероны, закрылки, предкрылки, интерцепторы	10...15	10...15
Крепление и другое	4...6	4...6

Массы элементов крыла (%)

Массу крыла в процессе проектирования можно снизить также при заданных (известных) размерах и силовой схеме крыла, заданных нагрузках и ресурсе с помощью комплекса конструктивных и технологических мероприятий, основными из которых являются:

- уточнение методов расчета, которые приводят к уменьшению запасов "на недостаточную уверенность";
- повышение уровня напряжений (главным образом критических напряжений потери устойчивости) и жесткости тонкостенных силовых элементов крыла, что может быть достигнуто применением композиционных конструкций и пр.;
- снижение объемной плотности материала несилловых элементов крыла с помощью применения легких сплавов, пластмасс, стеклопластиков и т.п.; отказ от конструктивных разъемов крыла по размаху

- уменьшение числа деталей и стыков;
- упрочнение поверхностей панелей кессона и других силовых элементов, например, с помощью специальных дробеструйных машин;
- сужение полей допусков, более широкое использование минусовых (отрицательных) допусков;
- устранение технологических излишков массы конструкции, например, с помощью химического фрезерования.

Тщательная конструктивно-технологическая проработка крыла, применение новых материалов и другие мероприятия могут привести к суммарному снижению массы крыла на 15...20% (без учета эффекта разгрузки и активного управления).

В среднем $\bar{m}_\phi \approx 0,08 \dots 0,12$, что составляет 30-40% массы конструкции самолета. Анализ массы фюзеляжа, как и ее расчет, часто требуют определения массы 1 м^2 его омываемой поверхности $F_{\phi.ом}$:

$$g_\phi = m_\phi / F_{\phi.ом} = \bar{m}_\phi m_0 / F_{\phi.ом} \quad F_{\phi.ом} = 4\lambda_\phi S_{\text{мид}} \left(1 - \frac{0,2\lambda_{\text{нос}}}{\lambda_\phi} - \frac{0,35\lambda_{\text{корм}}}{\lambda_\phi} \right)$$

Элементы	Легкие самолеты $\lambda_\phi = 6 \dots 8$	Тяжелые самолеты, $\lambda_\phi = 9 \dots 12$
Обшивка	25...30	25...30
Стрингеры и лонжероны	12...15	15...20
Шпангоуты	20...25	22...27
Полы	6...9	8...12
Фонарь пилотов	10...12	2...3
Окна пассажирской кабины	3...5	4...5
Двери, трапы, люки	6...8	3...4
Другие (перегородки, соединения, багажники, герметизация, крепеж)	7...9	9...11

Анализ весовых формул фюзеляжа показывает, что относительная масса фюзеляжа уменьшается с ростом взлетной массы самолета. Увеличение $\ell_\phi, d_\phi, \lambda_\phi$ при других неизменных параметрах приводит к росту относительной массы фюзеляжа.

Масса 1 м^2 омываемой поверхности фюзеляжа увеличивается с ростом m_0 и λ_ϕ и немного уменьшается с ростом d_ϕ при $\ell_\phi = \text{const}$.

Масса фюзеляжа значительно зависит от его длины и диаметра, от общих компоновочных особенностей самолета. Поэтому при компоновке самолета необходимо проанализировать все возможные решения и найти оптимальное.

Распределение массы фюзеляжа между его элементами (%)

Относительная масса оперения

Масса оперения значительно меньше массы крыла или фюзеляжа. В среднем она составляет $\bar{m}_{он} = 0,015 \dots 0,025$. Для самолетов бесхвостой схемы $\bar{m}_{он} \leq 0,01$; для маневренных самолетов (типа F-15; Су-27; МиГ-29) $\bar{m}_{он} = 0,025 \dots 0,035$. Несмотря на малую относительную массу, в начале проектирования массу оперения следует определять по возможности более точно. Такое внимание к массе оперения объясняется ее большим влиянием на центровку самолета.

Элементы	$m_0 \leq 7 \cdot 10^3 \text{ кг}$	$m_0 < 10^5 \text{ кг}$
Стабилизатор и киль		
Лонжероны и стрингеры	25...30	25...30
Обшивка	30...35	32...37
Нервюры	5...7	9...12
Узлы крепления	2...3	6...8
Рули с балансирами, триммерами, узлами крепления и пр.	20...25	15...18
Другие (законцовки, крепления, детали крепления оборудования)	6...10	3...6

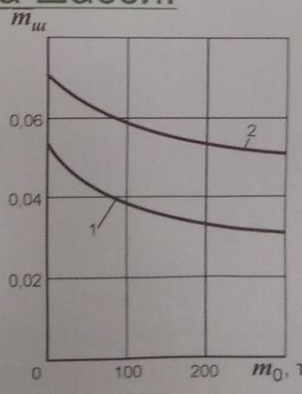
С увеличением площади, удлинения, а также стреловидности горизонтального и вертикального оперений относительная масса оперения возрастает. Увеличение относительной толщины профилей ГО и ВО ведет к снижению $\bar{m}_{он}$.

T-образное оперение значительно тяжелее оперения с низкорасположенным ГО (на 50...60%) при других неизменных параметрах ($S_{г.о}, S_{в.о}, p$ и пр.), так как вертикальное оперение догружается силами и моментами от горизонтального оперения.

Распределение массы оперения между элементами (%)

Относительная масса шасси.

Элементы	Главные стойки		Носовая стойка
	С двумя колесами	Четырехколесная тележка	
Колеса	55...60	45...50	20...25
Амортизационные стойки со шлиц-шарнирами	14...16	16...5	20...25
Детали тележки, оси колес	3...4	9...11	3...4
Кинематические детали и механизмы, замки, детали управления и автоматики	20...24	20...24	45...48
Створки с управлением и другое	2...3	2...3	3...4



Относительная масса шасси в зависимости от взлетной массы самолета:
 1 - колесное шасси для бетонного аэродрома;
 2 - колесное шасси для грунтового аэродрома

Распределение массы шасси между элементами (%)

Для уменьшения массы шасси необходимо: стремиться к уменьшению высоты шасси; уменьшать диаметр и ширину колес, увеличивать их число и давление в шинах (в границах, в которых обеспечивается прохождение по грунту или по бетону); использовать бескамерные пневматики, которые на 7% легче пневматиков с камерами; применять новые материалы с высокой удельной прочностью, а для дисков тормозов с высокой теплоемкостью (в границах целесообразности снижения массы при возрастании стоимости); использовать прогрессивную технологию изготовления деталей шасси, в частности, сварку встык оплавлением (без уменьшения прочности в месте сваривания и практически без шва); избегать рычажной схемы шасси с отдельными стойками и амортизаторами; применять титановые болты в шарнирах и соединениях; уменьшать количество деталей, их размеры, объединять их функции.

Относительная масса силовой установки для пассажирских и транспортных самолетов с ТРДД составляет в среднем $\bar{m}_{c,y}=0,06...0,1$; для самолетов с ТВД $\bar{m}_{c,y}=0,1...0,18$; для современных истребителей $\bar{m}_{c,y}=0,15...0,22$.

Для уменьшения $\bar{m}_{c,y}$ надо стремиться применять двигатели с возможно меньшим $\gamma_{дв}$ (если существует выбор или возможность заказать двигатели малыми $\gamma_{дв}$).

Относительная масса топлива

Относительная масса топлива при заданной дальности полета полностью определяется характеристиками двигателя(ей) и аэродинамическими характеристиками самолета, а также режимами полета.

$$\bar{m}_{T,крейс} = 1 - e^{-\frac{L C_{p,крейс}}{V_{крейс} K_{крейс}}} \quad \bar{m}_{T,крейс} = (1 - \bar{m}_{T,н.р}) \frac{(L - L_{н.сн}) \left[1 - 2,56 \cdot 10^{-5} (L - L_{н.сн}) \right] C_p}{(V - W) K}$$

Режим полета	Дальность полета				
	1000	2000	3000	5000	7000
Ступенчатый полет	0,009	0,014	0,018	0,023	0,026
Полет (H, V)=const	0,028	0,045	0,055	0,064	0,074

Прирост относительной массы топлива + $\Delta \bar{m}_{T,крейс}$ по сравнению с режимом (V, C_y)=const (ступеньки дальности 1000 км)

7.1. О точности весовых расчетов

Точность весовых расчетов должна быть соизмеримой с точностью начальных данных и предпосылок. На стадии технического предложения или аванпроекта достаточной точностью расчета массы самолета считается (6...10)%, на стадии эскизного проекта (3...5)%, в процессе рабочего проектирования (1...2)%. В качестве базы эталона принимается взлетная масса первого летного образца.

Точность весовых расчетов и формул чаще всего оценивается величиной средней квадратичной погрешности:

$$\sigma_m = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\Delta \bar{m}_i)^2}{n_{расч}}} \quad \text{или} \quad \sigma_m = 100 \sqrt{\frac{1}{n_{расч}} \sum_{i=1}^n \left(\frac{m_{теор}}{m_{факт}} - 1 \right)^2}$$

где Δm_i – величина расхождения (ошибки), $\Delta \bar{m}_i = \left[\frac{m_{теор} - m_{факт}}{m_{факт}} \right] 100\%$

7.2. Перерасчет весовых характеристик самолета

В процессе проектирования приходится изменять один-два параметра самолета или его частей, а новое значение взлетной массы или массы агрегатов (крыла, фюзеляжа...) проще и быстрее находить методом перерасчета с начального варианта заново, а не методом итераций. Такой перерасчет целесообразно выполнять при весовом анализе самолета, при оценивании отдельных параметров, при модификациях агрегатов, когда есть прототип. Основная формула перерасчета взлетной массы, основанная на методе конечных приращений, имеет вид

$$m_{0нов} = m_{0нач} \pm \sum_{k=1}^n \frac{\partial m_0}{\partial i_k} \Delta i_k$$

В случае появления дополнительной массы $\Delta m_{доп}$ имеем $m_{0нов} = m_{0нач} + \chi_m \Delta m_{доп}$

Если изменяется длина фюзеляжа $\Delta i = \Delta \ell_\phi$, то $m_{0нов} = m_{0нач} \pm \chi_m (g_{\ell_\phi} \Delta \ell_\phi)$

Если увеличивается площадь крыла $\Delta i = \Delta S$, то $m_{0нов} = m_{0нач} \pm \chi_m (g_S \Delta S)$

При изменении взлетной массы относительная масса конструкции самолета может быть вычислена по формуле:

$$\bar{m}_{кон} = n^P \left(0,005 \sqrt[3]{m_0} + \frac{0,082}{\sqrt[3]{m_0}} \right) + 0,061$$

При изменении площади крыла и нагрузки на 1 м² крыла новое значение массы крыла может быть найдено по формуле:

$$m_{кр}^{нов} = m_{кр.б.мех}^{нач} \frac{S_{нов}}{2S_{нач}} \left(1 + \frac{P_{нов}}{P_{нач}} \sqrt{\frac{S_{нов}}{S_{нач}}} \right) + m_{мех}^{нач} \frac{S_{мех}^{нов}}{S_{мех}^{нач}}$$

Если изменяется только стартовая масса, то расчет массы крыла удобно вести по формуле, которая для тяжелого неманевренного самолета имеет вид: $\bar{m}_{кр} \approx 0,0147 \sqrt[3]{m_0} + 0,0275$

Перерасчет массы крыла удобно также вести, пользуясь приблизительно постоянной массой 1 м² при сравнительно небольшом изменении его площади: $m_{кр}^{нов} = m_{кр}^{нач} \pm g_{кр} \Delta S$

Относительная масса фюзеляжа тяжелого неманевренного самолета в функции взлетной массы:

$$\bar{m}_\phi = 0,005 \sqrt[3]{m_0} + \frac{0,2}{\sqrt[3]{m_0}} + 0,03$$

7.3. Вопросы формирования общих массовых характеристик и прогнозирование их изменения в процессе создания самолета

№ п/п	Раздел	Теоретические основы и содержание
1	Теории и методы весовых расчетов	Основаны на многих положениях строительной механики (балочная теория и теории тонкостенной конструкции), теории вероятностей, теории статистики, теории подобия и на весовых производных
2	Методы весового анализа	Основаны на теории эффективности, на некоторых положениях науки квалиметрии и науки исследования операций, на весовых производных
3	Принципы проектирования конструкций и систем с минимальной массой	Основаны на оптимизации силовых схем и конструктивных элементов, исключающей избыточную прочность и избыточную массу. В конструкции реализуются, в частности, на основе метода конечно-элементной идеализации
4	Организационнотехническая система весового	Основана на системе весовых лимитов. Реализуется как одна из подсистем управления качеством
5	Геометрия масс (о величинах, характеризующих распределение масс в твердом теле)	Включает в себя методы расчета центровки ЛА, методы расчета моментов инерции

Сущность процесса весового проектирования заключается в оптимизации взлетной массы самолета и его конструкции на стадии определения обликочных характеристик и минимизации массы частей самолета и агрегатов при разработке силовых схем и конструкций, а также систем оборудования и силовых установок базовых самолетов и их модификаций.

Весовое проектирование включает в себя пять самостоятельных разделов, отличающихся характером и методами решаемых задач. Методы, изложенные в каждом из разделов, имеют свои теоретические основы и почти во всех случаях поправочные коэффициенты, основанные на обработке статистического материала и уточняющие аналитические расчеты практикой проектирования и создания множества самолетов различных классов.

Теоретические основы весового проектирования

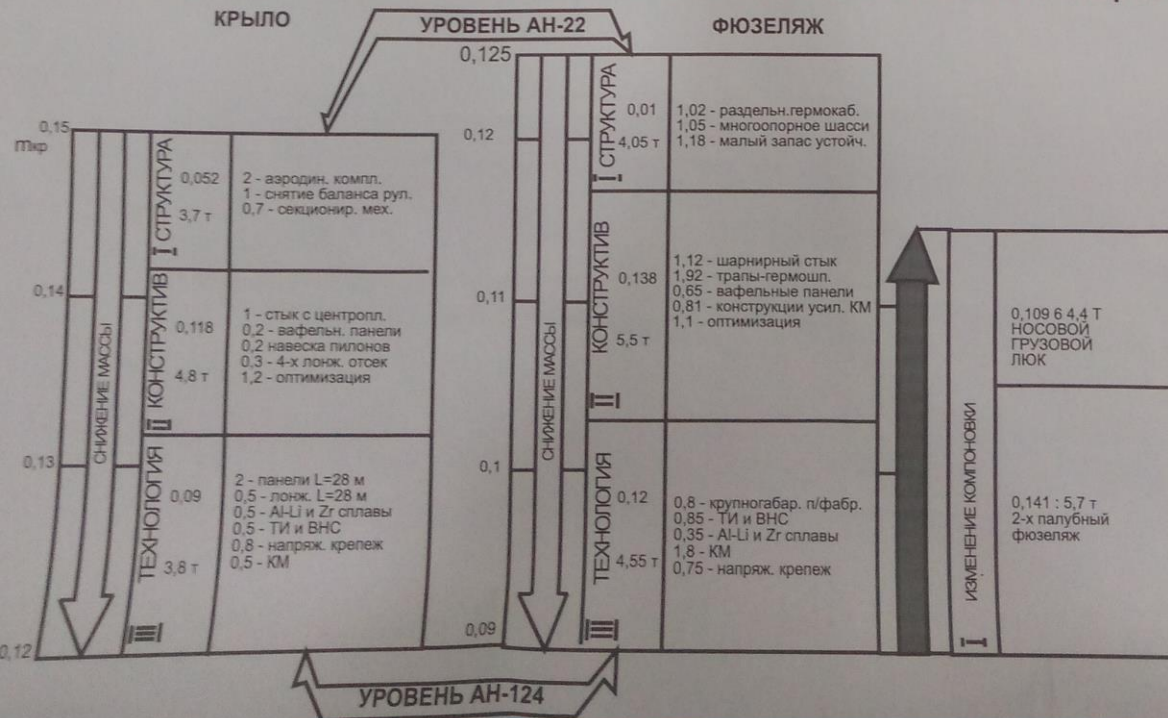
ПАКЕТ ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО УРОВНЯ САМОЛЕТА АН-124

I КОНЦЕПТУАЛЬНО СТРУКТУРНОЕ РЕШЕНИЕ	1 толстое суперкритическое крыло 2 малый запас устойчивости 3 многоопорное шасси 4 раздельная герметичная кабина 5 АСУ и ОПР 6 отсутствие весового баланса 7 отсутствие пос. оперения 8 управление массой ПКИ	выигрыш стартовой массы 26,2 т	
	II КОНСТРУКТИВНЫЕ	1 четырехлонжеронное крыло 2 двухрядный стык КЧК 3 шарнирный стык с фюзеляжем 4 вафельные панели фюзеляжа и крыла 5 одинарные силовые нервюры 6 трапы гермошл. 7 монолитные и интегрированные конструкции 8 констр. усил. КМ 9 распрод. изд. проч. 10 оптимизированная конструкция	выигрыш стартовой массы 14,2 т
	III МАТЕРИАЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	1 чистые Al сплавы 2 Al-Cu и Zr сплавы 3 крупногабаритные полуфабрикаты 4 титановые и высокопрочные стали 5 композиционные материалы 6 отработ. на станках с ЧПУ 7 напряженный крепеж 8 штамповка взрывом 9 внутренняя герметизация 10 клеесварка 11 качество вн. поверхности	выигрыш стартовой массы 13,6 т

Прессованные панели крыла длиной 28 м
Технологические стыки конструктивных узлов
Высокоресурсный крепеж
Клеесварные панели габаритами до 2 м
Соты: стеклопластик композиционные материалы

