

ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЛІТАКА ТА ЙОГО ГОЛОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

$$m_0 = m_{\text{кон}} + m_{\text{с.у}} + m_T + m_{\text{об.упр}} + m_{\text{сл}} + m_{\text{ц.н}}$$

—злітна маса літака

До групи "конструкція літака" відносяться:

- крило з герметизацією паливних відсіків;
- фюзеляж із підлогою, перегородками, герметизацією відсіків, рамами, люками, гондолами шасі, щитками гальмування (на маневрених літаках);
- оперення з форкілями, гребенями та шайбами;
- злітно-посадкові пристрої (шасі) з циліндрами прибирання, гальмівними парашутами;
- забарвлення поверхні літака.

До групи "силова установка" належать:

- двигуни (основні, допоміжні, підйомні, прискорювачі) із системами реверсу, шумоглушіння, управління вектором тяги, літаковими агрегатами двигунів;
- повітряні гвинти, коки;
- пілони, капоти, моторами;
- повітрязабірники (на літаках з двигунами всередині фюзеляжу масу повітроводів, конструктивно пов'язаних з фюзеляжем, слід відносити до групи "конструкція літака"), механізми та стулки регулювання сопла;
- системи двигунів (запуску, регулювання повітрязабірників та сопел, охолодження, вогнегасіння, управління, протизледеніння та маслосистема);
- паливна система, включаючи баки з протекторами, арматуру установки баків, систему подачі палива, систему аварійного зливу палива, дренажну систему, систему нейтрального газу, систему автоматичного керування витратою палива, систему заправки паливом у повітрі та на землі.

До групи "обладнання та управління" відносяться:

- гідросистема з джерелами енергії, арматурою, баками, комунікаціями, робоча рідина, кріплення та експлуатаційні пристрої;
- пневмосистема із джерелами енергії, арматура, комунікації, балони, робочі механізми; - електроустаткування (генератори, акумулятори, перетворювачі, електропроводка, апаратура, кріплення, комутаційні пристрої);
- управління літаком: управління кермами та елеронами; керування закрилками, передкрилками, інтерцепторами;
- керування іншими механізмами та агрегатами (крім силової установки);
- радіобладнання: зв'язок, радіонавігаційне та радіолокаційне обладнання, системи автоматичного зльоту та посадки;
- аеронавігаційне обладнання;
- система протизледеніння;
- система теплозвукоізоляції кабін та відсіків приладів;
- система життєзабезпечення та побутове обладнання;
- спеціальне обладнання, озброєння та бронювання.

Маса рідин та газів у системі обладнання, які не витрачаються в польоті, відносяться до маси цієї групи.

Технічні рідини, які витрачаються в польоті, наприклад, рідина для протизледеніння, відносяться до групи "спорядження та службове навантаження".

До цієї групи також входять:

- екіпаж (льотчики та бортпроводники); парашути екіпажу (на військових та спортивних літаках);
- особисті речі та багаж екіпажу;
- невикористане паливо;
- мастило для силових установок;
- знімне обладнання буфетів, гардеробів, туалетів, посуд, килими, штори тощо;
- вода та хімія для туалетів;
- аварійно-рятувальне обладнання (човни, пояси, аварійні паяння, переносна апаратура, аварійні трапи);
- службове навантаження (трапи, сходи, чохли, інструмент, запасні частини, сигнальні ракети тощо);
- додаткове обладнання (підвісні та додаткові баки без палива, підвіски спеціальних вантажів, знімна броня).

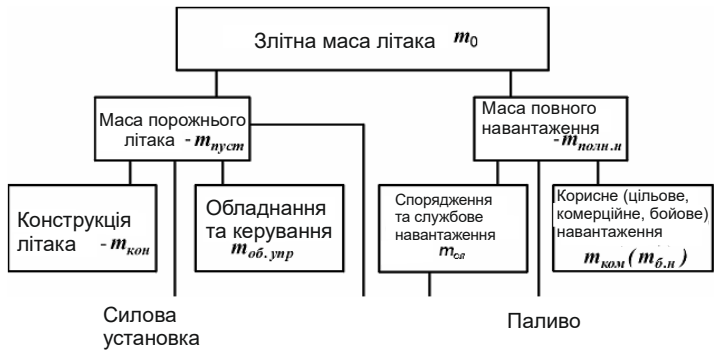
До корисного навантаження (комерційного, платного) слід відносити тільки цільове навантаження, заради транспортування якого і створюється літак.

Для пасажирських літаків комерційне (цільове) навантаження це **пасажир з своїми багажем**; для транспортних (вантажних) літаків це вантаж, що транспортується;

для бойових літаків бойове навантаження це боєкомплект для стрілецького озброєння (снаряди), ракети, бомби та ін.

1. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА В НУЛЬОВОМУ НАБЛИЖЕННІ

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



$m_{кон} = f_1(m_0, \text{параметри крила, оперення...})$ – маса конструкції;
 $m_{с.у} = f_2(m_0, \text{параметри силової установки})$ – маса силової установки;
 $m_T = f_3(m_0, V, L, H, c_p, K, \text{режим польота})$ – маса палива;
 $m_{об.упр} = f_4(m_0, \text{параметри обладнання та всього літака})$ – маса обладнання та керування;
 $m_{сл} = \text{const}$ – відоме службове навантаження та спорядження;
 $m_{ц.н} = \text{const}$ – задане цільове навантаження;

Маса порожнього спорядженого літака –

Залежність $m_{кон}, m_{с.у}, m_{об.упр}$ від m_0 дуже сильна та складна залежність m_T от m_0 практично лінійна.

Розподіл злетної маси літака

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

Злітна маса літака в нульовому наближенні

Якщо прийняти $\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_{об.упр}, \bar{m}_T = \text{const}$ (зі статистики), то з (2)

маємо Злітна маса літака в нульовому наближенні $m_0^0: m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T)}$ (3)

Значення \bar{m}_T з табл. 1 може бути скоректовано в кожному окремому випадку за формулою нульового наближення

$$\bar{m}_T \approx a + b \frac{L_p}{V_{крейс}}, \text{ де } L_p - \text{ у км; } V_{крейс} - \text{ у км/год;}$$

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

для надзвукових літаків $a = 0,06 - 0,07; b = 0,14 - 0,15$.

Таблиця 1

Призначення літака		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{с.у}$	$\bar{m}_{об.упр}$	\bar{m}_T
Дозвукові пасажирські магістральні	Легкі	0,30...0,32	0,12...0,14	0,12...0,14	0,18...0,22
	середні	0,28...0,30	0,10...0,12	0,10...0,12	0,26...0,30
	важкі	0,25...0,27	0,08...0,10	0,09...0,11	0,35...0,40
Надзвукові пасажирські		0,20...0,24	0,08...0,10	0,07...0,09	0,45...0,52
Багатоцільові для місцевих авіаліній		0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,14	0,12...0,18
Спортивно-пілотажные		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

Відносні маси конструкції, силової установки, обладнання керування, а також палива літаків звичного зліта та посадки

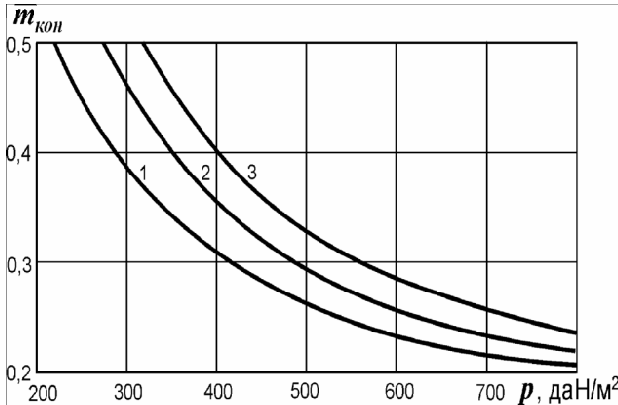
2. ДЛЯ РОЗРАХУНКУ МАСИ ЛІТАКА У ПЕРШОМУ НАБЛИЖЕННІ

Для розрахунку маси літака у першому наближенні використовується формула, отримана на основі рівняння балансу мас:

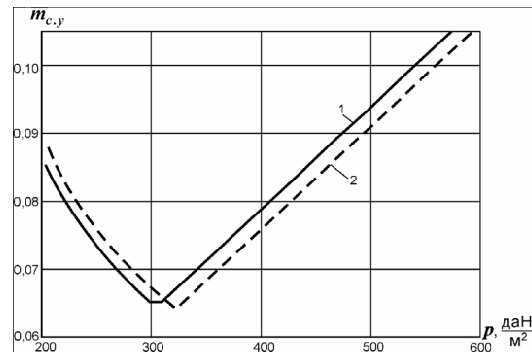
$$m_0^I = \frac{m_{ком} + m_{об.упр} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T)}$$

Де $m_{ком}$ – маса комерційного (цільового) навантаження, задана в технічному завданні, кг;
 $m_{об.упр} + m_{сл} = m_{зок}$ – маса екіпажу, обладнання та службового навантаження (Формули для обчислення цієї маси будуть наведені далі);
 $\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_T$ – відносні маси конструкції, силової установки та палива.

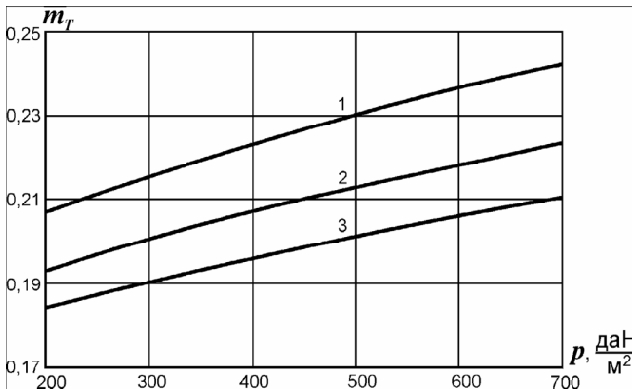
Суть методу – аналітичний розрахунок величин $m_{об.упр}, \bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_T$ та відповідних питомому навантаженню на крило p^* параметрів крила $\lambda, \bar{c}, \chi, \eta, \bar{l}_3, \bar{b}_3, \delta_3$, які забезпечують мінімальну величину m_0^I .



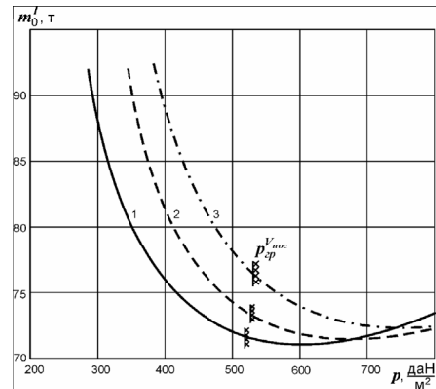
Залежність відносної маси конструкції літака $m_{кон}$ від питомого навантаження p та подовження крила λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



Залежність відносної маси силової установки $m_{с.у.}$ від подовження та питомого навантаження на крило p : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=10$



Залежність відносної маси палива m_T від подовження та питомого навантаження p : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

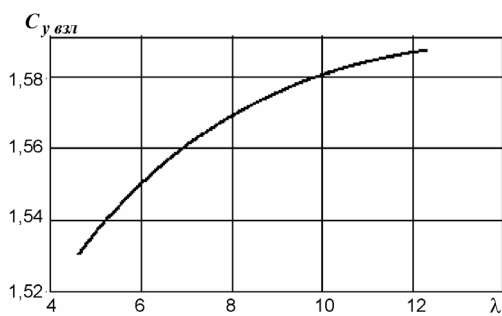


Злітна маса літака $m_0^I = f(p, \lambda)$: 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

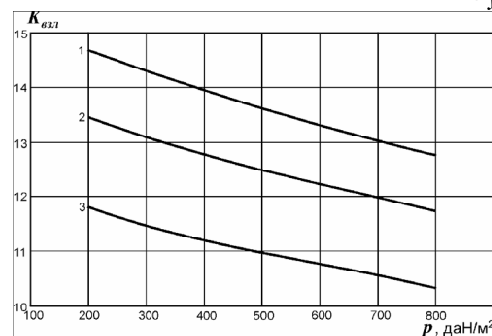
2.2. Розрахунок коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості літака під час зльоту

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

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



Залежність коефіцієнта підйомної сили при зльоті $C_{у_{взл}}$ від подовження крила λ



Залежність аеродинамічної якості $K_{взл}$ літака від подовження крила питомого навантаження p : 1 $\lambda=10$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=6$

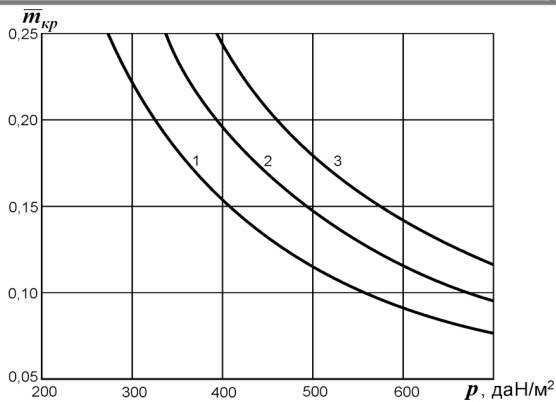
3. РОЗРАХУНОК МАСИ ПАСАЖИРСЬКОГО І ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ТРДД

3.1. Розрахунок відносної маси конструкції

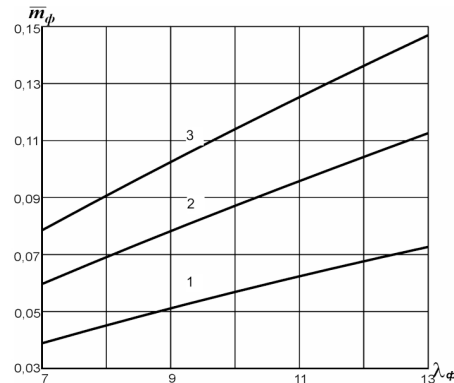
Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжа, оперення й шасі:

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

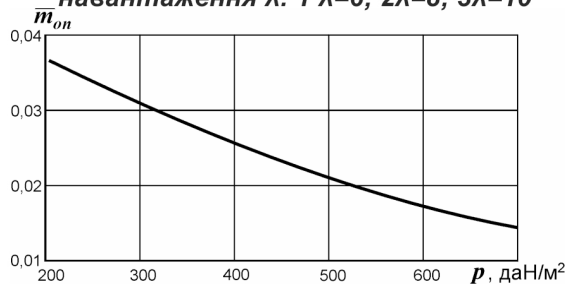
Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу А. А. Бадягіна	$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015$
Відносна маса фюзеляжа розраховують за формулою В. М. Шейніна	$\bar{m}_{ф} = k_1 \lambda_{ф} d_{ф}^2 (m_0^0)^i + k_2 + k_3 + k_4$
Для розрахунку відносної маси оперення використовують статистичну формулу	$\bar{m}_{он} = 0,85k_n k_{он}^{cx} p^{-0,56} S_{он}^{1,16} (m_0^0)^{0,16}$
Для розрахунку відносної маси шасі використовують формулу Фадєєва	$\bar{m}_{ш} = k_{ш} k_{df} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 29000}$