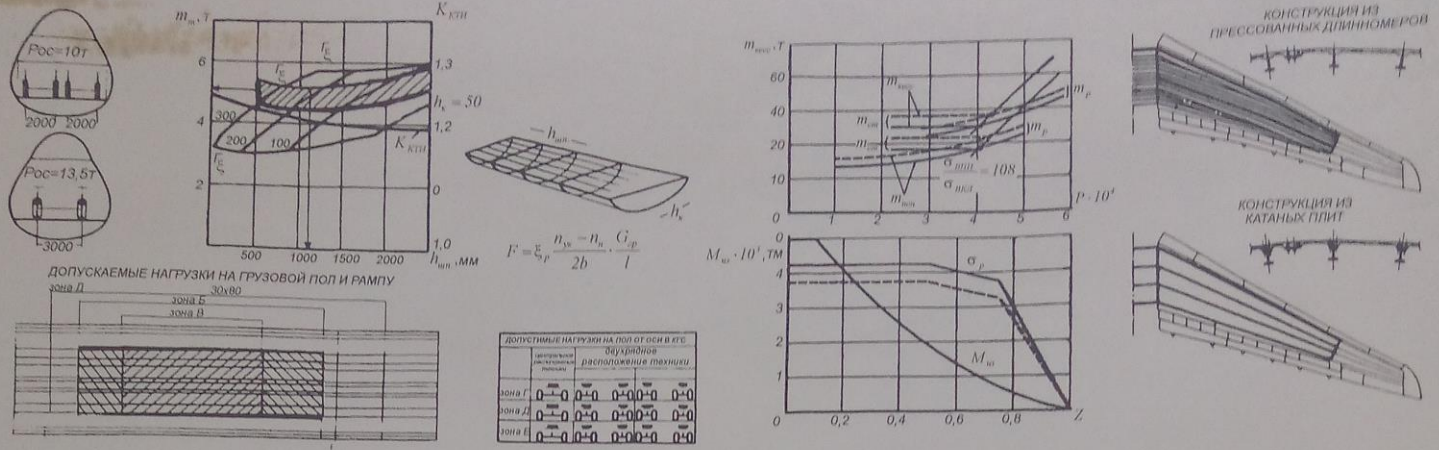
суммарный выигрыш массовой отдачи 0,135 стартовой массы 54,2 т

ВЛИЯНИЕ СОСТАВА ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ НА МАССУ КОНСТРУКЦИИ



Разрешение подобных противоречий осуществляется следующим путем:

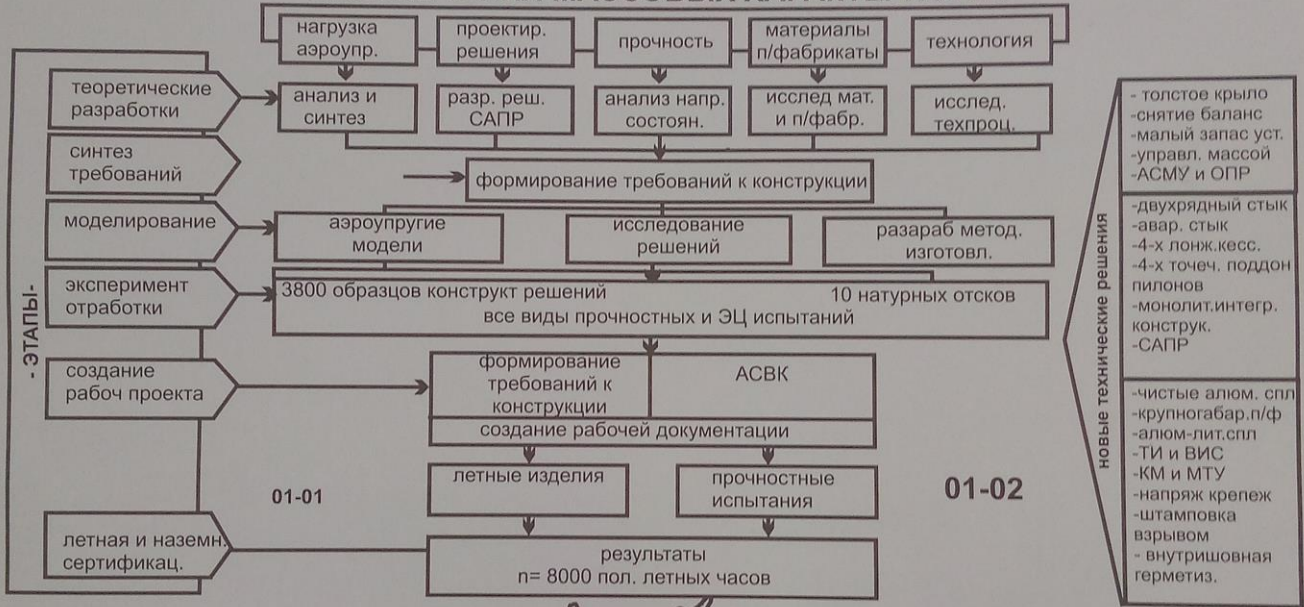
- разработкой научно обоснованно-го прогноза достижимых на жизнен-ный цикл самолета улучшений па-раметров и затрачиваемых масс;
- разработкой определенного набора мероприятий пакета новых технических решений, обеспечива-ющих новый технический уровень самолета.



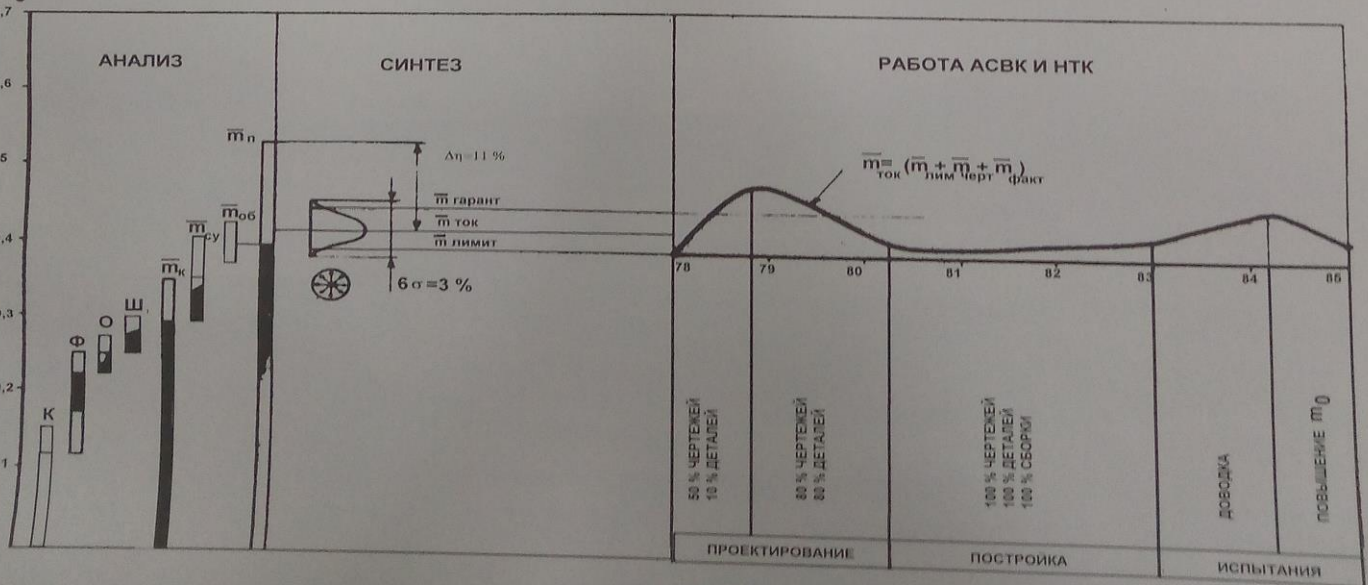
Пример реализации технического решения второго уровня оптимизация по массе грузового пола самолета Ан124

Пример использования решения третьего уровня (оптимизация по массе кессона крыла самолета Ан124)

СТРУКТУРА ЦЕЛЕВОЙ ПРОГРАММЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК



РЕАЛИЗАЦИЯ ПРОГРАММЫ МАСС АН-124



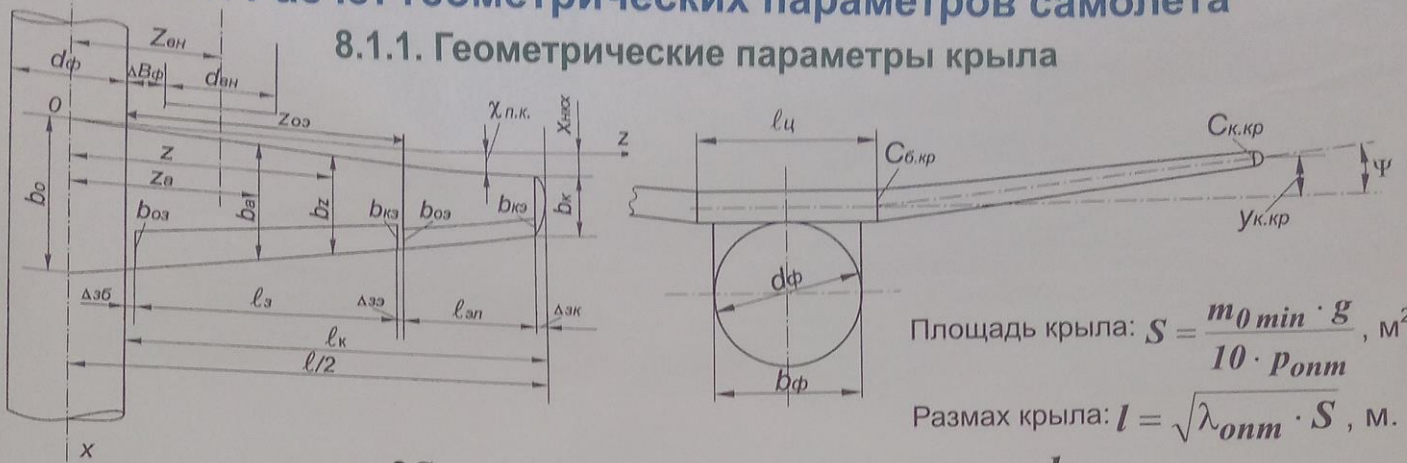
ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ АН-124

ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ АН-124

Базовыми исходными данными для расчета геометрии самолета являются: m_{0min} , λ_{onm} , \bar{C}_{onm} , $\chi_{п.к.}$, а также данные статистики или предварительных расчетов по относительным размерам и формам закрылков, элеронов, рулей, горизонтального и вертикального оперений, фюзеляжа и шасси.

8.1. Расчет геометрических параметров самолета

8.1.1. Геометрические параметры крыла



Площадь крыла: $S = \frac{m_{0min} \cdot g}{10 \cdot \rho_{onm}}$, м².

Размах крыла: $l = \sqrt{\lambda_{onm} \cdot S}$, м.

Корневая хорда крыла: $b_0 = \frac{2S}{l} \cdot \frac{\eta}{\eta + 1}$, м. Концевая хорда крыла: $b_k = \frac{b_0}{\eta}$, м.

Координата носка концевой хорды крыла по отношению к носку корневой хорды: $x_{п.к.к} = \frac{l}{2} \cdot \text{tg} \chi_{п.к.}$, м.

Средняя аэродинамическая хорда крыла: $b_a = \frac{2 \cdot (1 + \eta + \eta^2) \cdot b_0}{3 \cdot \eta \cdot (1 + \eta)}$, м.

Координата по размаху средней аэродинамической хорды крыла: $Z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$, м.

Текущая хорда крыла: $b_z = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{2 \cdot z}{l} \right)$, м. Размах закрылка: $l_3 = \frac{l - d_{\phi} - 2\Delta z_{\phi}}{2} \cdot \bar{l}_3$, м.

Корневая и концевая хорды закрылка: $b_{03} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_{\phi} + 2\Delta z_{\phi}}{l} \right)$, м.

$b_{k3} = \bar{b}_3 \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{d_{\phi} + 2\Delta z_{\phi} + 2l_3}{l} \right)$, м. Размах элерона: $l_{эл} = \frac{l - d_{\phi}}{2} - l_3 - \Delta z_{\phi} - \Delta z_{\epsilon} - \Delta z_{\kappa}$, м.

Корневая хорда элерона: $b_{0эл} = \bar{b}_{эл} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \bar{Z}_{0эл} \right)$, м; Толщина крыла по бортовой нервюре:

Концевая хорда элерона: $b_{кэл} = \bar{b}_{эл} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \bar{Z}_{кэл} \right)$, м. $C_{б.кр} = \bar{C}_b \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_{\epsilon}}{l} \right)$, м

Толщина крыла по концевой нервюре:

$C_{к.кр} = \bar{C}_k \cdot \frac{b_0}{\eta}$, м (без учета законцовки крыла);

$C_{к.кр} = \bar{C}_k \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l - 2\Delta z_{\kappa}}{l} \right)$, м (с учетом законцовки).

Вертикальное смещение концевой хорды крыла по отношению к бортовой хорде (из-за угла Ψ поперечного V крыла):

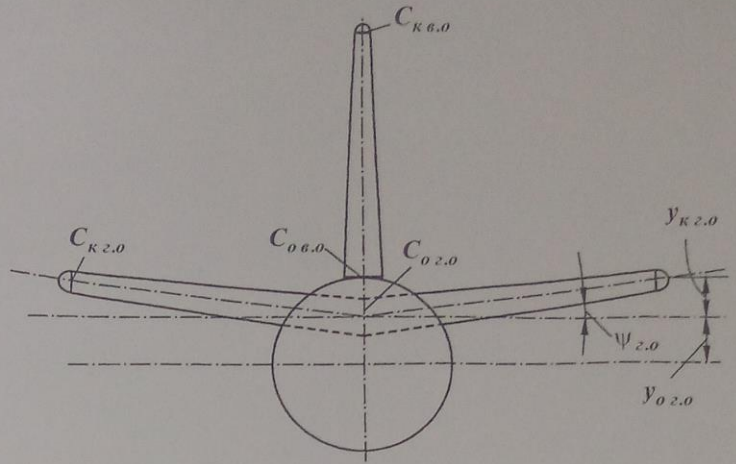
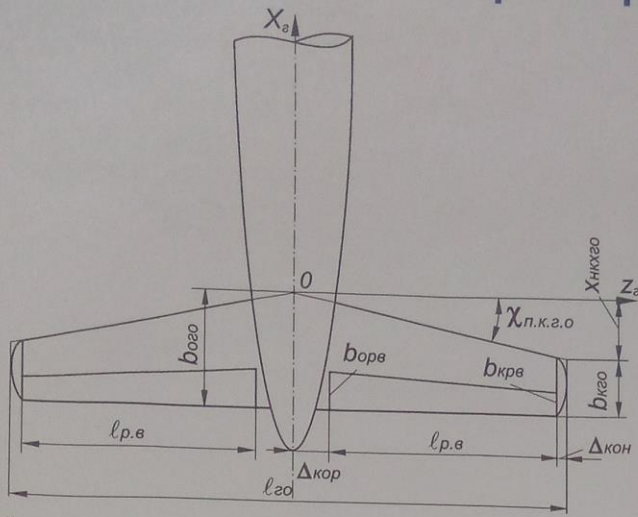
$y_{к.кр} = \pm \left(\frac{l}{2} - \frac{l_{\epsilon}}{2} \right) \cdot \text{tg} \Psi$, м.

Вертикальная координата носка бортовой хорды крыла (хорды центроплана):

$y_{н.б.х} = b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_{\epsilon}}{l} \right) \cdot \text{tg} \alpha_{уст}$, м.

Вертикальная координата носка концевой хорды крыла: $y_{н.к.х} = \frac{b_0}{\eta} \cdot \text{tg} \varphi_{geom}$, м.





Площадь горизонтального оперения: $S_{г.о} = \bar{S}_{г.о} \cdot S, \text{ м}^2,$

$$\bar{S}_{г.о} \approx 0,15 \dots 0,3, \quad \eta_{г.о} \approx 2 \dots 3,5,$$

Размах горизонтального оперения: $l_{г.о} = \sqrt{\lambda_{г.о} \cdot S_{г.о}}, \text{ м},$

$$\lambda_{г.о} \approx 5 \dots 7.$$

Корневая и концевая хорда горизонтального оперения: $b_{0г.о} = \frac{2 \cdot S_{г.о}}{l_{г.о}} \cdot \frac{\eta_{г.о}}{\eta_{г.о} + 1}, \text{ м}, b_{к.р.е} = \frac{b_{0г.о}}{\eta_{г.о}}, \text{ м}.$

Средняя аэродинамическая хорда горизонтального оперения: $b_{а.г.о} = \frac{2 \cdot b_{0г.о} \cdot (1 + \eta_{г.о} + \eta_{г.о}^2)}{3 \cdot \eta_{г.о} \cdot (1 + \eta_{г.о})}, \text{ м}.$

Координата носка концевой хорды горизонтального оперения:

Координата средней аэродинамической хорды горизонтального оперения: $Z_{а.г.о} = \frac{l_{г.о}}{6} \cdot \frac{\eta_{г.о} + 2}{\eta_{г.о} + 1}, \text{ м}.$

$$x_{н.к.г.о} = \frac{l_{г.о}}{2} \cdot \text{tg} \chi_{п.к.г.о}, \text{ м}.$$

Текущая хорда горизонтального оперения:

$$b_{z.г.о} = b_{0г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{2z}{l_{г.о}} \right), \text{ м}.$$

$$\chi_{п.к.г.о} \approx 0 \dots 20^\circ$$

Размах руля высоты (одна консоль): $l_{р.в} = \frac{l_{г.о}}{2} - \Delta_{к.о.р} - \Delta_{к.о.н}, \text{ м},$

$$\bar{b}_{р.в} \approx 0,25 \dots 0,35$$

Корневая хорда руля высоты: $b_{0р.в} = \bar{b}_{р.в} \cdot b_{0г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{2\Delta_{к.о.р}}{l_{г.о}} \right), \text{ м},$

Концевая хорда руля высоты: $b_{к.р.в} = \bar{b}_{р.в} \cdot b_{0г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{l_{г.о} - 2\Delta_{к.о.н}}{l_{г.о}} \right), \text{ м}.$

Толщина горизонтального оперения по нулевой хорде: $C_{0г.о} = \bar{C}_{0г.о} \cdot b_{0г.о}, \text{ м}$

Толщина горизонтального оперения по концевой хорде:

без учета законцовки $C_{к.г.о} = \bar{C}_{к.г.о} \cdot \frac{b_{0г.о}}{\eta_{г.о}} = \bar{C}_{к.г.о} \cdot b_{к.г.о}, \text{ м};$

с учетом законцовки $C_{к.г.о} = \bar{C}_{к.г.о} \cdot b_{0г.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{г.о} - 1}{\eta_{г.о}} \cdot \frac{l_{г.о} - 2\Delta_{к.о.н}}{l_{г.о}} \right), \text{ м}.$

Вертикальное смещение концевой хорды горизонтального оперения по отношению к нулевой хорде без учета угла установки г.о. ($\alpha_{уст.} = 0$):

без учета законцовки г.о $y_{к.г.о} = \frac{l_{г.о}}{2} \cdot \text{tg} \psi_{г.о}, \text{ м};$

$$\psi_{г.о} \approx 0 \dots 15^\circ.$$

с учетом законцовки г.о $y_{к.г.о} = \left(\frac{l_{г.о}}{2} - \Delta_{к.о.н} \right) \cdot \text{tg} \psi_{г.о}, \text{ м},$

Установка горизонтального оперения по высоте определяется координатой нулевой хорды $Y_{0г.о}$ величина которой зависит от места расположения горизонтального оперения: на фюзеляже, в месте стыка вертикального оперения и фюзеляжа, на конце вертикального оперения (Т-образное оперение).

8.2.3. Расчет геометрии вертикального оперения

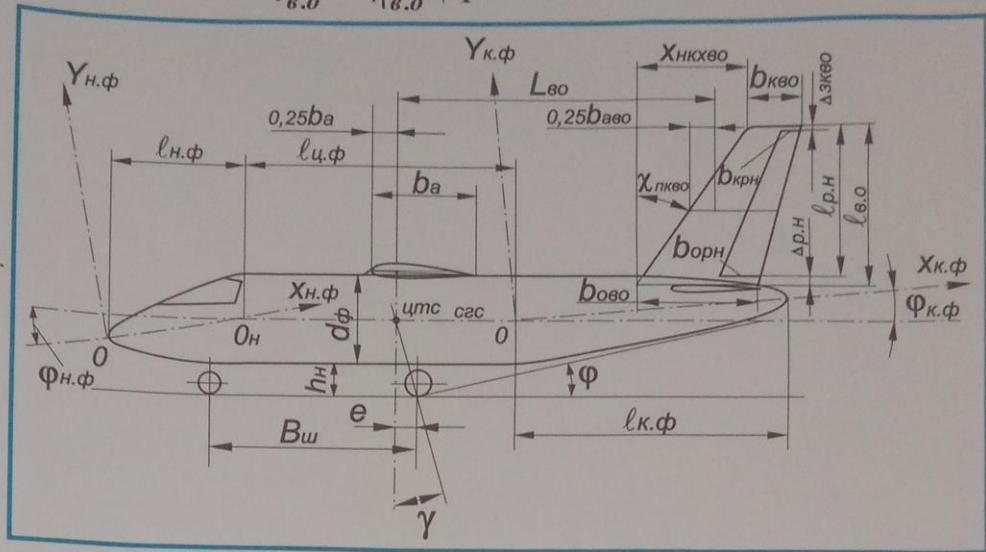
Площадь вертикального оперения:
 $S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S, м^2, \bar{S}_{в.о.} \approx 0,08...0,2.$

Размах вертикального оперения: $l_{в.о} = \sqrt{\lambda_{в.о} \cdot S_{в.о}}, м.$

Корневая хорда вертикального оперения:
 $b_{к.в.о} = \frac{b_{0.в.о}}{\eta_{в.о}}, м$

$$b_{0.в.о} = \frac{2 \cdot S_{в.о}}{l_{в.о}} \cdot \frac{\eta_{в.о}}{\eta_{в.о} + I}, м.$$

Средняя аэродинамическая хорда вертикального оперения:
 $b_{ав.о} = \frac{2 \cdot b_{0.в.о} \cdot (I + \eta_{в.о} + \eta_{в.о}^2)}{3 \cdot \eta_{в.о} \cdot (I + \eta_{в.о})}, м.$



Геометрические параметры фюзеляжа и вертикального оперения

Координата (по высоте в.о.) средней аэродинамической хорды вертикального оперения:
 $y_{ав.о} = \frac{l_{в.о} \cdot \eta_{в.о} + 2}{3 \cdot \eta_{в.о} + I}, м.$

Текущая хорда вертикального оперения:
 $b_y = b_{0.в.о} \cdot \left(I - \frac{\eta_{в.о} - I}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{y}{l_{в.о}} \right), м.$

Координата носка концевой хорды вертикального оперения: $x_{нкв.о} = l_{в.о} \cdot \text{tg} \chi_{н.к.в.о}, м.$ Размах руля направления: $l_{р.н} = l_{в.о} - \Delta_{р.н} - \Delta_{зкво}, м.$
 $\chi_{н.к.в.о} \approx 10^\circ...30^\circ$

Корневая хорда руля направления: $b_{0.р.н} = \bar{b}_{р.н} \cdot b_{0.в.о} \cdot \left(I - \frac{\eta_{в.о} - I}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{\Delta_{р.н}}{l_{в.о}} \right), м.$

Концевая хорда руля направления: $b_{к.р.н} = \bar{b}_{р.н} \cdot b_{0.в.о} \cdot \left(I - \frac{\eta_{в.о} - I}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{l_{в.о} - \Delta_{зкво}}{l_{в.о}} \right), м.$

Толщина вертикального оперения по корневой хорде:
 без учета законцовки $C_{кв.о} = \bar{C}_{кв.о} \cdot \frac{b_{0.в.о}}{\eta_{в.о}} = \bar{C}_{кв.о} \cdot b_{кв.о}, м;$
 с учетом законцовки $C_{кв.о} = \bar{C}_{кв.о} \cdot b_{0.в.о} \cdot \left(I - \frac{\eta_{в.о} - I}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{l_{в.о} - \Delta_{зкво}}{l_{в.о}} \right), м.$

8.2.4. Расчет геометрических параметров фюзеляжа

Длина фюзеляжа: $l_f = \lambda_f \cdot d_f, м, \lambda_f \approx 4...10, d_f \approx 2...3. \lambda_{н.ф} = 1,3...1,8. \lambda_{к.ф} = 2,5...3,5.$

Длина носовой части фюзеляжа: $l_{н.ф} = \lambda_{н.ф} \cdot d_f, м.$ Длина кормовой части фюзеляжа: $l_{к.ф} = \lambda_{к.ф} \cdot d_f, м.$

Длина цилиндрической части фюзеляжа: $l_{ц.ф} = l_f - l_{н.ф} - l_{к.ф}, м$

Обводы носовой части фюзеляжа: $y_{н.ф} = \pm a \cdot \left(\frac{x_{н.ф} \cdot d_f}{4 \lambda_{н.ф}} \right)^m$

Коэффициенты **m** и **a**

m	0,35	0,40	0,45	0,5	0,55	0,60	0,65
a	1,1293	1,08845	1,04138	1	0,96026	0,9221	0,88546

Обводы кормовой части фюзеляжа: $y_{к.ф} = \pm b \cdot \left(\frac{(\lambda_{к.ф} \cdot d_f - x) d_f}{4 \cdot \lambda_{к.ф}} \right)^n$

Коэффициенты **n** и **b**

n	0,30	0,35	0,40	0,45	0,5	0,55	0,60	0,65	0,70
b	18,5396	8,9707	4,3174	2,0778	1	0,48127	0,23162	0,11147	0,053649

9. КОМПОНОВКА И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

9.1. Терминология

Компоновка - это взаимная пространственная увязка частей самолета, их внешних форм и конструктивно-силовой схемы с размещением экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива и двигателей (для военных самолетов и вооружения).

Центровка самолета определяется положением центра масс всего самолета по отношению к крылу и выражается в процентах САХ. Центровка равна отношению длины отрезка от начала САХ, спроектированной на плоскость симметрии самолета, до центра масс к величине САХ и выражается в процентах ее длины:

$$\bar{x}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} 100 \%$$

Около поверхности земли центр масс системы совпадает с ее центром тяжести, тогда:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} 100 \%$$

9.2. Аэродинамическая компоновка

9.2.1. Задачи аэродинамической компоновки

1. Решая определенную задачу эффективности, правильно сконструированный самолет должен иметь минимальные размеры.
2. В крейсерском полете с заданной скоростью самолет должен иметь максимальное аэродинамическое качество, чтобы обеспечить минимальный расход топлива. В связи с этим у самолета должно быть минимальное сопротивление и, в частности, минимальная потеря на балансировку.
3. При взлете и во время посадки самолет должен иметь как можно большую величину $C_{y_{max}}$ при обеспечении нормированных запасов безопасности.
4. На всех режимах полета самолет должен иметь нормированные запасы устойчивости и управляемости.
5. На самолете должны быть обеспечены наиболее благоприятные условия для работы силовой установки, которые определяются минимально возможными потерями на входе воздуха в двигатели и на выходе газов из выходных сопел двигателей.
6. Выход самолета на предельные режимы полета (например, большие скорости или большие углы атаки) не должен сопровождаться опасными последствиями (флаттер, бафтинг, глубокий срыв, штопор и пр.), должны быть предусмотрены мероприятия, предупреждающие вход в такие режимы и допускающие выход из этих режимов на нормальные.

9.2.2. Уменьшение потерь на балансировку

Как известно, уравнение балансировочной полярной для нормальной схемы имеет вид:

$$C_{x_{бал}} = C_{x0} + \frac{1 + \omega}{\pi \lambda_{кр.эф}} C_y^2, \text{ где } \omega = \bar{\sigma}_{б.з.о} \left[2(K_\epsilon - 1) + \bar{\sigma}_{б.з.о} \left(1 - 2K_\epsilon + \frac{\lambda_{кр.эф}}{k_{з.о} \lambda_{з.о.эф} \bar{S}_{з.о}} \right) \right]$$

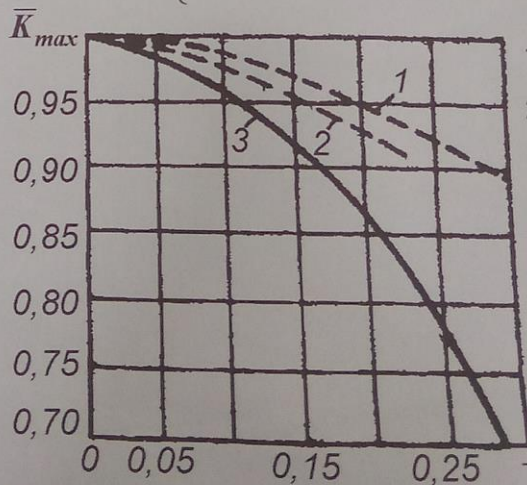
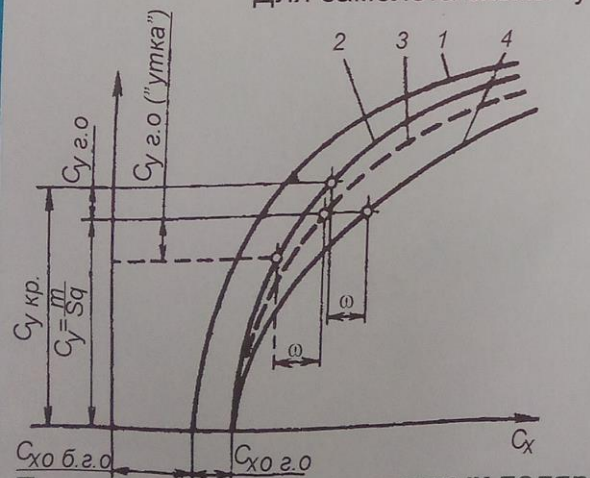
Очевидно, что минимальное значение $C_{x_{бал}}$ будет при $\omega = 0$:

$$\bar{\sigma}_{б.з.о} = m_z^{C_y} / \bar{L}_{з.о.эф}$$

$$\omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{б.з.о} = 0 \\ \bar{\sigma}_{б.з.о} = \frac{2(K_\epsilon - 1)}{1 - 2K_\epsilon + \lambda_{кр.эф} / (k_{з.о} \lambda_{з.о.эф} \bar{S}_{з.о})} \end{cases}$$

Для самолета схемы "утка":

$$\omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{б.з.о} = 0 \\ \bar{\sigma}_{б.з.о} = \frac{2(K_\epsilon \lambda_{кр.эф} \bar{S}_{з.о} + K_{\epsilon з.о} \lambda_{кр.эф})}{\lambda_{кр.эф}} \end{cases}$$



- 1 - $\bar{S}_{з.о} = 0,12; \bar{L}_{з.о} = 1,5;$
- 2 - $\bar{S}_{з.о} = 0,08; \bar{L}_{з.о} = 1,5;$
- 3 - $\bar{S}_{з.о} = 0,15; \bar{L}_{з.о} = 1,0$

$$\bar{K}_{max} = \frac{K_{max бал.}}{K_{max при m_z^{C_y} = 0}}$$

Потери \bar{K}_{max} в различных схемах в зависимости от величины $m_z^{C_y}$:
 — — нормальная схема;
 - - - - - схема "утка";

- Построение балансировочных поляр для самолетов нормальной схемы и схемы "утка".
- 1 - самолет без Г.О.;
 - 2 - самолет с Г.О. при $m_z^{C_y} = 0$;
 - 3 - балансировочная поляр схемы "утка";
 - 4 - балансировочная поляр нормальной схемы при $m_z^{C_y} < 0$.

Для обеспечения минимального сопротивления самолета при больших дозвуковых скоростях и в трансзвуковой зоне скоростей эпюра суммы поперечных сечений всех элементов самолета должна отвечать эпюре эквивалентного тела вращения минимального сопротивления.

9.2.4. Расположение горизонтального оперения

Для обеспечения продольной статической устойчивости самолета, по перегрузке его центр масс должен находиться перед фокусом самолета и расстояние между этими точками, отнесенное к величине САХ крыла, определяет степень продольной устойчивости:

$$m_z^{C_y} = \bar{x}_T - \bar{x}_F < 0$$

В нормальной схеме самолета оперения перемещается назад, фокус комбинации "крыло-фюзеляж" после установки горизонтального оперения перемещается назад, в схеме "утка" - вперед. Величина этого перемещения оценивается по уравнению:

$$\Delta \bar{x}_{F_{2.0}} = k_{2.0} A_{2.0} \frac{C_{y_{2.0}}^\alpha}{C_y^\alpha} (1 - \epsilon^\alpha)$$

При некоторой необходимой или заданной степени продольной статической устойчивости $m_z^{C_y}$ и при известном положении центра масс (относительно САХ) необходимое перемещение фокуса комбинации крыло фюзеляж за счет горизонтального оперения определяется формулой:

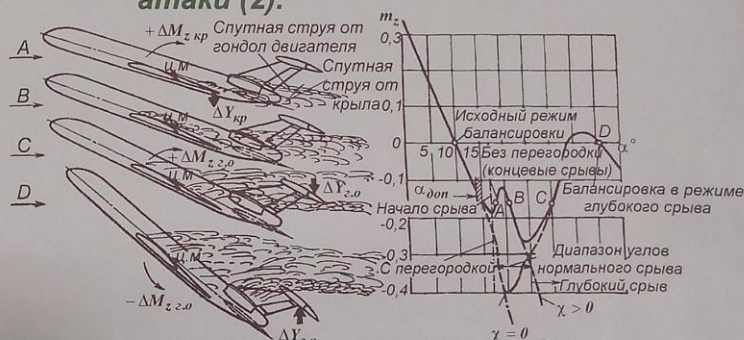
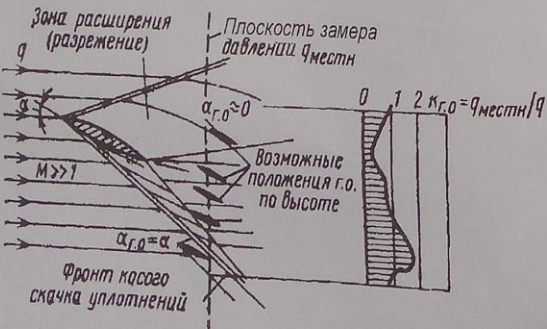
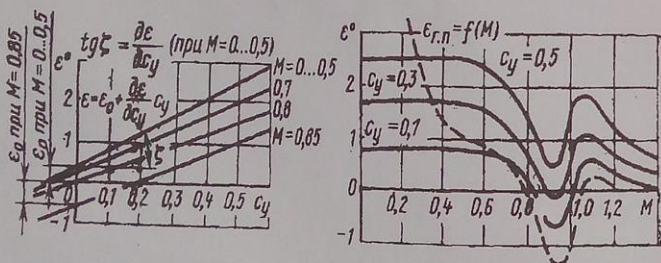
$$\pm \Delta \bar{x}_{F_{2.0}} = m_z^{C_y} - \bar{x}_T + \bar{x}_{F_{2.0}}, \text{ где } -\Delta \bar{x}_{F_{2.0}} \text{ для нормальной схемы; } +\Delta \bar{x}_{F_{2.0}} \text{ для схемы "утка".}$$

Значения коэффициентов статических моментов и плеч оперения

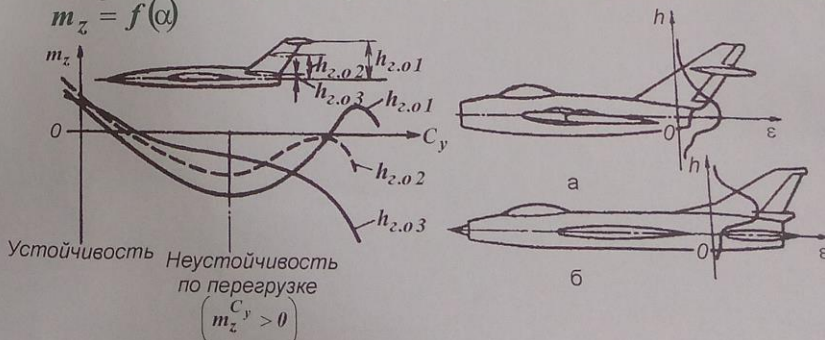
Типы самолетов	$A_{2.0}$	$A_{6.0}$	$\frac{L_{2.0}}{b_a} = \frac{L_{6.0}}{b_a}$
Магистральные пассажирские с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магистральные пассажирские с ТРД и ТРДД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые маневренные со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Тяжелые маневренные с прямым крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Скоростные маневренные	0,40...0,50	0,05...0,08	1,5...2,0



Характер предельных линий ("крест"), ограничивающих область выбора $A_{2.0}$ и \bar{x}_T из условий обеспечения минимально допустимой степени продольной статической устойчивости по перегрузке (1) и балансировке самолета на больших углах атаки (2).