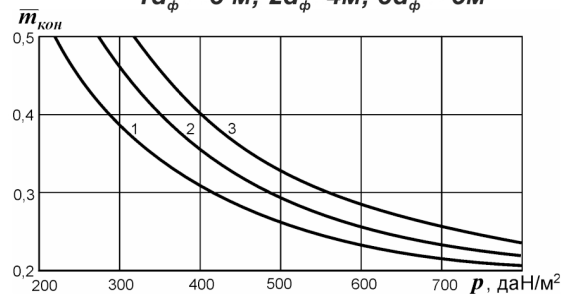
Залежність відносної маси крила $\bar{m}_{кр}$ від подовження крила й питомого навантаження λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



Залежність відносної маси фюзеляжа $\bar{m}_{ф}$ від діаметра $d_{ф}$ та подовження фюзеляжа $\lambda_{ф}$: 1 $d_{ф} = 3$ м; 2 $d_{ф} = 4$ м; 3 $d_{ф} = 5$ м



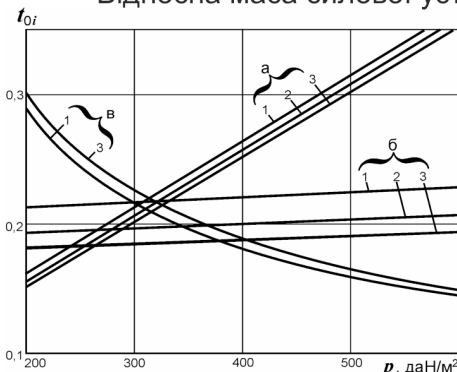
Залежність відносної маси оперення $\bar{m}_{он}$ від питомого навантаження на крило p



Сумарна відносна маса конструкції

3.2. Расчет относительной массы силовой установки

Відносна маса силової установки $\bar{m}_{с.у}$ визначається за формулою: $\bar{m}_{с.у} = R \gamma_{\delta\epsilon} t_0 \max$



Залежність тягоозброєності літака t_0 від льотних характеристик, подовження крила та питомого навантаження на крило p

а - тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом;
 б - тягоозброєність, необхідна для забезпечення продовженого зльоту;
 в - тягоозброєність необхідна для забезпечення крейсерського польта

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

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

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

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

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

3.1. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива складається з суми $\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сн.п} + \bar{m}_{T.ост}$

$\bar{m}_{T.н.в}$ – відносна маса палива, що витрачається на зльот та набір висоти:

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

$\bar{m}_{T.крейс}$ – відносна маса палива, що витрачається на крейсерському польоті з $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$:

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

$\bar{m}_{T.н.з}$ – відносна маса навігаційного запаса палива;

$\bar{m}_{T.сн.п}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження та посадку:

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

$\bar{m}_{T.ост}$ – відносна маса палива, що не може бути використана (залишки між конструктивними елементами).

3.4. Розрахунок маси обладнання, управління та службового навантаження

Для визначення маси обладнання, управління та службового навантаження (крім маси екіпажу) використовується формула:

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

Маса екіпажу визначається його чисельністю, що залежить від типу літака. Маса одного члена екіпажу приймається рівною 80 кг. Таким чином: $m_{ек} = 80 \cdot n_{ек}$

Для транспортних літаків розрахунок маси обладнання, керування та спорядження рекомендується виконати за об'єднаною формулою:

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

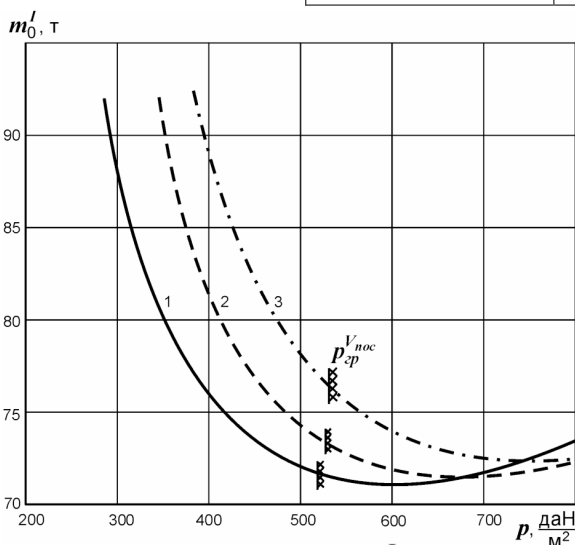
На військово-транспортних та цивільних вантажних літаках можуть бути особи, які супроводжують вантажі. Їхню масу краще додати до корисного навантаження $90 \times n_{сопр}$

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

3.5. Розрахунок маси літака

Для кожного з варіантів літака ($\lambda=6$; $\lambda=8$; $\lambda=10$) існує питоме навантаження крила $P_{онт}$, що забезпечує мінімальну злітну масу літака відповідно до значень подовження крила:

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

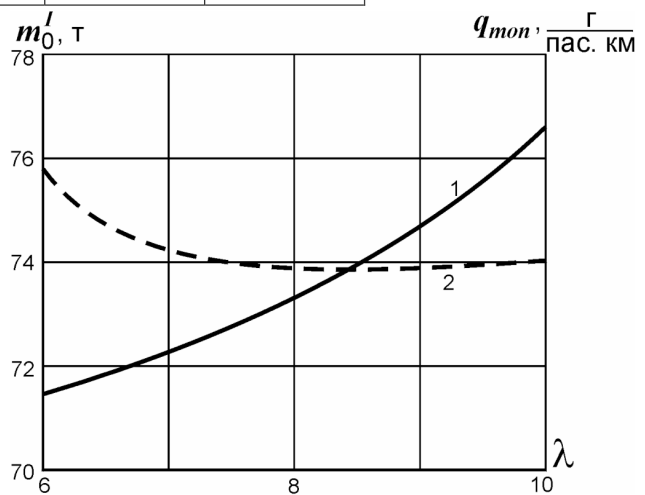


Злітна маса літака $m_0^I = f(p, \lambda)$:
1 – $\lambda = 6$; 2 – $\lambda = 8$; 3 – $\lambda = 10$

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

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

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



Залежність мінімальної злітної маси та $m_0^I \text{ min}$ паливної ефективності літака $q_{мон}$ від подовження крила λ :

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

Аналогічним чином вирішуються варіанти літака з різною відносною товщиною профілю крила \bar{c} , стрілоподібність крила χ , різною кількістю двигунів та їх розміщенням і т.п.

4. РОЗРАХУНОК МАСИ ПАСАЖИРСЬКОГО І ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ТВД

4.1. Розрахунок відносної маси конструкції

Для розрахунку маси крила використовують формулу:

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

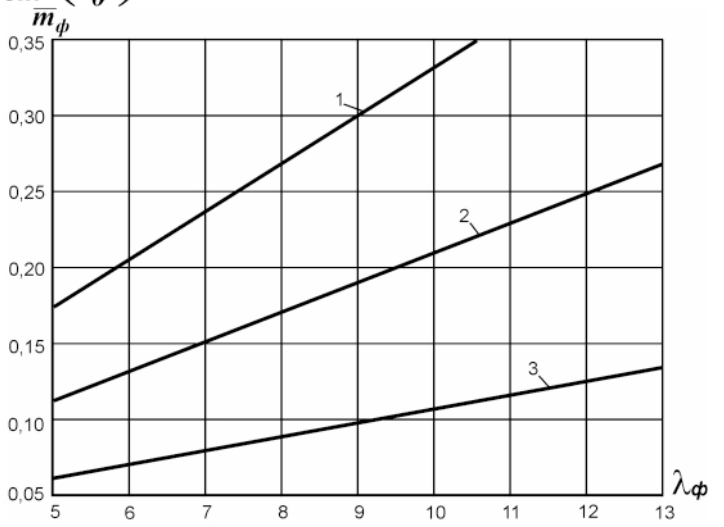
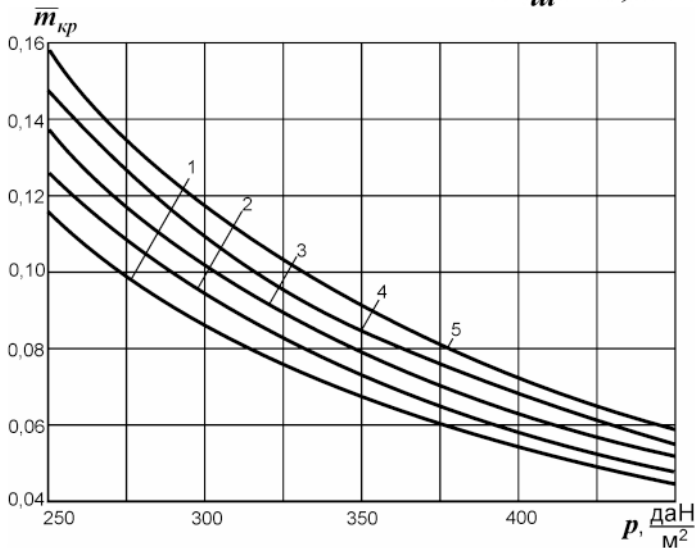
Відносна маса фюзеляжа розраховується за формулою: $\bar{m}_ф = k_{дв} \lambda_\phi d_\phi^2 (m_0^0)^{i-1} + k_{шф} + k_{ш.уб} + k_\delta$

Відносна маса оперення розраховується за формулою, що статистично перетворена:

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

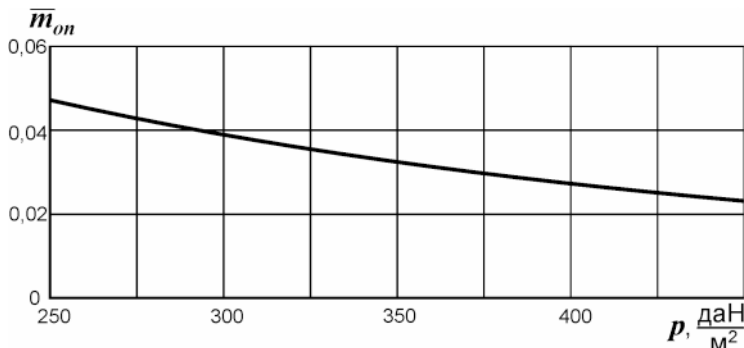
Відносна маса шасі розраховується за формулою:

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

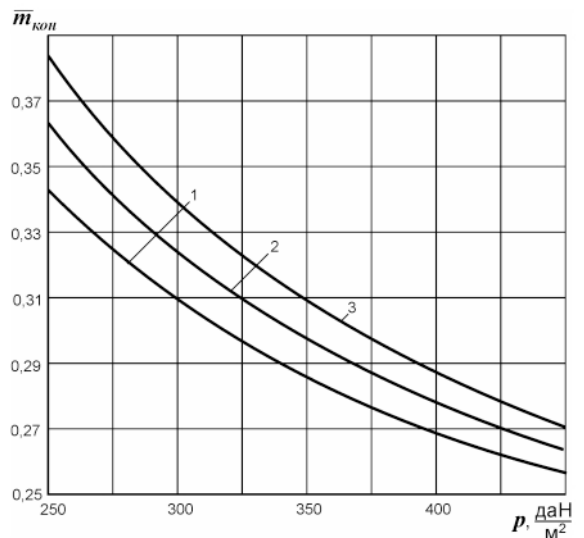


Зависимость относительной массы $\bar{m}_ф$

фюзеляжа от диаметра d_ϕ и удлинения :
1 $\lambda_\phi=4$ м; 2 $\lambda_\phi=3$ м; 3 $\lambda_\phi=2$ м



Залежність відносної маси оперення $\bar{m}_{он}$ від
питомого навантаження p



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

3.1. Розрахунок відносної маси силової установки

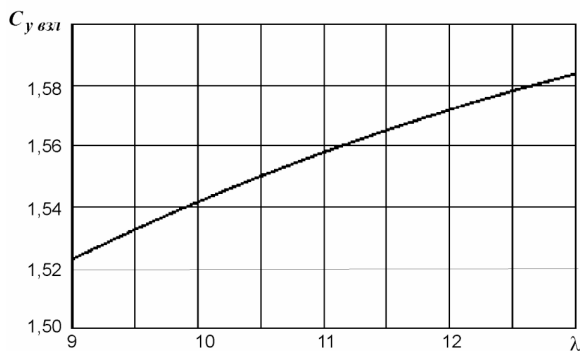
Відносна маса палива розраховується за формулою: $\bar{m}_{c,y} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0 \text{ max}}$

Енергоозброєність літака $t_{0 \text{ крейс}}$ для забезпечення крейсерського польоту розраховується за формулою:

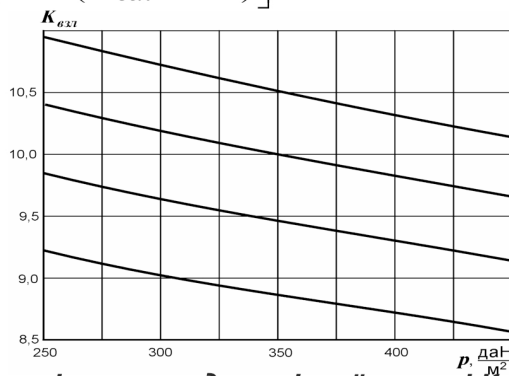
$$t_{0 \text{ крейс}} = \frac{1,43 \cdot 10^{-5} \rho H V_{\text{крейс}}^3 (F_1 + F_2 p)}{\xi_{\text{крейс}} \eta_{\text{в крейс}} P}$$

Для енергоозброєності t_{0p} , необхідної для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, використовується залежність:

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



Залежність коефіцієнта підйомної сили літака $C_{y \text{ вzl}}$ від подовження крила (злітна конфігурація: закритки відхилені, шасі випущено)



Залежність аеродинамічної якості $K_{\text{вzl}}$ літака у злітній конфігурації від подовження λ та питомого навантаження крила p : 1 $\lambda = 12$; 2 $\lambda = 11$; 3 $\lambda = 10$; 4 $\lambda = 9$

Енергоозброєність t_{0v} , необхідну для забезпечення заданої швидкості підйому у землі V_y визначають за формулою:

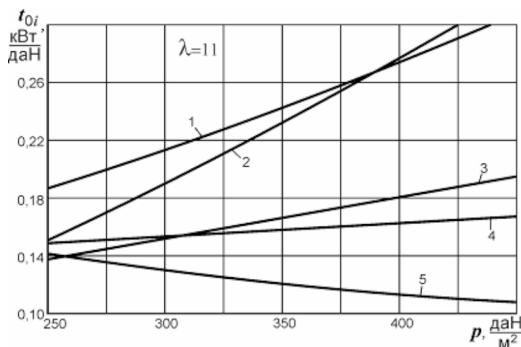
$$t_{0V_y} = \frac{0,01}{\eta_{\text{в наб}}} \left[7,024 \sqrt{A^3 p^2 (F_1 + F_2 p)} + V_y \right]$$

Енергоозброєність $t_{0\theta}$, необхідна для забезпечення заданого градієнту набору висоти $\text{tg} \theta_3$ при зльоті з одним двигуном, що відмовив, визначається за формулою:

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

Енергоозброєність $t_{0 \text{ ВПП}}$, необхідна для забезпечення заданої збалансованої довжини ВПП ($L_{\text{ВПП}}$) при зльоті з одним двигуном, що відмовив, розраховується за формулою:

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

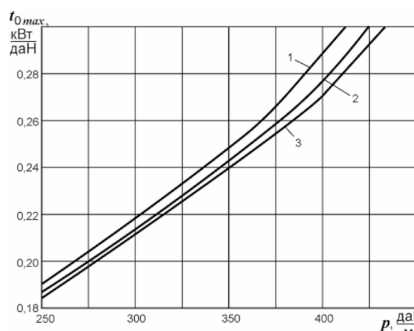


Залежність потрібної енергозброєності t_{oi} від питомого навантаження на крило p та вимог до літака:

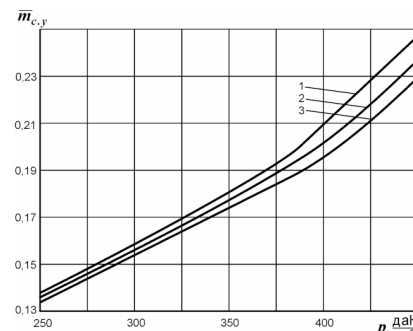
- 1 енергоозброєність для забезпечення заданої довжини ВПП;
- 2 енергоозброєність для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом;
- 3 енергоозброєність для забезпечення градієнта набору висоти на третьому етапі зльоту з одним двигуном, що відмовив;
- 4 енергоозброєність для забезпечення заданої швидкості підйому біля землі;
- 5 енергоозброєність для забезпечення заданої крейсерської швидкості польоту.