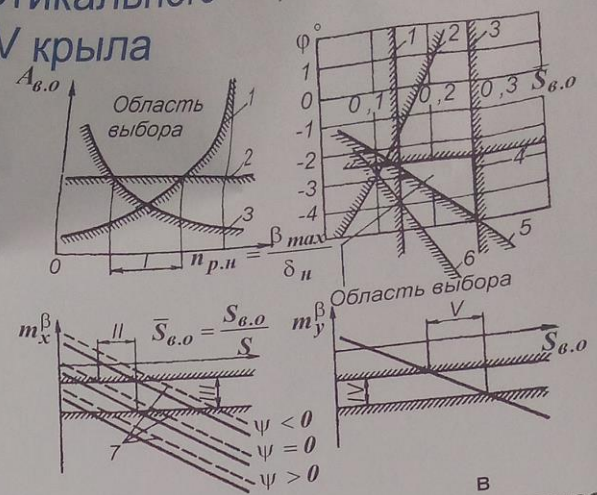
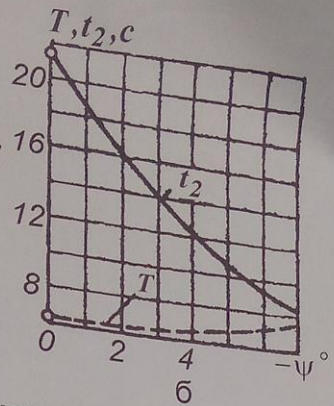
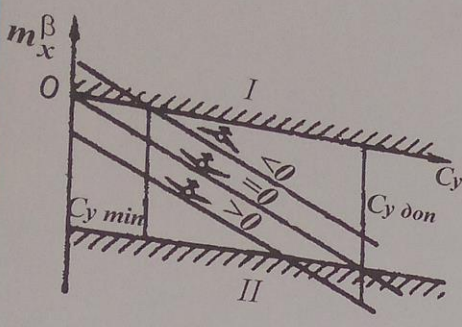


Развитие срыва потока на стреловидном крыле у самолета с верхним размещением горизонтального оперения и характерное протекание зависимости $m_z = f(\alpha)$



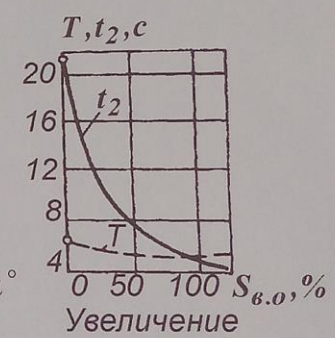
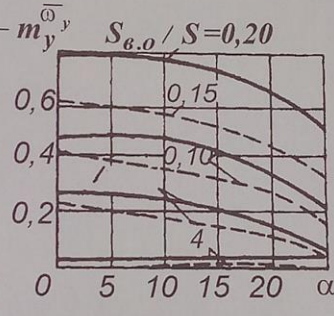
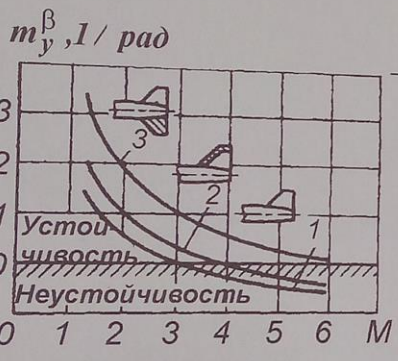
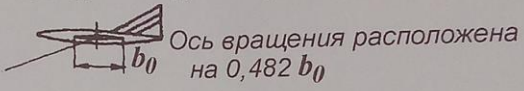
Влияние высоты размещения горизонтального оперения на характер протекания зависимостей $m_z = f(\alpha)$ характер изменения по высоте величины скоса потока и выбор места размещения горизонтального оперения.

Пример изменения скоса потока за крылом при изменении коэффициента подъемной силы крыла и чисел M полета (пунктиром показано изменение скоса в горизонтальном полете); характер изменения коэффициента торможения потока $k_{2.0}$ за крылом и углов атаки оперения при различных положениях по высоте на большой сверхзвуковой скорости ($M=4$; $\alpha=5^\circ$)



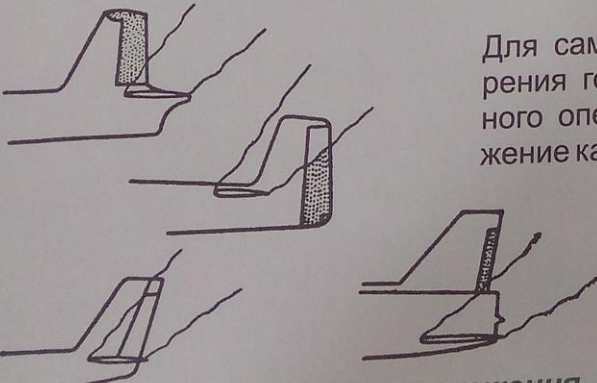
Влияние изменения поперечного V крыла ($\psi \leq 0$) на статические и динамические характеристики самолета в боковом движении: а - характер изменения зависимости $m_x^\beta = f(C_y)$ самолетов со стреловидным крылом; б - изменение характеристик боковой динамической устойчивости самолета Боинг В-47 на режимах захода на посадку, T - период боковых короткопериодических колебаний; t_2 - время уменьшения амплитуды колебаний вдвое; I - зона поперечной неустойчивости; II - зона слишком большой поперечной неустойчивости.

Выбор параметров вертикального оперения (В.О.) и угла поперечного V крыла. а - область выбора коэффициентов статического момента В.О. и эффективной площади руля направления; б - выбор относительной площади В.О.; в - пример построения придельных линий и получения области выбора относительной площади В.О. и угла поперечного V крыла легкого дозвукового самолета со стреловидным крылом.

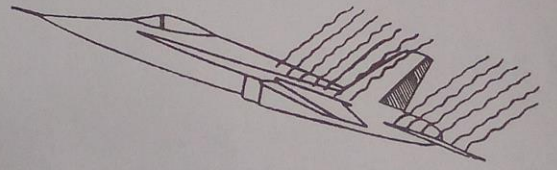


Влияние изменения площади вертикального оперения на статические и динамические характеристики бокового движения самолета: а - изменение путевой статической устойчивости самолета на сверхзвуковых скоростях; б - изменение производной m_y^{ω} , характеризующей демпфирование колебаний рысканья при разных углах атаки, в - изменение характеристик боковой динамической устойчивости самолета В-47 на режимах захода на посадку.

9.2.6. Взаимное размещение горизонтального и вертикального оперений



Для самолетов с Тобразным оперением затенения вертикального оперения горизонтальным не происходит. При расположении горизонтального оперения на фюзеляже надо очень тщательно выбрать его положение как по высоте кормовой части фюзеляжа, так и вдоль него.

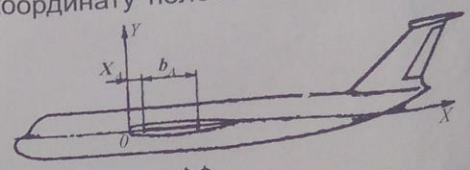


Спутная струя от крыла и стабилизатора самолета F18 при очень большом угле атаки (~ 45°). Рули направления находятся за пределами потоков (заштрихованы)

Пример взаимного расположения вертикального и горизонтального оперений. Эффективная площадь руля направления заштрихована.

Центровочная ведомость самолета

Для расчетов центровки обязательно составить весовую сводку или ведомость. При расчетах центровки в первом приближении за начальные массы принимают массы второго приближения. Подсчитывают деления суммы этих статических моментов на сумму масс и дает координату положения центра масс самолета.



Размещение осей OX и OY при расчете центровки самолета

После подсчетов $\sum(mgx)_i$, $\sum(mgy)_i$ и $\sum(mg)_i$ получают координаты центра масс:

$$x_m = \frac{\sum(mgx)_i}{\sum(mg)_i}, y_m = \frac{\sum(mgy)_i}{\sum(mg)_i}$$

а значение центровки определяем: $\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{\epsilon_A}$

- Положение центра масс самолета по высоте необходимо учесть и в том случае, когда он находится далеко от крыла:
- $$x'_T = \frac{x_T - x_A}{\cos \phi} + [(y_A - y_T) - (x_T - x_A) \tan \phi] \sin \phi$$
- самолеты с прямым крылом - 0,15...0,25;
 - самолеты со стреловидным крылом ($\chi = 30...40^\circ$) - 0,26...0,30;
 - самолеты со стреловидным крылом ($\chi = 50...60^\circ$) - 0,30...0,34;
 - самолеты с треугольным крылом малого удлинения - 0,32...0,36.

После расчетов центровки в первом приближении необходимо иметь следующие значения \bar{x}_T (положение центра масс самолета относительно ϵ_A):

Если такие значения не получены, то следует изменить положение центр масс самолета. Это возможно двумя путями:

а) перемещением отдельных грузов:

$$\Delta \bar{x}_T = \frac{m_i}{m_c} \frac{x_{i0} - x_{i1}}{\epsilon_A}$$

б) перемещением всего фюзеляжа с размещенными в нем грузами относительно крыла;

$$\Delta x_{zp.\phi} = \frac{\Delta x_T^* m_c \epsilon_A}{m_{zp.\phi}}$$

В расчетах центровки первого приближения можно принять:

- а) положение центра массы крыла на $(0,4...0,42)\epsilon_A$;
- б) положение центра масс оперения на $(0,45...0,5)\epsilon_{A_{op}}$;
- в) положение центра масс фюзеляжа приблизительно на 0,5 длины фюзеляжа, если крыло прямое, и на 0,6 длины фюзеляжа, если крыло стреловидное;
- г) центр масс топлива и топливной системы в центре масс площади топливных отсеков крыла на плановой проекции самолета; для топливных отсеков (баков) в фюзеляже подсчитывается объем топлива для каждого бака отдельно. Максимальный объем топлива в крыле (m^3):

$$V_{m.kp} \approx 0,7 \frac{C_{ep} S^{1,5}}{\sqrt{\lambda}}$$

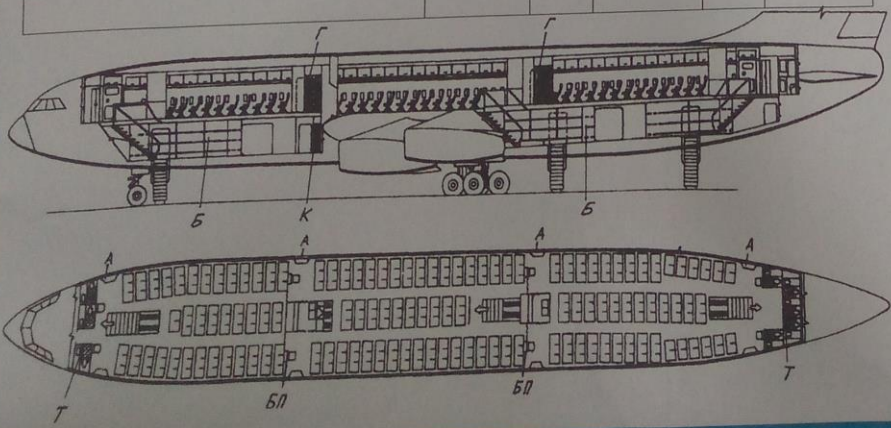
Плотность топлива для ГТД принимается: $\rho_{mon} \approx 800 \text{ кг/м}^3$;

д) массу оборудования для расчетов первого приближения, можно разделить на четыре части:

- радиоэлектронное оборудование;
 - электрооборудование;
 - гидравлическое оборудование;
 - оборудование пассажирских салонов.
- е) масса летчиков 100 кг для военных самолетов и 80 кг для гражданских; бортпроводников 80 кг; масса пассажира зависит от типа самолета, для местных или магистральных линий и других условий в среднем можно принимать массу пассажира 75 кг и его багажа 15 кг.

Центровочная ведомость самолета

Агрегат, груз	$(mg)_i$, даН	x_i , м	$(mgx)_i$, даН·м	y_i , м	$(mgy)_i$, даН·м
I. КОНСТРУКЦИЯ					
Крыло					
Фюзеляж					
Горизонтальное оперение					
Вертикальное оперение					
Переднее шасси (выпущено)					
Переднее шасси (убрано)					
Основные стойки шасси (выпущены)					
Основные стойки шасси (убраны)					
II. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА					
Двигатели средние					
Двигатели крайние					
Гондолы средних двигателей					
Гондолы крайних двигателей					
Топливная система					
III. ОБОРУДОВАНИЕ					
Радио, навигационное, управление, связанное электрическое оборудование					
Гидравлическое и другое оборудование					
IV. СНАРЯЖЕНИЕ					
Летчики					
Бортинженер					
Стюардессы					
Специальное снаряжение					
V. ТОПЛИВО					
Группа I					
Группа II					
.....					
VI. НАГРУЗКА					
Пассажиры					
Багаж					
Боевая нагрузка					
Сумма	$\sum(mg)_i$		$\sum(mgx)_i$		$\sum(mgy)_i$



Компоновка пассажирских и багажных помещений широкофюзеляжного пассажирского самолета Ил-86:

Т - туалеты; Б - багажные помещения; Г - гардеробы; К - кухня; БП - бортпроводники

9.3. Объемномассовая компоновка

9.3.1. Центровка самолета. Основные понятия

Задача расчета центровки самолета состоит главным образом в математическом обосновании компоновочных схем самолета, внутренней компоновки салонов и отсеков, а в области эксплуатации в решении вопросов загрузки самолета.

9.3.2. Значение центровки при проектировании и эксплуатации самолета

Для самолета, владеющего шестью степенями свободы, точное определение его центра масс и создание достаточно широкого диапазона допустимых центровок имеет большое значение, так как центровка существенно влияет на устойчивость и управляемость самолета на земле и в воздухе, а также на простоту пилотирования, надежность и безопасность полета, на экономическую эффективность самолета, оперативность и экономичность эксплуатации.

9.3.3. Требования к центровке дозвуковых пассажирских самолетов при проектировании

Комплекс требований к проектированию пассажирских самолетов включает в себя требования:

- к величине диапазона центровки;
- к запасу устойчивости самолета на земле во время стоянки и движения;
- к влиянию топлива на центровку самолета;
- к минимальным ограничениям при размещении коммерческой нагрузки;
- к последовательности процесса загрузки и разгрузки;
- к центровке самолета при аварийном сливе топлива и сбрасывании грузов в полете;
- к изменению центровки в аварийных ситуациях;
- к эксплуатационным методикам и технической документации по вопросам массы, центровки и загрузки самолетов;
- к автоматическим устройствам для определения массы и центровки самолета.

9.3.4. Расчет центровки в первом приближении

Центр массы (ц.м.) самолета должен быть приведен в такое положение относительно средней аэродинамической хорды крыла b_a , при котором:

- в варианте наиболее заднего положения ц.м. Чтобы обеспечивалось условие:

$$\bar{x}_{T\text{пр.з}} - \bar{x}_F = m_z \frac{C_y}{z_{доп}}$$

- в варианте наиболее переднего положения ц.м., чтобы обеспечивалось условие достаточности отклонения рулей высоты или стабилизатора для балансировки самолета на режиме взлета и посадки при отклоненной механизации крыла.

При расчетах первого приближения можно принять значения $m_z \frac{C_y}{z}$:

- для дозвуковых пассажирских самолетов	- 0,15;
- для сверхзвуковых пассажирских и тяжелых военных самолетов	- 0,05;
- для маневренных самолетов	- 0,03.

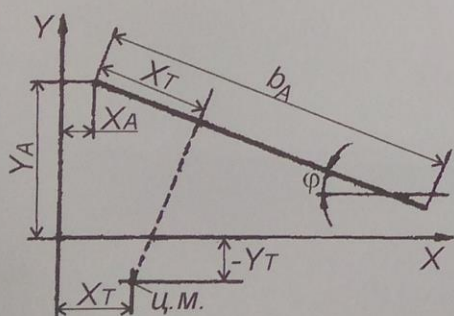
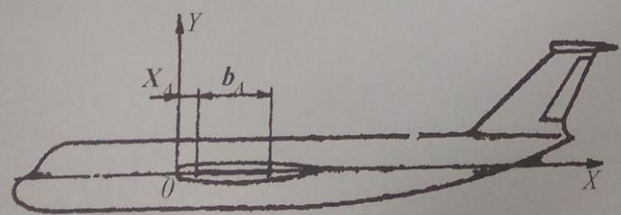


Схема определения центровки при большом расстоянии центра масс самолета от плоскости средней аэродинамической хорды: Φ - угол между b_a и горизонтальной плоскостью XOZ



Размещение осей OX и OY при расчете центровки самолета: x_a - абсцисса носка средней аэродинамической хорды крыла (отрицательная, если носок b_a находится впереди начала координат точки O)

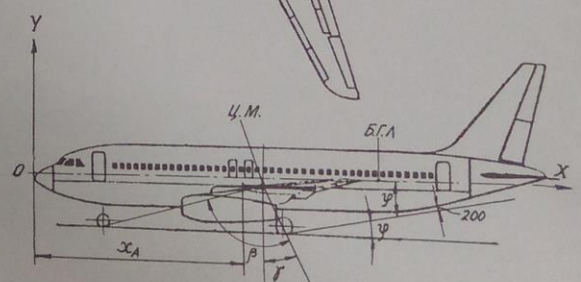
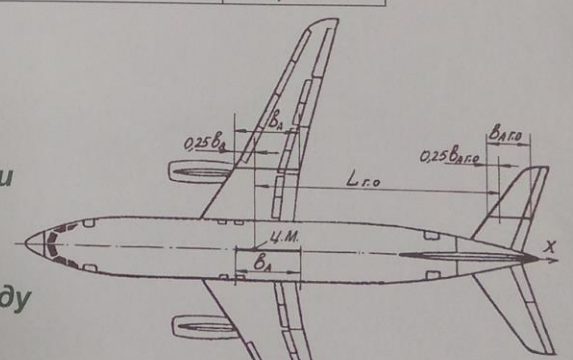


Схема увязывания горизонтального и вертикального оперений, крыла и шасси с фюзеляжем самолета и относительно центра масс самолета

9.3.5. Расчет центровки во втором и последующих приближениях

Этот расчет происходит так:

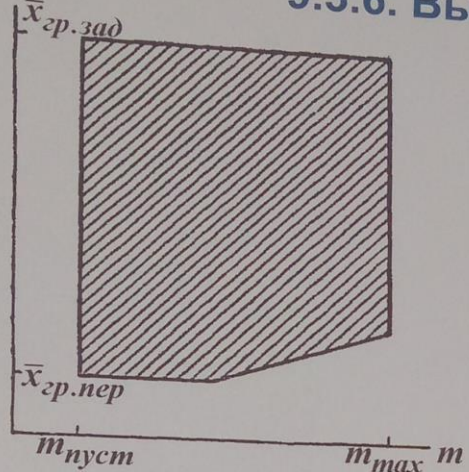
- уточняют весовую сводку самолета с разбивкой на более мелкие группы;
- рассчитывается фокус самолета;
- в соответствии с принятой величиной $m_{z\min}^{Cy}$ пересчитывают центровку для обеспечения необходимого положения центра масс самолета.

Расчет центровки выполняется для следующих основных вариантов:

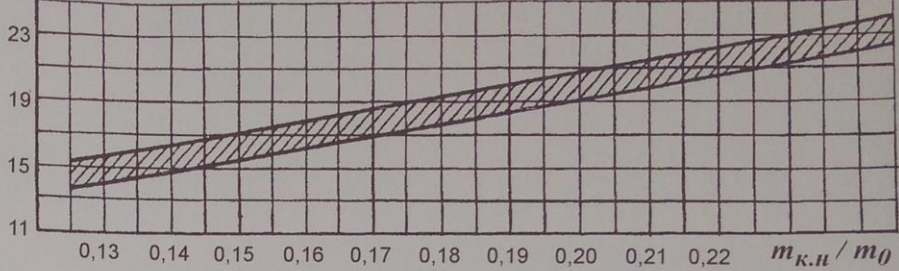
- а) максимально допустимая масса самолета с полной заправкой топливом и соответственно уменьшенной нагрузкой;
- б) максимально допустимая масса самолета с полной нагрузкой (коммерческой или боевой); баки заполнены соответствующим количеством топлива;
- в) самолет с полной заправкой топливом без нагрузки (перегонный вариант);
- г) самолет с полной нагрузкой без топлива (предельный посадочный вариант);
- д) пустой самолет без нагрузки и топлива:
 - со снаряжением (с экипажем);
 - без снаряжения.

9.3.6. Выбор диапазона центровок

$\bar{x}, \%CAХ$



$D_{\bar{x}}, \%CAХ$



Необходимый для эксплуатации диапазон центровок для самолетов с различной грузоподъемностью и дальностью полета

Условий выбора нужного диапазона центровок немного и они противоречивы. К ним относятся:

1. Свобода манипуляций при загрузке самолета, то есть отсутствие жестких ограничений по размещению пассажиров и грузов. В этом отношении отдается предпочтение сосредоточенному размещению пассажиров и контейнеров и меньше - удобно симметричному (в идеальном случае - произвольное размещение пассажиров).
2. Беспрепятственные (из условий центровки) возможности перекомпоновки пассажирских салонов и, в частности, вариации по количеству и классности кресел.
3. Минимальное отклонение центровки самолета при заправке и расходе топлива.
4. Возможность минимальных запасов устойчивости ради экономии используемого топлива.

Графическое выражение центровок в функции взлетной массы (срезанная зона неиспользованных центровок для уменьшения величины нагрузок на оперение и на фюзеляж от Г.О.)

Пути выполнения этих условий:

- а) создание широкого диапазона центровок;
- б) достижение такого положения ц.т. пустого снаряженного самолета (с экипажем), которое находилось бы вблизи точки, которая лежит в центре диапазона центровок;
- в) определение положения диапазона центровок по длине b_A .

9.3.7. Определение величины средней аэродинамической хорды

b_A - это хорда прямоугольного крыла, эквивалентная данному крылу по моментным характеристикам относительно поперечной оси Z, которая проходит через начало корневой хорды данного крыла). В общем случае:

$$e_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} e^2(z) dz, \text{ а ее начало относительно оси Z: } x_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} x(z) e(z) dz$$

В том случае, если крыло имеет большое поперечное V:

$$y_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} y(z) e(z) dz$$

Если крыло имеет геометрическую крутку концевой хорды относительно корневой, то угловое положение относительно хорды корневого сечения определяется так:

$$\varphi_A = \frac{2}{S} \int_0^{l/2} \varphi(z) e(z) dz$$

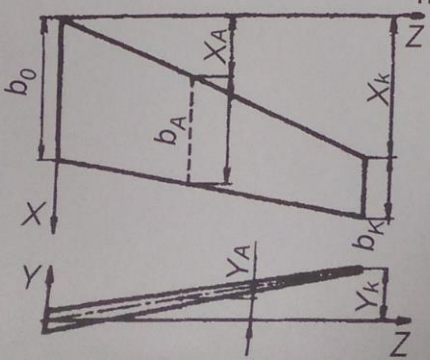


Схема расчета b_A для трапецевидного крыла

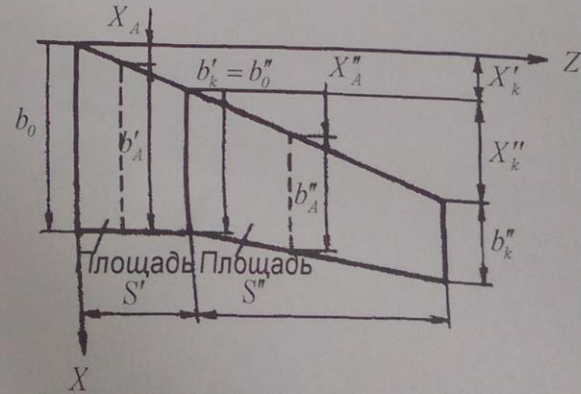
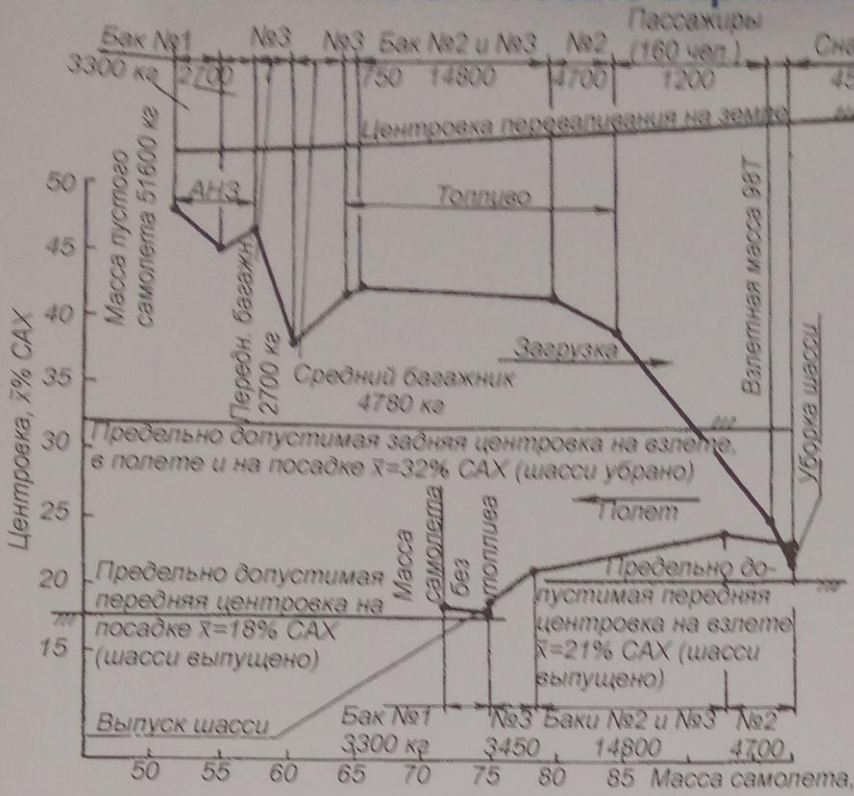
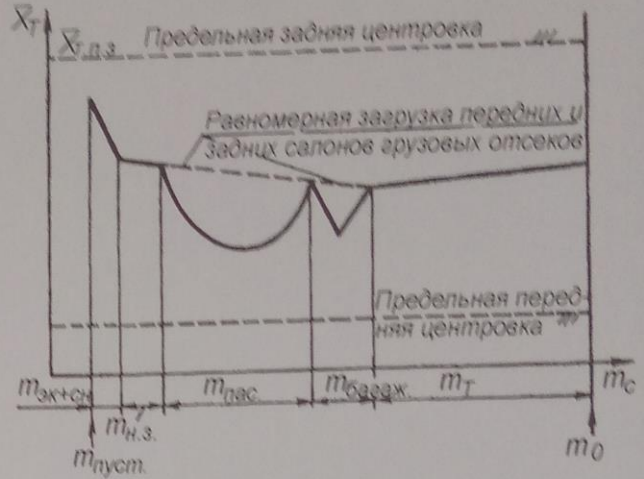


Схема расчета b_A для составного крыла



Некоторые компоновки самолетов имеют отличительные особенности центровок. Характерны центровки больших пассажирских самолетов в зависимости от места установки двигателей.



Центровочный график самолета с двигателями на хвостовой части фюзеляжа

Центровочный график самолета с двигателями под крылом

9.3.9. Расчет моментов инерции самолета

Знание величин моментов инерции необходимо для расчета устойчивости и управляемости самолета, расчета инерционных нагрузок, возникающих в процессе вращения самолета, для решения задач проектирования шасси, рулей управления и т. п.

Для расчета осевых моментов инерции, например относительно оси X, пользуются зависимостью:

$$I_x = \int_v r_x^2 dm \approx \sum_{i=1}^n r_{xi}^2 \Delta m_i$$

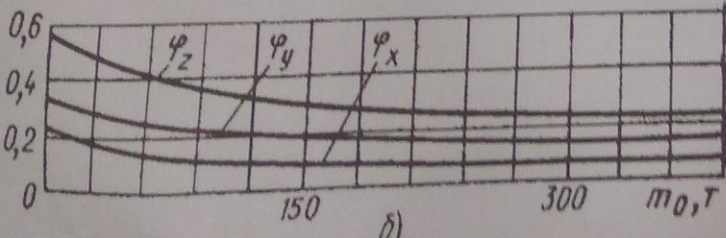
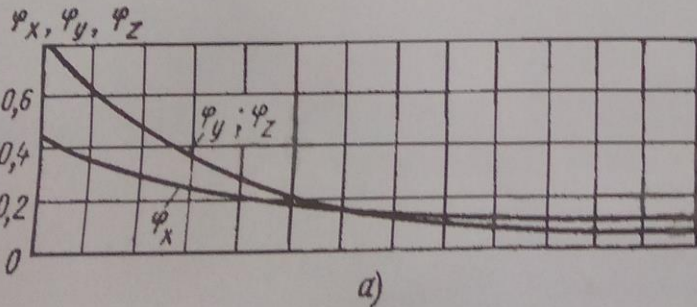
где I_x – момент инерции тела относительно оси X; dm – элементарная масса тела; v – объем тела; Δm_i – масса конечного элемента тела; r_x, r_{xi} – расстояния элементарной и конечной масс оси X.

Для расчета моментов инерции относительно осей X, Y, Z пользуются центровочными сведениями. В первом приближении осевые моменты инерции самолета можно найти из

$$I_x = \frac{m_0 l^2}{12} \varphi_x; \quad I_y = \frac{m_0}{12} (l^2 + l_\phi^2) \varphi_y;$$

$$I_z = \frac{m_0 l_\phi^2}{12} \varphi_z$$

где m_0 – взлетная масса самолета, кг; l – размах крыла, м; l_ϕ – длина фюзеляжа, м; $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – коэффициенты, определяются из графиков.



Коэффициенты для расчета моментов инерции самолета: а) обычные самолеты; б) самолеты с вертикальным взлетом и посадкой

Важной задачей объемно-весовой компоновки есть размещение экипажа. Службная кабина, или кабина экипажа, размещается в передней носовой части фюзеляжа. Ее размеры и компоновка зависят от состава экипажа.

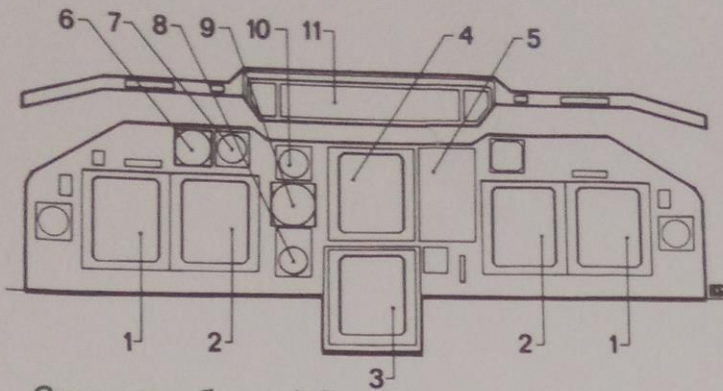
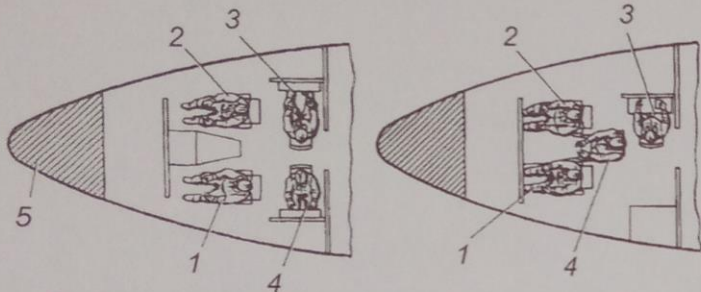


Схема приборной доски самолета Ту204:

1 - монитор параметров и режимов полета, 2 - навигационный экран (карта полета), 3 - экран контроля бортовых систем, 4 - монитор представления параметров работы двигателей, 5 - панель управления приборами контроля работы двигателей, 6 - радиовысотомер, 7 - вариометр (измеритель вертикальной скорости), 8 - указатель курса, 9 - авиагоризонт, 10 - барометрический измеритель высоты, 11 - пульт контроля и управления автоматическими системами управления полетом

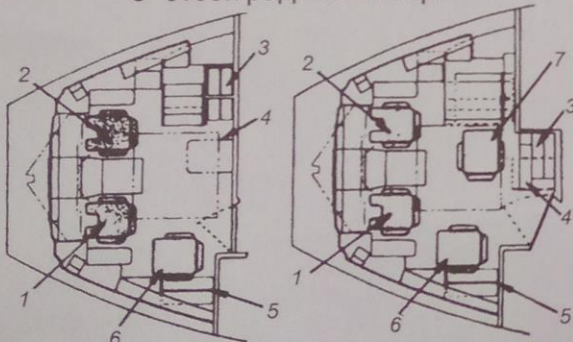
Вариант 1

Вариант 2



Возможные схемы размещения экипажа в службной кабине:

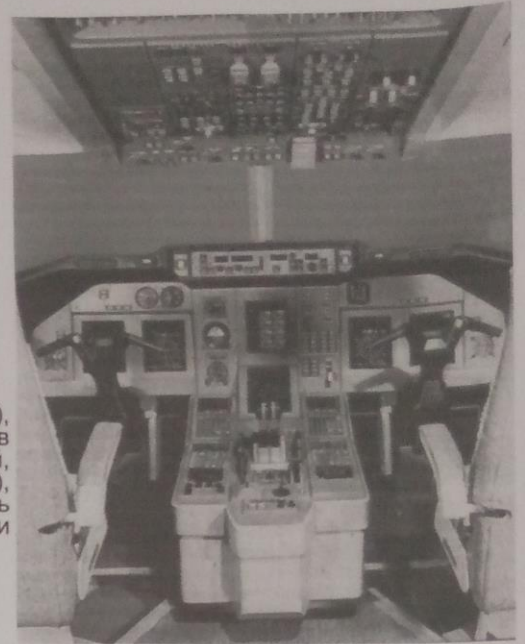
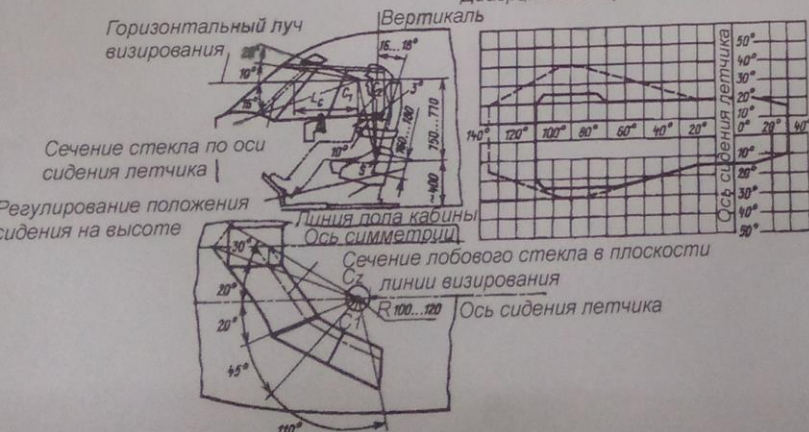
1 - первый пилот (командир воздушного судна); 2 - второй пилот; 3 - бортинженер; 4 - штурман; 5 - отсек радиолокатор.