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

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



Залежність максимальної потрібної енергозброєності, $t_{0 \text{ max}}$ необхідної для забезпечення всіх вимог, від подовження крила та питомого навантаження p : 1 $\lambda = 9$; 2 $\lambda = 11$; 3 $\lambda = 13$



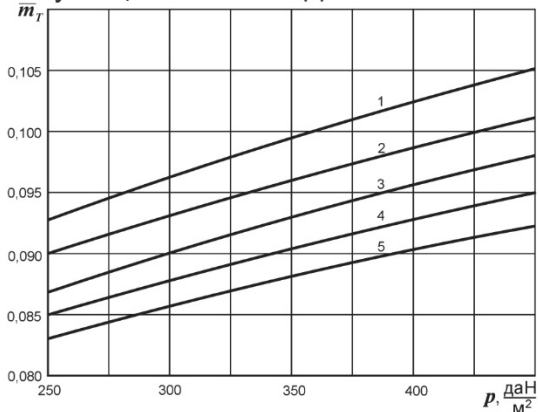
Залежність відносної маси $\bar{m}_{c,y}$ силової установки від подовження та питомого навантаження на крило p : $\lambda = 9$; 2 $\lambda = 11$; 3 $\lambda = 13$

4.3. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива складається $\bar{m}_T = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сп.п} + \bar{m}_{T.ост}$

- $\bar{m}_{T.н.в}$ - відносна маса палива, яка витрачається за часпід час зльоту та набору висоти;
- $\bar{m}_{T.крейс}$ - відносна маса палива, яка витрачається за час крейсерського польоту;
- $\bar{m}_{T.н.з}$ - відносна маса палива для навігаційного запасу;
- $\bar{m}_{T.сп.п}$ - відносна маса палива, яка витрачається під час зниження та посадки;
- $\bar{m}_{T.ост}$ - відносна маса на прогрівання двигунів, маневрування аеродромом, залишок, який не зливається.

Частина відносної маси палива $\bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.сп.п}$ може бути визначена отримана на основі досвіду експлуатації літаків з ТВД:



Залежність відносної маси палива від подовження крила та питомого навантаження крила:
 1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=10$; 3 $\lambda=11$; 4 $\lambda=12$; 5 $\lambda=13$

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

де H – висота крейсерського польоту;

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

$\tau_{н.з}$ - розрахунковий час на вибір величини навігаційного запасу;

$\tau_{н.з}=0,5$ год для літаків, які мають час між посадками не перевищує у 1 год;
 $\tau_{н.з}=0,75$ год для літаків, які мають час між посадками від 1 до 3 год;
 $\tau_{н.з}=1... 1,5$ год для літаків великої дальності польоту ($L \geq 3000$ км) і літаків полярної авіації.

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

$C_{eкрейс}$ - питома витрата палива в крейсерському польоті, береться з паспортних даних двигунів, подібних до того, що передбачається встановити на літаку, що створюється. Якщо такі дані відсутні, можна скористатися статистичними даними

4.4. Розрахунок маси літака

Для пасажирських літаків маса комерційного навантаження визначається так:

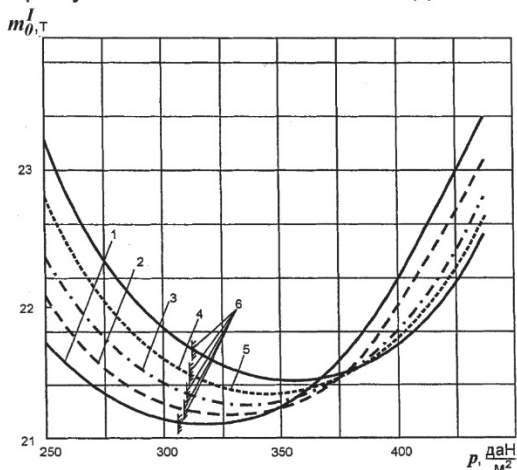
$$m_{ком} = 100 n_{пас} \text{ кг при } L \leq 3000 \text{ км;}$$

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

Для транспортних літаків комерційне навантаження вказується у технічному завданні (ТЗ).

Розрахунок злітної маси літака здійснюється так:

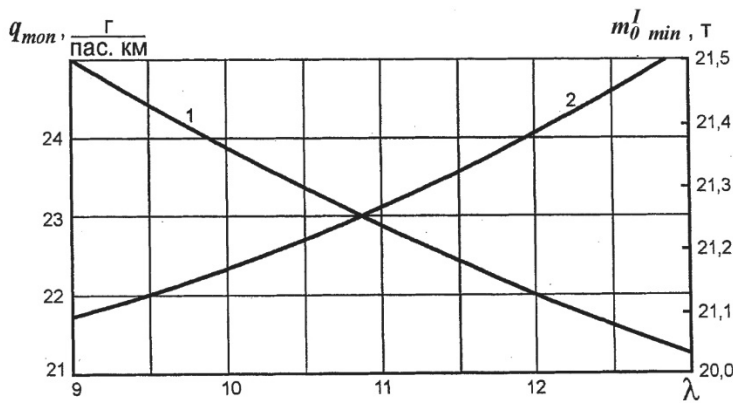
$$m_0 = \frac{m_{ком} + m_{об.унр.сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T)}$$



Залежність злітної маси літака m_0^I тв від подовження та питомого навантаження на крило р:
 1 $\lambda = 9$; 2 $\lambda=10$; 3 $\lambda=11$; 4- $\lambda=12$; 5 $\lambda=13$;
 6 - обмеження питомого навантаження крила за величиною посадкової швидкості $V_{пред}^{V_{нос}}$

З урахуванням обмежень питомого навантаження на крило по посадковій швидкості отримані такі мінімальні злітні маси літака:

- $m_{0\min}^I = 21090$ кг при $\lambda = 9$; $m_{0\min}^I = 21170$ кг при $\lambda = 10$;
- $m_{0\min}^I = 21260$ кг при $\lambda = 11$; $m_{0\min}^I = 21387$ кг при $\lambda = 12$;
- $m_{0\min}^I = 21520$ кг при $\lambda = 13$.