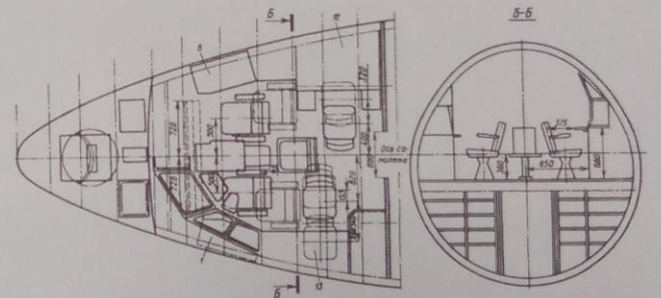
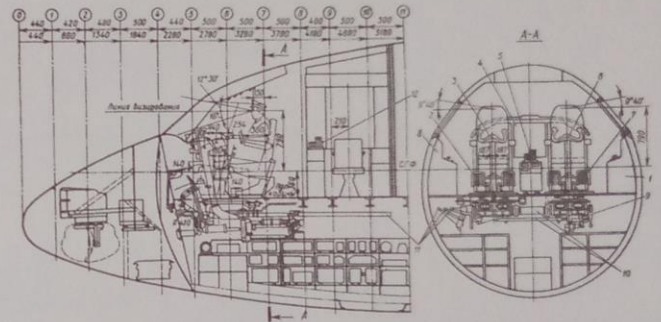
Компоновка кабины экипажа (слева - экипаж из двух человек, справа экипаж из трех человек):

1 - первый пилот (командир); 2 - второй пилот; 3 - шкаф-гардероб; 4 - место второго наблюдателя-инспектора (по требованию); 5 - шкаф; 6 - место первого наблюдателя-инспектора; 7 - бортинженер.

Диаграмма обзора (для первого летчика)



Кабина пилотов самолета Ту204



Компоновка носовой части фюзеляжа и кабины экипажа магистрального пассажирского самолета Ту154:

1- левый пульт пилота, 2 - педали левого пилота (командира корабля), 3 - штурвал левого пилота, 4 - доска приборов пилотов, 5 - центральный пульт пилотов из РУД, 8 - правый пульт пилота, 9 - элементы проводки управления под полом кабины, 10 - тяги связи управления левого и правого пилотов, 11- выход тяг к органам управления, 12 - пульт бортового инженера из РУД, 13 - доска приборов штурмана.

Обзор из кабины летчика, необходимый по Нормам летной годности пассажирских самолетов:

C_1 - положение глаза летчика при взлете и во время посадки самолета; C_2 - положение глаза летчика в крейсерском полете.

— - зона обязательного обзора,
 - - - - зона желательного обзора.

9.4. Конструктивно-силовая компоновка

9.4.1. Задача конструктивно-силовой компоновки

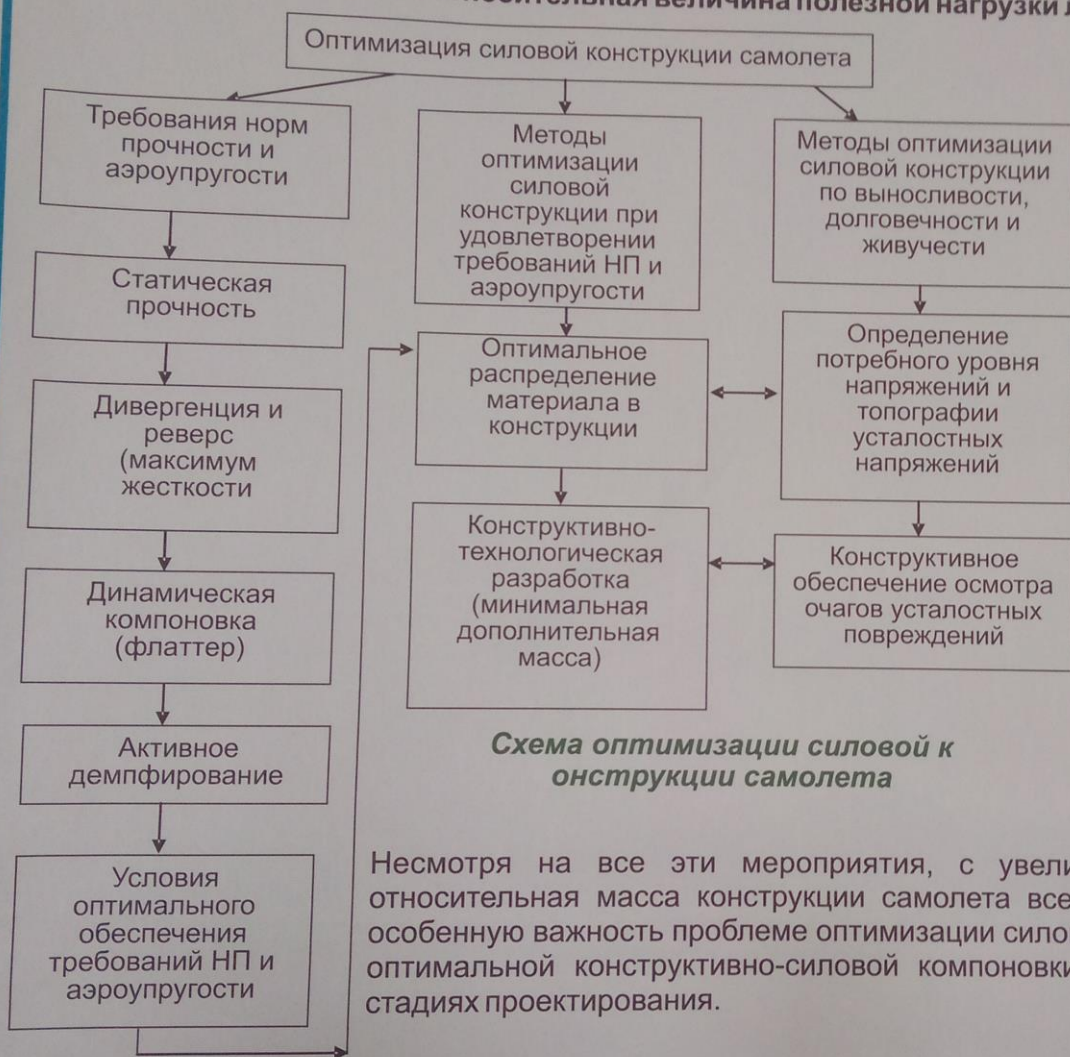
33

Основной задачей конструктивно-силовой компоновки является создание или выбор таких силовых схем частей самолета, в которых обеспечивались бы:

- минимальная масса конструкции частей самолета и всего самолета в целом;
- органическое объединение (соединение) силовых элементов конструкции и полезных объемов внутри и снаружи этой конструкции, используемых для размещения целевой нагрузки, экипажа, оборудования, силовой установки;
- учет требований производственной и эксплуатационной технологичности;
- необходимая жесткость конструкции с учетом динамической нагрузки и средств демпфирования в целях статической и динамической стойкости конструкции в воздушном потоке;
- получение нужного ресурса и безопасности при локальных разрушениях от усталости.

9.4.2. Закон "квадрата-куба" и проблема оптимизации силовой конструкции самолета

При увеличении линейных размеров самолета взлетная масса возрастает пропорционально квадрату коэффициента линейного увеличения, а масса силовой конструкции кубу коэффициента линейного увеличения и относительная величина полезной нагрузки линейно уменьшается.



Причины, сдерживающие рост массы:

- применение все более совершенных силовых схем отдельных частей самолета и создание оптимальных конструкций с меньшей массой дополнительных несилевых частей этих конструкций;
- применение новых материалов с большим уровнем допустимых напряжений (если этот уровень допускается требованиями прочности от усталости);
- совершенствование методов расчетов самолета на статическую, динамическую и усталостную прочность;
- совершенствование методов уменьшения аэродинамических нагрузок.

Схема оптимизации силовой конструкции самолета

Несмотря на все эти мероприятия, с увеличением размеров самолета относительная масса конструкции самолета все-таки возрастает. Это придает особую важность проблеме оптимизации силовой конструкции и выполнению оптимальной конструктивно-силовой компоновки самолета на самых ранних стадиях проектирования.

9.4.3. Учет производственной и эксплуатационной технологичности при конструктивно-силовой компоновке самолета

Одновременно с процессом конструктивно-силовой компоновки ведется разработка директивной технологии изготовления частей самолета и сборки самолета в целом, так как технологические процессы, которые выбираются, могут определить и особенности силовой схемы конструкции.

В процессе конструктивно-силовой компоновки должны обеспечиваться эксплуатационный подход (доступ) в зоны, где размещены агрегаты и проводка систем оборудования и управления самолетом, и подход к участкам конструкции, которые следует осматривать в процессе эксплуатации самолета. Это требует создания соответствующих люков или съемных панелей в конструкции самолета, кроме люков, обеспечивающих размещение целевой нагрузки (для пассажирских самолетов кроме входной и служебной двери, багажных и аварийных люков и оконных проемов).

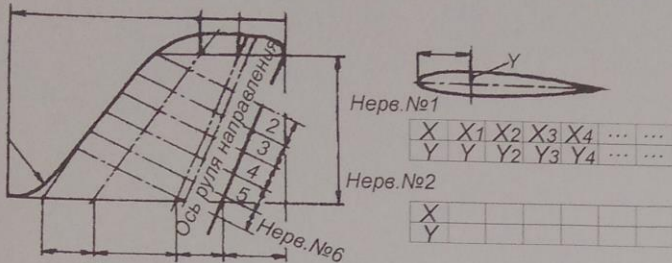
10. УВЯЗКА ФОРМЫ И ПОСТРОЕНИЯ ВНЕШНИХ ОБВОДОВ САМОЛЕТА

10.5.1. Увязка форм самолета

Формирование, построение внешних обводов самолета обычно проводится в два этапа. На первом этапе происходит предварительная увязка формы и определяется положение основных конструктивных элементов агрегатов, на втором - выполняется окончательное задание форм агрегатов в теоретическом чертеже с помощью разных математических методов.

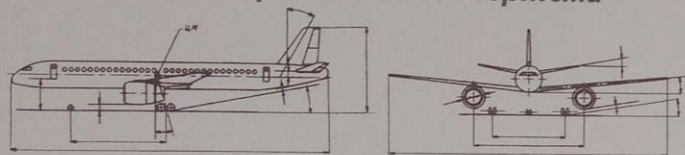
Построение теоретического чертежа

После того, как определен математический метод описания поверхности и с его помощью заданы и рассчитаны на ЭВМ обводы агрегата самолета, можно приступить к оформлению теоретического чертежа.

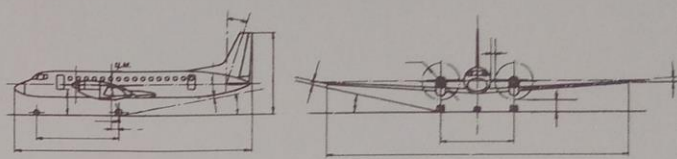


Пример теоретического чертежа

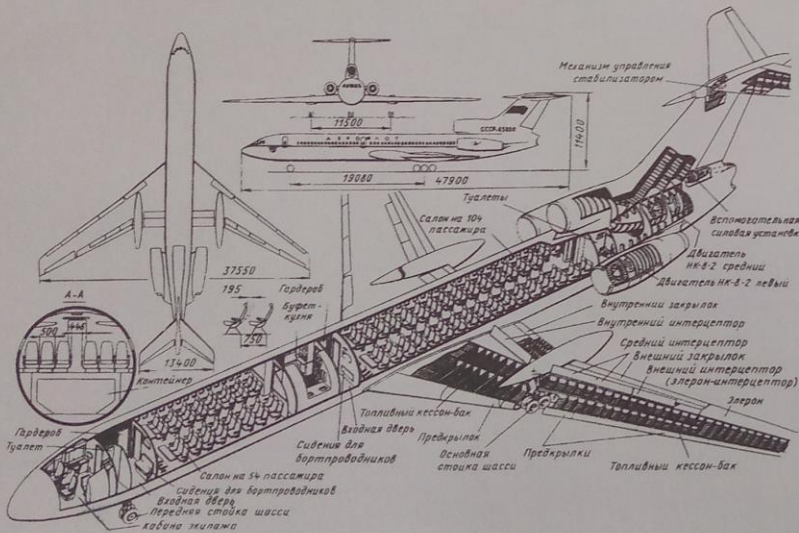
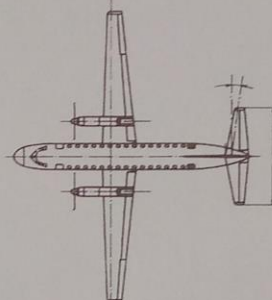
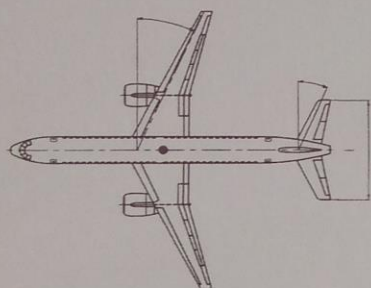
В современных условиях передача обводообразующей документации из конструкторских бюро в серийное производство происходит через машинные (магнитные) носители графической информации (программоносители), которые содержат математические и цифровые модели поверхности и позволяют не только автоматически начертить контуры агрегата, но и изготовить его детали на станках с числовым программным управлением.



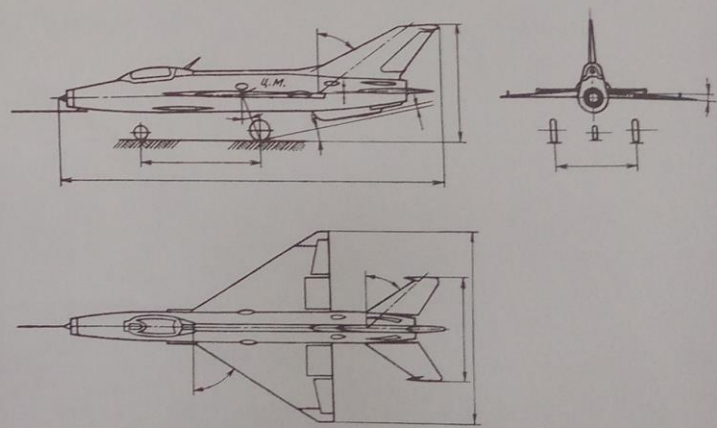
Общий вид пассажирского самолета с ТРДД



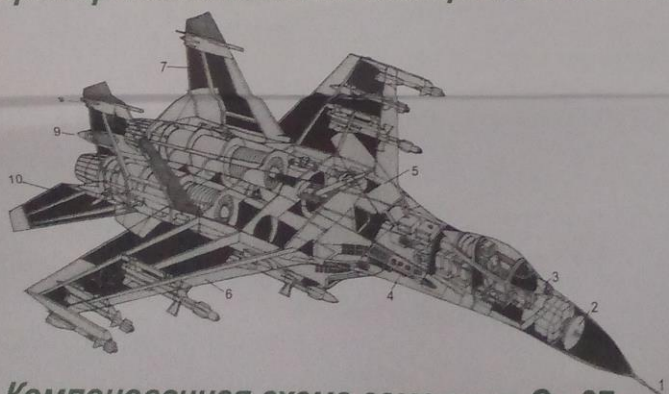
Общий вид пассажирского самолета с ТВД



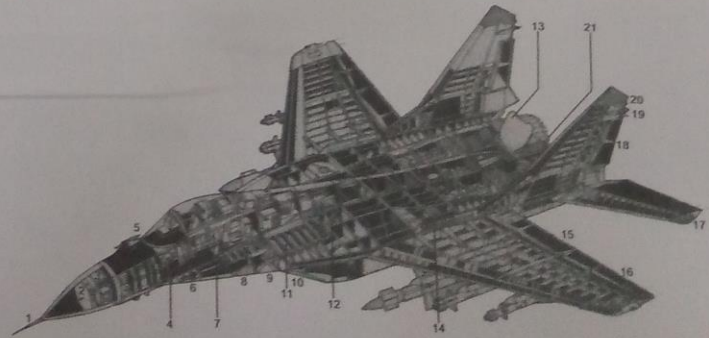
Пример компоновки пассажирского самолета Ту-154



Общий вид самолета-истребителя



Компоновочная схема самолета Су-27



Компоновочная схема самолета МиГ-29

В силовую установку самолета входят: двигатели с их агрегатами и системами; входные устройства (воздухозаборники); топливная система.