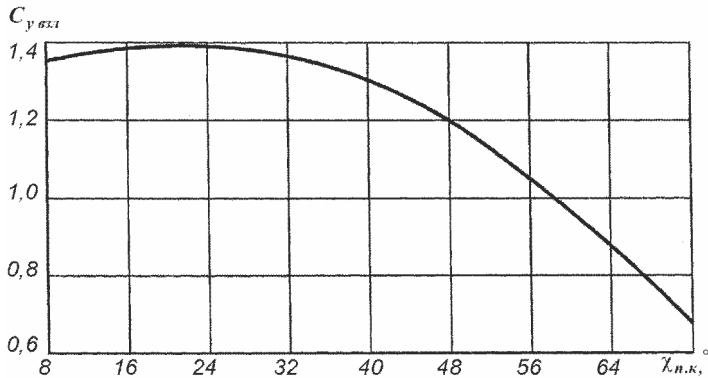


Залежність мінімальної злітної маси літака $m_{0\min}^I$ (з урахуванням обмеження $V_{пред}^{V_{нос}}$ від подовження крила та паливної ефективності літака $q_{топ}$ від подовження крила:
 1 - $q_{топ} = f_1(\lambda)$; 2 - $m_{0\min}^I = f_2(\lambda)$

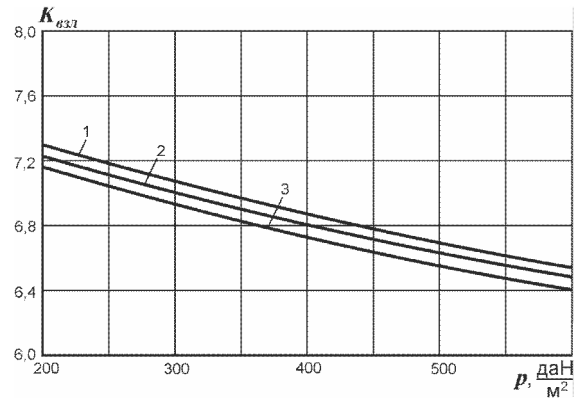
Якщо спиратися на дані маси літака і його ефективність палива, найбільш прийнятним рішенням виглядає літак з подовженням крила $\lambda=12$ або $\lambda=11$.

5. РОЗРАХУНОК МАСИ МАНЕВРОВОГО ЛІТАКА

Розрахунок $C_{взл}$, $K_{взл}$, що є у формулі для визначення тягоозброєності, яка необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед злетом $t_{ор} = f(p, C_{увзл}, K_{взл}, L_p)$ має загальний характер.



Залежність коефіцієнта підйомної сили при злеті $C_{увзл}$ від кута стрілоподібності крила $\chi_{н.к}$



Залежність злетної якості літака $K_{взл}$ від стрілоподібності крила $\chi_{н.к}$ та питомого навантаження крила p :
 1 – $\chi_{н.к} = 16^\circ$; 2 – $\chi_{н.к} = 24^\circ$; 3 – $\chi_{н.к} = 32...48^\circ$

5.1. Розрахунок відносної маси конструкції

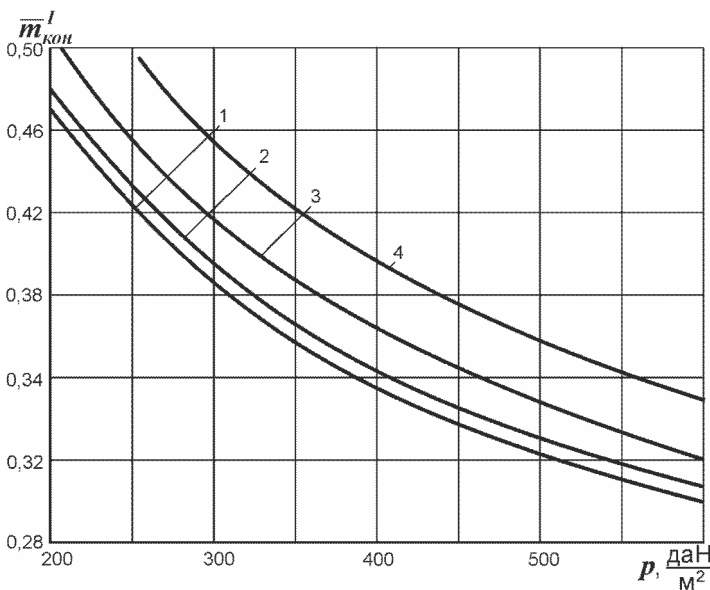
Расчет относительной массы конструкции выполняется с помощью формулы:

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

k_t – Коефіцієнт, що враховує вплив аеродинамічного нагріву на масу конструкції, значення цього коефіцієнта наведено в таблиці

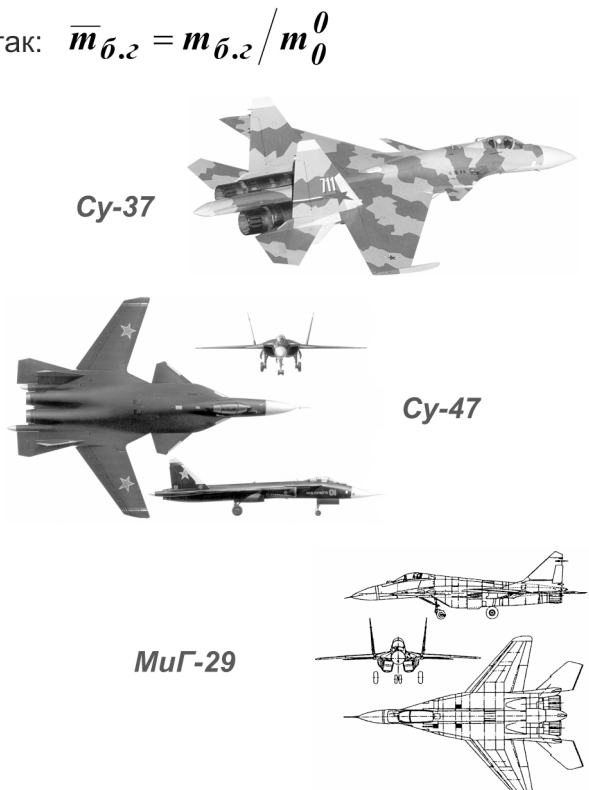
Матеріал	Температура, °C		
	100	150	200
Звичайний сплав типу Д16	1,03	1,06	1,14
Жароміцний сплав типу Д19	1,015	1,05	1,10

Відносна маса бойового вантажа встановлюється так: $\bar{m}_{б.з} = m_{б.з} / m_0^0$



Залежність відносної маси конструкції $\bar{m}_{кон}^I$ від кута стрілоподібності крила $\chi_{н.к}$ та питомого навантаження крила p (розрахунок першого наближення):

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



5.2. Розрахунок відносної маси силової установки

Відносна маса силової установки $\bar{m}_{c,y}$ розраховують за формулою $\bar{m}_{c,y} = R\gamma_{\delta\delta}t_{0max}$

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

$k_{\delta\delta}$ коефіцієнт, який враховує число М польота, форми повітрязабірників та сопл (див. таблицю)

Число М польота	<1	>1	>1	>1	>1
Повітрязабірники	круглі	круглі	пласкі короткі	пласкі короткі	пласкі довгі
Сопла	круглі	круглі	круглі	пласкі	пласкі
$k_{\delta\delta}$	0,0236	0,0315	0,0354	0,049	0,051

$\gamma_{\delta\delta} = 0,22 - 0,0288y + 0,0077y^{1,5}$ -Питома вага двигуна

Стартова тягоозброєність, необхідна для забезпечення максимальної кількості M_{max} на висоті $H_{расч}$ визначається за формулою:

$$t_{0M} = \frac{0,7 p_H M_{max}^2 C_{xmax}}{\xi_{max} p}$$

Тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом t_{0p} , бору, визначається за формулою:

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

Тягоозброєність, що забезпечує політ на стелі (на максимальній висоті), знаходиться за формулою:

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

Тягоозброєність, що забезпечує задану швидкість біля ґрунту, визначається за формулою:

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

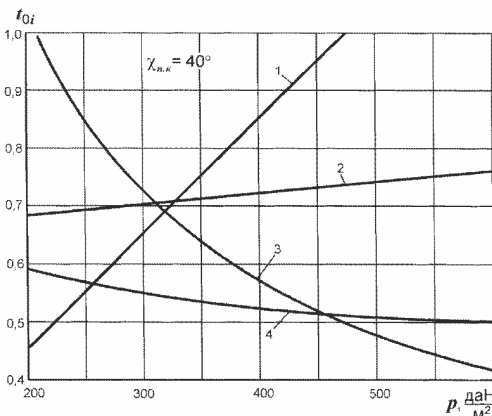
Питома надмірна потужність V_y^* вимірюється м/с і визначає здатність літака до розгону.

Тягоозброєність, що забезпечує задану величину V_y^* , визначається за формулою:

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

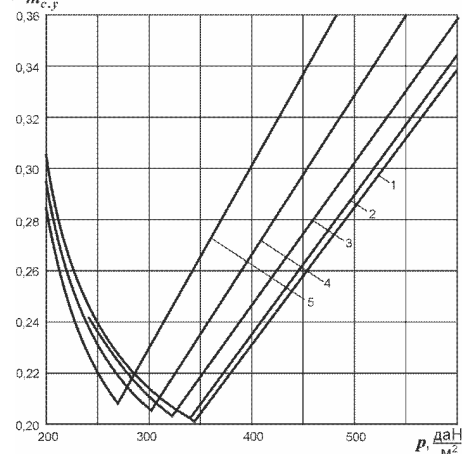
Для винищувачів (особливо винищувачів повітряного бою для завоювання переваги повітря) важливо забезпечити можливість досягнення певних перевантажень. Тягоозброєність, яка забезпечує задану величину навантаження при маневруванні, розраховується за формулою:

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



Залежність стартових тяговооруженностей від питомого навантаження на крило:

- 1 тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом L_p ;
- 2 тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої максимальної висоти польота $H_{повт}$;
- 3 тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданого максимального числа М польота;
- 4- тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої питомої надлишкової потужності V_y^*



Залежність відносної маси силової установки від кута стріловидності та питомого навантаження крила:

- 1 $\gamma_{н.к} = 24$; 2 $\gamma_{н.к} = 32$; 3 $\gamma_{н.к} = 40$;
- 4 $\gamma_{н.к} = 48$; 5 $\gamma_{н.к} = 56$

5.3. Розрахунок відносної маси палива

Відносна маса палива при даній розрахунковій дальності польоту $L_{расч} \cong 2,2R$ (де R радіус дії літака, у кілометрах) розраховують за формулою:

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

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

Розрахункові формули для дозвукового польоту ($M_{крейс} < 1$):

$$\bar{m}_{T,сн.н} = 0,002 H_{кон} (1 - 0,025 y) (1 - 0,023 H_{кон}) \quad \bar{m}_{T,крейс} = \left\{ 1 - \exp \left[- \frac{(L_{расч} - \beta H) C_{ркрейс} \sqrt{A(F'_{1кр} + F'_{2крP})}}{1,8 a_H (M_{крейс} - \lambda)} \right] \right\}$$

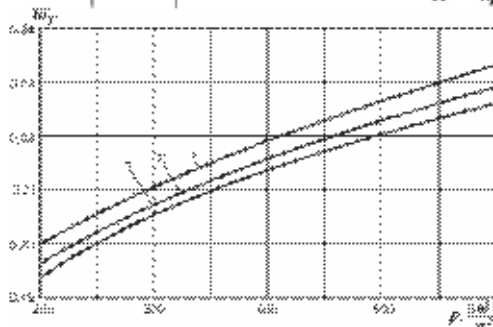
Розрахункові формули для надзвукового крейсерського польоту ($M_{крейс} > 1,3$) наступні:

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

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

Надзвукові літаки можуть виконувати комбінований політ на дальність, тобто частина дозвукової швидкості і частина надзвукової швидкості польоту. У цьому випадку загальна відносна маса палива для крейсерського польоту розраховується таким чином:

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



де α – частка розрахункової та дальності польоту, що виконується літаком на надзвуковій крейсерській швидкості.

Залежність відносної маси палива \bar{m}_T від кута стрілоподібності $\chi_{пк}$ та питомого навантаження крила p : 1 – $\chi_{пк} = 24^\circ$; 2 – $\chi_{пк} = 48^\circ$; 3 – $\chi_{пк} = 56^\circ$

5.4. Маса літака у першому наближенні

Взлетная маса 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. Розрахунок маси конструкції

Маса крила літака розраховується за формулою:

$$m_{кр} = 1,14 \cdot 10^{-4} k_{мес} k_{кон} k_{пк} \Phi_2 n_p \times \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \sqrt{\frac{(m'_0)^3}{p \cdot \theta \cdot \bar{c}_0} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right)}$$

Для розрахунку маси крила надзвукового літака використовується формула:

$$m_{кр} = \frac{k_r \Phi_3 n_p}{\cos \chi_{0,5}} \sqrt{\frac{\lambda (m'_0)^3}{p} \left(\frac{3,5 \cdot 10^{-6} \lambda}{\bar{c}_0} + \frac{0,69 \cdot 10^{-3}}{\lambda} + 1,68 \cdot 10^{-4} \right) + \frac{5,5 m_0^I}{p}}$$

Маса фюзеляжа розраховується за формулою:

$$m_{ф} = 0,003 \lambda_{ф} m_0^I + 10 d_{ф.эКв}^2 \lambda_{ф} + 8 d_{ф.эКв}^3 + 150 M + 300 + 0,03 k_{шф} m_0^I$$

Для дозвукових літаків маса оперення розраховується за формулою:

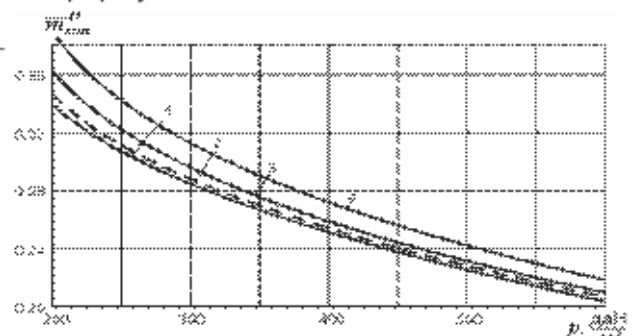
$$m_{он} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} V_{расч}) (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I) (\bar{S}_{з.о} + \bar{S}_{в.о}) \frac{m_0^I}{p}$$

Для надзвукових літаків маса оперення розраховується за формулою:

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

Маса шасі розраховується за формулою:

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



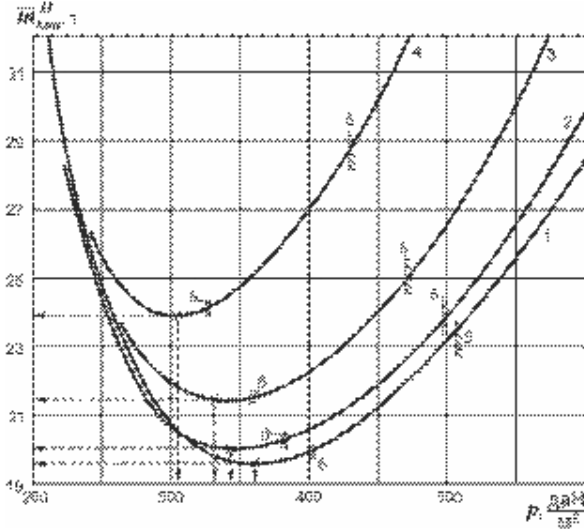
Залежність відносної маси конструкції $\bar{m}'_{с.у}$ від кута стрілоподібності $\chi_{пк}$ та питомого навантаження на крило p (розрахунок другого наближення): 1 – $\chi_{пк} = 24^\circ$; 2 – $\chi_{пк} = 32^\circ$; 3 – $\chi_{пк} = 40^\circ$; 4 – $\chi_{пк} = 48^\circ$