Типы авиационных двигателей. Для силовой установки современных самолетов применяются следующие типы двигателей: поршневые двигатели внутреннего сгорания (ПД); воздушно-реактивные двигатели (ВРД); жидкостно-реактивные двигатели (ЖРД).

Поршневые двигатели в настоящее время устанавливаются только на очень легких самолетах (спортивных, туристических, сельскохозяйственных и т.д.), ибо маломощный поршневой двигатель лучше маломощного воздушно-реактивного по удельному расходу топлива.

Жидкостно-реактивные двигатели применяются на воздушно-космических самолетах, а ранее устанавливались на экспериментальных самолетах.

Наибольшее распространение в современной авиации имеют **ВРД** - газотурбинные (ГТД) и прямоточные воздушно-реактивные (ПВРД). Последние могут найти применение в гиперзвуковых самолетах со скоростью полета, соответствующей числу $M > 4$.

ГТД, в свою очередь, делятся на:

- турбореактивные (ТРД), применявшиеся на реактивных самолетах первого поколения, сейчас не используются;
- турбореактивные с форсажной камерой (ТРДФ), устанавливаемые на сверхзвуковых самолетах, сейчас не используются;
- двухконтурные турбореактивные (ТРДД);
- двухконтурные турбореактивные с форсажной камерой (ТРДДФ);
- турбовинтовые (ТВД), применявшиеся на дозвуковых самолетах, сейчас устанавливаются на сравнительно легких самолетах;
- турбовинтовентиляторные (ТВВД), используются на тяжелых самолетах.

Наибольшее распространение в современной авиации имеют двухконтурные двигатели. Степенью двухконтурности m двигателя называется отношение расхода воздуха через второй контур к расходу воздуха через первый (внутренний) контур. ТРДД современных дозвуковых самолетов (всех типов) имеют степень двухконтурности $m = 3...6$ и более. ТРДДФ устанавливаются на современных сверхзвуковых самолетах (истребители всех типов и др.). Они характеризуются значительно меньшей степенью двухконтурности: $m = 0,3...0,7$ для истребителей и $m = 1...2$ для бомбардировщиков.

Характеристики авиационных двигателей. Основными характеристиками авиационных двигателей, по которым осуществляется их сравнительная оценка уже на этапе предварительного проектирования (в том числе при выборе схемы) самолета, являются:

- удельная сила тяги $P_{уд}$, даН·с/кг;
- удельный расход топлива C_P , кг/(даН·ч);
- высотно-скоростные характеристики - полная сила тяги $P = f(H; M)$ и удельный расход топлива $C_P = f(H; M)$;

- удельный вес $\gamma_{дв}$.

Эти характеристики определяются главным образом следующими важнейшими газодинамическими параметрами двигателя:

- температурой газа перед турбиной $T_{г^*}$, К;
- суммарной степенью повышения давления (степенью сжатия) в компрессоре $\pi_{к^*}$;
- степенью двухконтурности двигателя m .

В период предварительного проектирования самолета характеристики двигателя для стартовых условий ($H=0$; $M=0$) можно определять следующим образом.

Для ТРДД, а также ТРДДФ (режим без форсажа):

- удельная сила тяги, даН·с/кг, $P_{уд0} = \xi_{\tau} T_{г^*} (1 + 0,05m - \sqrt{0,15m})$;

где $\xi_{\tau} = (0,052...0,054)$ - статистический коэффициент, учитывающий влияние относительного расхода топлива, относительного расхода воздуха, охлаждающего турбину, скорость истечения газа из сопла, коэффициент потерь в сопле, атмосферное давление воздуха на высоте полета, КПД компрессора, КПД турбины и другие газодинамические параметры;

- удельный расход топлива, кг/(даН·ч), $C_{P0} = \xi_{\tau} \frac{\sqrt{T_{г^*}}}{\pi_{к0}^{0,25}} (1 + 0,05m - \sqrt{0,14m})$,

где $\xi_{\tau} = (0,051...0,053)$ - статистический коэффициент; $\pi_{к0} = \pi_{к^*}$ при $H = 0$; $M = 0$.

Для ТРДДФ (полный форсаж):

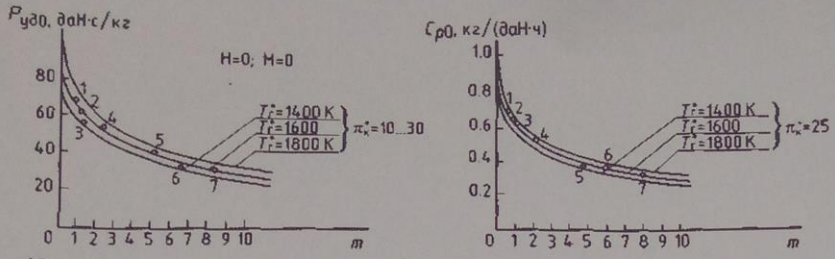
- удельная сила тяги $P_{уд0\phi} = \xi_{\tau} (T_{\phi^*} + T_{г^*}) (1 - 0,12m)$;

- удельный расход топлива $C_{P\phi} = \xi_{\tau} \frac{T_{\phi^*} - 0,2T_{г^*}}{T_{\phi^*} + T_{г^*}} (1 + 0,18m + 0,01m^2)$,

где $\xi_{\tau} = 0,029...0,031$ - статистический коэффициент; $\xi_{\tau} = 3,8...3,9$ - статистический коэффициент; T_{ϕ^*} , $T_{г^*}$ - температура газа соответственно на выходе из общей форсажной камеры и перед турбиной первого контура, К; для современных ТРДДФ $T_{г^*} < T_{\phi^*} < 2400$ К.

Включение форсажной камеры ТРДДФ приводит к существенному увеличению удельной силы тяги, а, следовательно, полной силы тяги двигателя на 30...60%, однако при этом удельный расход топлива увеличивается более чем на 200...250%. Поэтому полный форсаж двигателя включается на непродолжительное время: взлет; набор высоты и ведение воздушного боя.

Влияние T_r^* и m на $P_{уд0}$ и C_{p0} ТРДД и ТРДДФ (без форсажа)

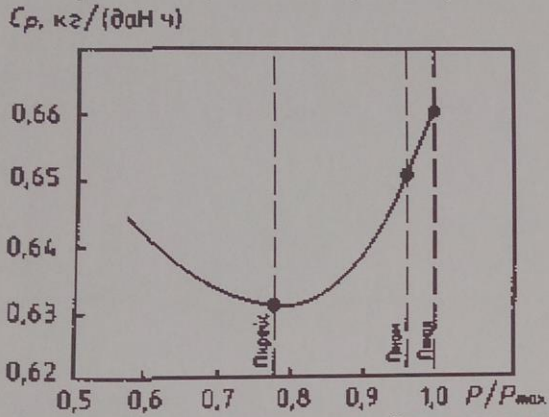


- 1 - F-100-PW ($T_r^*=1640$ К, $\pi_{k^*}=25$, $m=0,7$), F-15, F-16;
- 2 - RB-199 ($T_r^*=1600$ К, $\pi_{k^*}=23$, $m=1$), Торнадо;
- 3 - TF-30P ($T_r^*=1410$ К, $\pi_{k^*}=17$, $m=1,1$), F-111;
- 4 - F-101-GE ($T_r^*=1647$ К, $\pi_{k^*}=27$, $m=2,1$), B-1;
- 5 - CA6-80C ($T_r^*=1595$ К, $\pi_{k^*}=26$, $m=4,7$), B747-200B;
- 6 - TF-34GE ($T_r^*=1500$ К, $\pi_{k^*}=21$, $m=6,2$), A-10;
- 7 - TF-39 ($T_r^*=1589$ К, $\pi_{k^*}=26$, $m=8$), C-5A

Когда самолет после набора высоты переходит в крейсерский полет, двигатель переводится, естественно, на крейсерский режим работы: снижаются частота вращения ротора $\pi_{кр}$ и удельный расход топлива C_p .

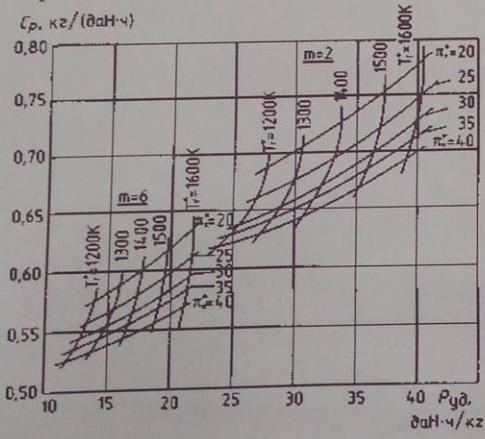
Повышение величины π_{k^*} приводит к снижению удельного расхода топлива, тогда как на удельную тягу этот параметр оказывает слабое влияние.

Дроссельная характеристика ТРДД при $m = 5$, $H = 11$ км, $M = 0,85$

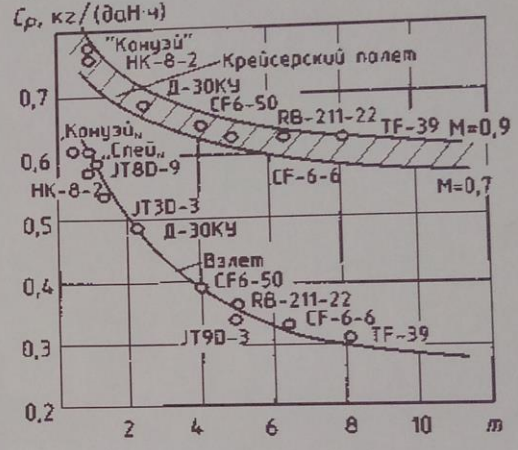


$\pi_{кр}$ - частота вращения ротора при крейсерском режиме;
 $\pi_{ном}$ - частота вращения при нормальном режиме;
 $\pi_{мах}$ - максимальная частота вращения)

Крейсерские характеристики ТРДД при числе $M = 0,85$, $H = 11$ км



Влияние степени двухконтурности ТРДД на удельный расход топлива при взлете и в крейсерском полете на высоте $H = 11$ км



Высотно-скоростные характеристики двигателя (ВСХ) используются для расчета взлетно-посадочных характеристик самолета, набора высоты полета, характеристик маневренности и других характеристик проектируемого самолета.

На ранних этапах проектирования самолета, когда еще не выбран конкретный двигатель, ВСХ можно определить по следующим зависимостям (для гипотетических ВРД).

Для ТРДД и ТРДДФ (при выключенном форсаже):

для удельной силы тяги

$$\frac{P}{P_0} = \frac{\sigma_{вх}^{1,25} (1 - 0,18M^{1,2} m^{0,65})}{\left(\frac{T_H}{T_{H=0}}\right)^{0,35M}} \left(1 - \frac{\pi_{к0}^{0,2} M}{\kappa_1 T_r^{*0,4}}\right) \times \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 - M^{5,3} 10^{-3}\right)^3 \Delta \kappa_4^*$$

$$\kappa_4^* = \frac{1 - 0,1mM(1 - 0,6M)}{1 - 0,74M^{1,5}(1 - \Delta)}$$

для удельного расхода топлива

$$\frac{C_p}{C_{p0}} = \frac{(\kappa_2 - T_H^* 10^{-3}) (1 - M^3 10^{-3})}{\kappa_3 \sigma_{вх}^{0,25} \left(1 - \frac{\pi_{к0}^{*0,2} M}{\kappa_1 T_r^{*0,4}}\right)} \times \left(1 + 0,162m\Delta^{0,4} M^{1,7}\right) \left(\frac{T_H}{T_{H=0}}\right)^{0,5M}$$

$\sigma_{вх}$ - коэффициент восстановления полного давления на входе в двигатель; M - число Маха на высоте и скорости полета; T_H - температура воздуха на высоте полета по международной стандартной атмосфере (МСА); $T_H^* = T_{H1} + 0,2M^2$ - температура полного торможения (на входе в компрессор) на высоте полета H , К; $\kappa_1 = 0,360...0,362$ - статистический коэффициент; $k = 1,4$ - показатель адиабаты для воздуха; $\Delta = \rho / \rho_0$ - относительная плотность воздуха на высоте полета (по МСА); $\kappa_2 = 1,21...1,23$ - статистический коэффициент; $\kappa_3 = 0,92...0,94$ - статистический коэффициент.

Для ТРДДФ (на полном форсаже):
для удельной силы тяги

$$\frac{P_{\Phi}}{P_{0\Phi}} = \sigma_{вх}^{1,25} (1 + 0,2M^2 - M^{5,3} \cdot 10^{-3})^3 \Delta \times \frac{\sqrt{T_{\Phi}^* (8,17 + M^{1,5} - 0,05M^{3,5}) \kappa_4 - Ma}}{g \xi_T (T_{\Phi}^* + T_T^*) (1 - 0,04mM)}$$

для удельного расхода топлива

$$\frac{C_{P\Phi}}{C_{P0\Phi}} = \frac{g \xi_T (T_{\Phi}^* + T_T^*) (T_{\Phi}^* - T_H^*)}{\sigma_{вх}^{0,25} (T_{\Phi}^* - 288K) (1 + 0,05m^{1,2}M)} \times \frac{1}{\sqrt{T_{\Phi}^* (8,17 + M^{1,5} - 0,05M^{3,5}) \kappa_4 - Ma}}$$

T_{Φ}^* - температура газа на выходе из форсажной камеры, К; $\kappa_4 = 2,95 \dots 3,05$; a - скорость звука на высоте полета, м/с; $\xi_T = 0,029 \dots 0,031$ статистический коэффициент.

Удельный вес двигателя характеризует его весовое совершенство $\gamma_{дв} = G_{дв} / P_{0(\Phi)}$, где $G_{дв}$ - сухой вес двигателя; $P_{0(\Phi)}$ - максимальная стартовая сила тяги двигателя; для ТРДДФ - на полном форсаже.

Влияние газодинамических параметров двигателя на его удельный вес определяется функциональной зависимостью $\gamma_{дв} = f(P_{уд}, T_T^*, m; \pi_{\kappa_0}, \dots)$.

Для двигателей типа ТРД(Д):
$$\gamma_{дв} = \frac{\kappa_c \kappa_{\gamma} \sqrt{\pi_{\kappa_0}}}{P_{уд0} \sqrt{T_T^{*3}} (10 + m)}$$

где κ_c - статистический коэффициент, учитывающий тип сопла, $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла без реверса тяги; $\kappa_c = 1,15 \dots 1,25$ для сопла с реверсом тяги; $\kappa_{\gamma} = (1,0 \dots 1,05) \cdot 10^6$ - статистический коэффициент.

Следует отметить, что параметры $P_{уд0}$, m и T_T^* связаны между собой.

Для двигателей типа ТРД(Д)Ф:
$$\gamma_{дв} = \frac{\kappa_c \kappa_{\gamma} (25 + \sqrt{\pi_{\kappa_0}})}{P_{уд0} \sqrt{T_T^{*3}} (7,5 + m)}$$

Где $\kappa_{\gamma} = (2,3 \dots 2,5) \cdot 10^5$ даН·К^{3/2}/кг/с; $\kappa_c = 0,85 \dots 0,95$ для сужающегося регулируемого сопла; $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сужающе-расширяющегося регулируемого сопла; $\kappa_c = 1,0 \dots 1,1$ для регулируемого сопла с реверсом тяги; $\kappa_c = 1,10 \dots 1,20$ для регулируемого плоского сопла с отклоняемым вектором тяги.

Для современных ТРДД удельный вес $\gamma_{дв} = 0,16 \dots 0,18$, а для ТРДДФ $\gamma_{дв} = 0,1 \dots 0,12$.

Габаритные размеры двигателя - максимальные длина и диаметр двигателя определяют размеры двигательной gondoly или хвостовой части фюзеляжа (если двигатель установлен внутри фюзеляжа).

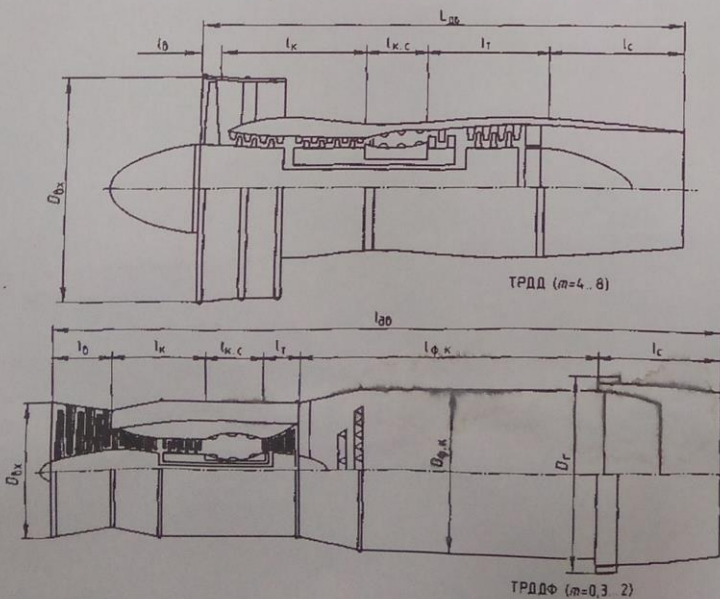
Полную длину $L_{дв}$ современного авиационного двигателя типа ТРДДФ можно представить в виде суммы длин основных его агрегатов.

Очевидно, наибольшее количество агрегатов будет иметь двигатель типа ТРДДФ:

$$L_{дв} = l_{в} + l_{\kappa} + l_{\kappa,c} + l_T + l_{\Phi,\kappa} + l_c$$

где $l_{в}$ - длина вентилятора (компрессора низкого давления); l_{κ} - длина компрессора (промежуточного и высокого давления); $l_{\kappa,c}$ - длина камеры сгорания; l_T - длина турбины (суммарная); $l_{\Phi,\kappa}$ - длина форсажной камеры; l_c - длина сопла.

Схемы компоновок наиболее распространенных авиационных двигателей



Для бесфорсажных двигателей типа ТРДД длина двигателя зависит от максимальной стартовой тяги, температуры газа перед турбиной и степени двухконтурности двигателя:

$$L_{дв} = f(P_0, T_T^*, m, \dots); \quad L_{дв} = \kappa_l \kappa_c \frac{\sqrt{P_0}}{T_T^* (10 + \sqrt{m})}$$

где $\kappa_l = (5,58 \dots 5,62) \cdot 10^2$ - статистический коэффициент, связывающий газодинамические параметры с длиной двигателя; $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла без реверса тяги; $\kappa_c = 1,15 \dots 1,25$ для сопла с реверсом тяги.

Для двигателей типа ТРДДФ зависимость имеет вид:

$$L_{дв} = \kappa_l \kappa_{\Phi} \kappa_c \frac{P_0^{2/3}}{T_T^* (10 + m)}$$

где $\kappa_{\Phi} = (1,4 \dots 1,5) \cdot 10^2$; $\kappa_{\Phi} = P_{0\Phi} / P_0$ - степень форсирования двигателя; $\kappa_{\Phi} = 1,4 \dots 1,6$ при $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для регулируемого сопла; $\kappa_{\Phi} = 1,05 \dots 1,15$ для регулируемого сопла с реверсом тяги; $\kappa_c = 1,15 \dots 1,25$ для сопла с отклоняемым вектором тяги.

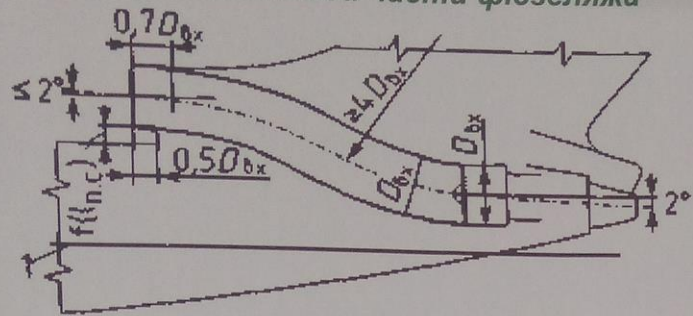
При расчете центровки самолета необходимы координаты центра тяжести двигателя. Положение центра тяжести (от входа) можно принимать:

$$x_{ц.т} = \kappa_{ц.т} L_{дв}$$

где $\kappa_{ц.т}$ - статистический коэффициент; $\kappa_{ц.т} = 0,4 \dots 0,5$ для ТРД; $\kappa_{ц.т} = 0,3 \dots 0,4$ для ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ.

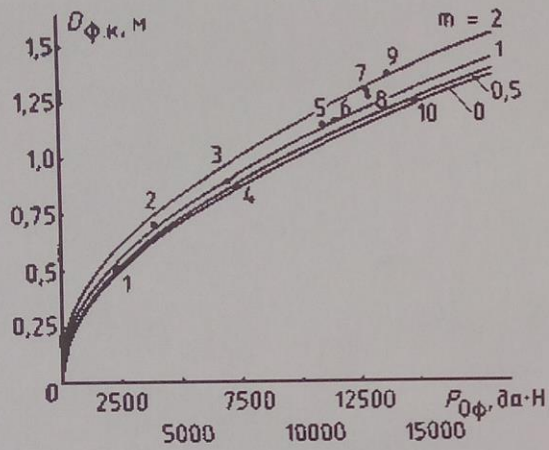
Максимальный диаметр $D_{вх}$ двигателей ТРД и ТРДД - на входе в компрессор (вентилятор), а максимальный диаметр $D_{ф.к}$ ТРДФ и ТРДДФ - по форсажной камере. Величины $D_{вх}$ и $D_{ф.к}$ определяют диаметр не только gondoly двигателя, но и воздушного канала внутри фюзеляжа, если двигатель расположен в фюзеляже.

Пример установки двигателя (ТРДД) внутри хвостовой части фюзеляжа



$D_{вх}$ - диаметр двигателя по входу; $f(l_{п.с})$ - размер, зависящий от длины поверхности образования пограничного слоя; 1 - пол в пассажирской кабине

Зависимости $D_{ф.к}$ от стартовой тяги $P_{0ф}$ на полном форсаже двигателей



- 1 - 85-GE, F-5E; 2 - МК.804 Адур, "Ягуар"; 3 - RB.199, "Торнадо";
- 4 - F-404-GE, F-18; 5 - F-100ПУ, F-15, F-16; 6 - TF-30 ПУ, F-111F;
- 7 - RM-8B, "Вигген"; 8 - F-401 ПУ, F-14B; 9 - F-101-GE, B-1;
- 10 - J58 ПУ, SR-71

Для двигателей типа ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ выражение, определяющее диаметр двигателя на входе в компрессор (вентилятор), имеет следующий вид:

$$D_{вх} = K_{вх} \sqrt{\frac{P_0}{T_{Г}^* (1 + 0,05m - \sqrt{0,15m})}}$$

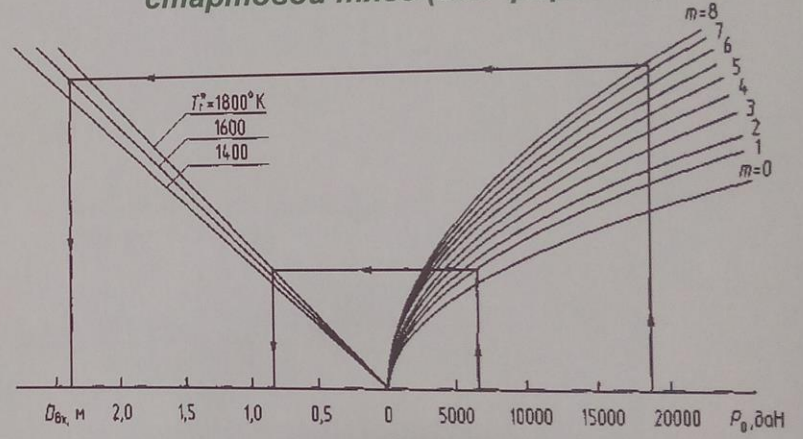
где $K_{вх} = 0,375 \dots 0,395$ - статистический коэффициент, учитывающий влияние на $D_{вх}$ параметров P_H , T_H , $\sigma_{вх}$ и др.; P_0 - стартовая тяга двигателя (без форсажа); $T_{Г}^*$ - температура газа на входе в турбину.

Для двигателей ТРДФ и ТРДДФ

$$D_{ф.к} = K_{ф.к} \sqrt{P_{0ф} \left(\frac{1}{P_{уд0ф}} + \frac{C_{P_{0ф}}}{3600} \right)}$$

где $K_{ф.к} = (0,103 \dots 0,107)$ - статистический коэффициент; $P_{0ф}$ - стартовая тяга на полном форсаже; $P_{уд0ф}$ - стартовая удельная тяга; $C_{P_{0ф}}$ - стартовый удельный расход топлива.

Номограмма для определения $D_{вх}$ ТРДФ по стартовой тяге (без форсажа)



Воздухозаборники современных ГТД. Функции воздухозаборника в системе силовой установки современного самолета сводятся к обеспечению следующего:

- устойчивой работы двигателя на всех режимах полета, обязательных для проектируемого самолета;
- сжатию поступающего в воздухозаборник воздуха, с преобразованием кинетической энергии набегающего потока в давление.

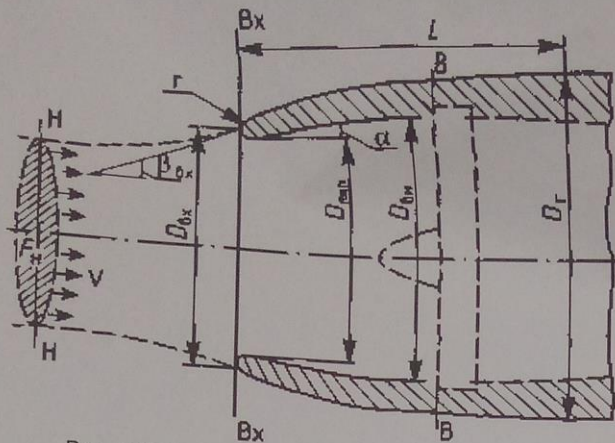
Потери давления при сжатии в воздухозаборнике принято оценивать коэффициентом восстановления полного давления $\sigma_{вх} = P_{в}^* / P_{н}^*$,

где $P_{в}^*$ - полное давление на входе в компрессор; $P_{н}^*$ - полное давление набегающего потока воздуха.

Для того чтобы воздухозаборник современного самолета эффективно выполнял свои функции, он должен:

- обеспечивать возможно более высокие значения коэффициента восстановления полного давления $\sigma_{вх}$;
- создавать достаточно равномерное поле скоростей на входе в компрессор;
- работать устойчиво (без сильных срывов потока и пульсаций давления) на всех режимах эксплуатации;
- иметь как можно меньшее внешнее сопротивление.

Сверхзвуковые воздухозаборники современных самолетов являются сложным техническим устройством. Форма входа может быть круглой, полукруглой, прямоугольной (с горизонтальными поверхностями сжатия), прямоугольной с вертикальными поверхностями сжатия и др. Чтобы получить достаточно большое значение $\sigma_{вх}$ на сверхзвуковых скоростях (меньшие потери силы тяги двигателя) сверхзвуковой воздухозаборник должен иметь, как минимум, два - три косых скачка и один прямой скачок (закрывающий). Площадь горла и углы наклона скачков уплотнения обязательно регулируются при изменении скорости полета. Регулирование работы воздухозаборника осуществляется автоматической системой.



$D_{вх}$ - диаметр входа воздухозаборника;
 $D_{вн} = D_{дв}$ - диаметр двигателя по компрессору;
 $D_{г}$ - максимальный диаметр гондолы;
 L - расстояние от носка гондолы до цилиндрической части

коэффициент $\sigma_{вх}$

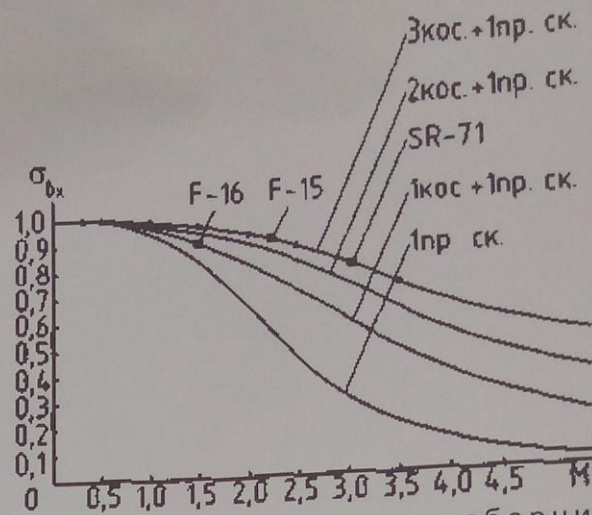
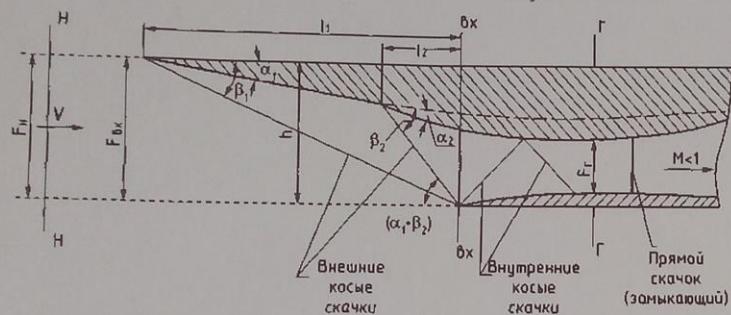


Схема сверхзвукового воздухозаборника смешанного сжатия (расчетный режим течения)



Компоновка воздухозаборника в значительной степени определяется общей аэродинамической схемой самолета и требованиями к его летным характеристикам (маневренности, рабочему диапазону высот и скоростей полета, предельным углам атаки и скольжения, поверхности взлетной полосы и т.д.). При неудачной компоновке воздухозаборника взаимное влияние крыла и фюзеляжа может стать одной из главных причин искажения поля течения особенно при изменении углов атаки и скольжения.

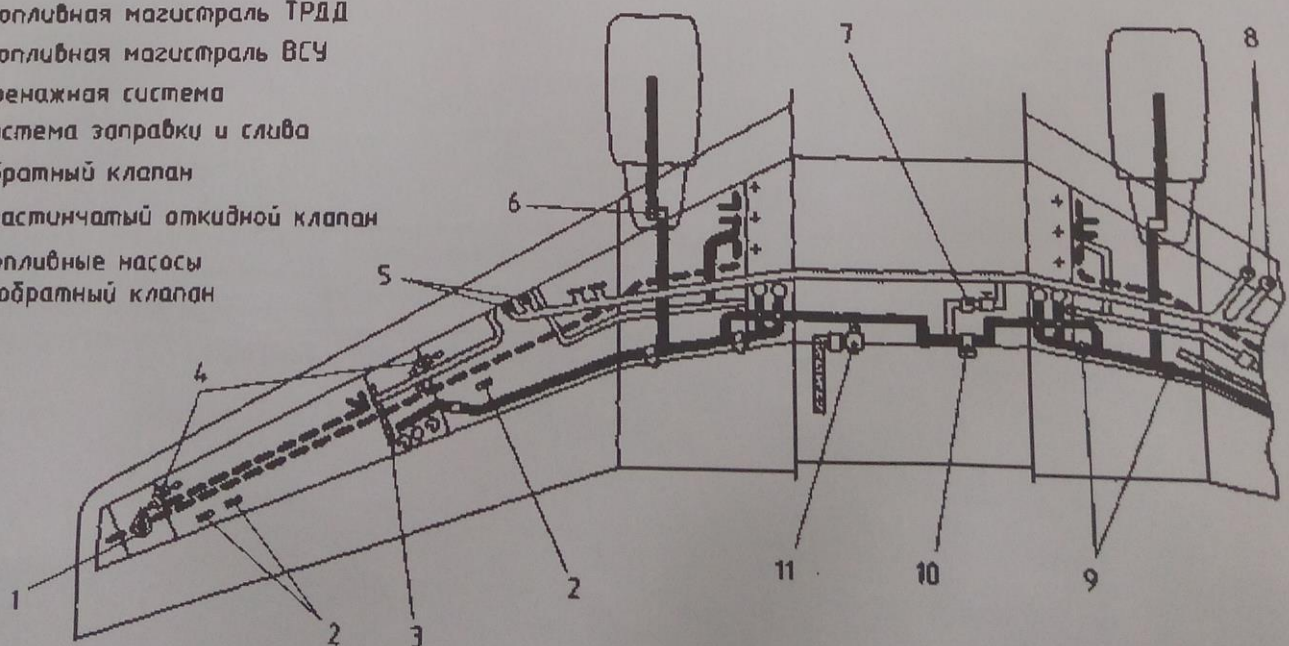
Топливная система самолета. В топливную систему самолета входят следующие основные элементы: топливные баки, трубопроводы, насосы, клапаны, краны, фильтры, система различных автоматов, датчиков, измерительных приборов и т.д.

Назначение топливной системы - обеспечить подачу топлива к двигателям на всех возможных для данного самолета режимах полета (по высоте, скорости и перегрузкам) в нужном количестве и с необходимым давлением.

Размещение топлива в значительной мере определяет общую весовую компоновку самолета, так как запас топлива на современных дозвуковых и сверхзвуковых самолетах может превышать 50% взлетной массы самолета (например, на самолете "Конкорд" масса топлива достигает около 52% взлетной массы).

Принципиальная схема топливной системы современного самолета

- топливная магистраль ТРДД
- топливная магистраль ВСУ
- дренажная система
- система заправки и слива
- обратный клапан
- пластинчатый откидной клапан
- топливные насосы и обратный клапан



1 - вход дренажа; 2 - датчик заправки; 3 - эжектор; 4 - дренажные поплавковые клапаны; 5 - клапаны заправки-слива; 6 - кран низкого давления; 7 - разгрузочный клапан (применяется только на земле); 8 - соединения системы слива; 9 - краны изоляции баков; 10 - кран перекрестного питания; 11 - топливный клапан и насос ВСУ