5.6. Розрахунок злітної маси літака у другому наближенні

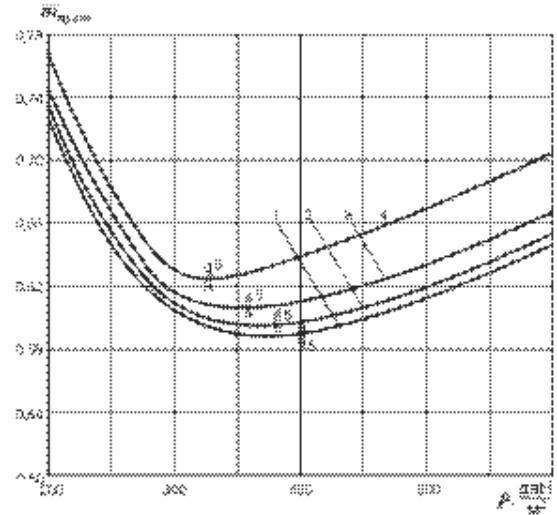
Злітна маса літака у другому наближенні розраховують за формулою:

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

Маси крила, оперення, відносна маса силової установки та палива є функціями питомого навантаження на крило, тому і злітна маса літака у другому наближенні є функція p , тобто $m_{\theta}^{II} = f(p)$



Залежність злітної маси літака $\bar{m}_{с.у}^{II}$ (друге наближення) від стрілоподібності $\chi_{п.к}$ і питомого навантаження крила p :
 1 $\chi_{п.к} = 24$; 2 $\chi_{п.к} = 32$; 3 $\chi_{п.к} = 40$; 4 $\chi_{п.к} = 48$;
 5 – обмеження питомого навантаження крила за величиною посадкової швидкості ($V_{пос} = 250$ км/год);
 6 – обмеження величини питомого навантаження при польоті в неспокійній атмосфері ($M = 0,95$; $W = 5$ м/с)



Залежність відносної маси порожнього літака $\bar{m}_{пуст}^{II}$ від кута стрілоподібності та питомого навантаження на крило p :
 1 $\chi_{п.к} = 24$; 2 $\chi_{п.к} = 32$; 3 $\chi_{п.к} = 40$;
 4 $\chi_{п.к} = 48$;
 5 – обмеження $P_{пред}$

6. РОЗРАХУНОК МАСИ ЛІТАКА У ТРЕТЬОМУ НАБЛИЖЕННІ

Суть визначення злітної маси літака у третьому наближенні полягає в уточненні маси силової установки та маси палива. При цьому слід враховувати, що паралельно можуть уточнюватись і маси інших складових літака. Крім того, нижче пропонується спосіб уточнення маси обладнання. Вихідними даними для розрахунків у цьому підрозділі є результати розрахунку попередніх розділах. За основу беруться злітна маса другого наближення $\bar{m}_{с.у}^{II}$ та відповідні їй розміри літака S , $S_{т.о}$, $S_{в.о}$, $d_{ф}$, $\ell_{ф}$,..., дані двигунів $P_{от}$, n_y , $n_{др}$, c_p ,..., льотні характеристики M_{max} , $M_{крейс}$, $N_{нач}$, $N_{кон}$,..., відносні геометричні параметри літака λ , \bar{c} , χ , η , $\lambda_{ф}$, $\lambda_{т.о}$, $\lambda_{в.о}$,..., креслення загального вигляду та компоновання літака.

6.1. Підбір двигуна та перевірка довжини розбігу перед зльотом

Використовуючи дані розрахунків максимальної потрібної озброєності (енергоозброєності) для відповідного типу літака, для оптимального питомого навантаження на крило вивираховують величину потрібної тягозброєності (енергоозброєності) t_{θ}^*

Перевірка довжини розбігу перед зльотом для літаків із ТРД, ТРДД, ТВД виконується за формулою

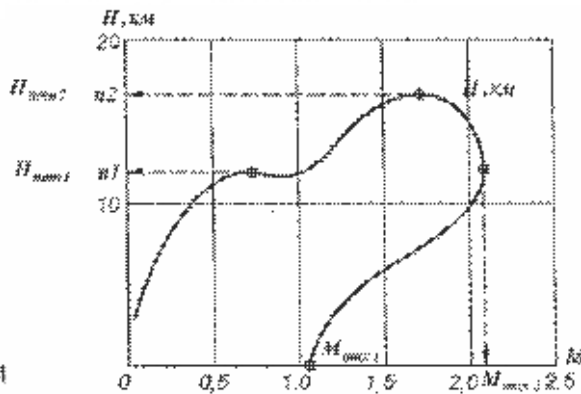
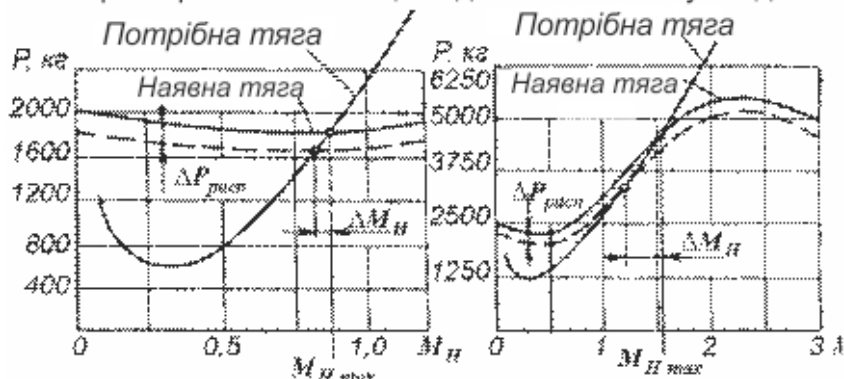
$$L_p = \frac{0,832 p}{C_{увзл} \left[\frac{\xi_V \xi_H \xi_{др} \xi_{вз} P_{0i} n_{дв} 10}{m_{\theta}^{II} g} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]}$$

для літаків з ТВД

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

6.2. Розрахунок динаміки польота літака

Розрахунок динаміки польота роблять для встановлення відповідності отриманих льотних характеристик літака що надані в технічному завданні



Графіки потрібних та наявних тяг:

- а – при малих M_n падіння тяги $\Delta P_{расп}$ приводить до порівняно невеликому зниженню максимальної швидкості польота;
- б – при великих M_n падіння тяги $\Delta P_{расп}$ приводить до великого зниження максимальної швидкості польота

Діаграма «висота – швидкість польота»: результат розрахунків динаміки польота літака. Умови виконання технічного завдання:

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

$$H_{ном1} \geq M_{1T3}; H_{ном2} \geq M_{2T3}$$

6.3. Визначення маси силової установки

Для визначення маси силової установки використовують формулу;

$$m_{с.у} = R' m_{дв} n_{дв}$$

R' – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки порівняно з масою двигунів

Для літаків з ТРД, ТРДД та ТВЛД

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

k_I – коефіцієнт, що враховує кількість двигунів та місце їх встановлення на літаку, визначається за таблицю 6.1

Коефіцієнти k , Таблиця 6.1.

$n_{дв.рев}$ – кількість двигунів з реверсом тяги;

$k_{ф}$ – коефіцієнт, що враховує наявність форсажа двигунів;

$\gamma_{дв}$ – паспортне питома навантаження двигуна, даН/даН;

y – ступінь двоконтурності надана у паспорті двигуна;

$k_{вз}$ – коефіцієнт, що враховує тип повітрязабірників та сопел двигунів, визначають за таблицю 6.2

Таблиця 6.2

Для літаків з ТВД та ТВВД маса силової установки визначають за формулою;

$$m_{с.у} = R' n_{дв} (m_{дв} + m_{лон} n_{лон} + m_{вм})$$

Коефіцієнт R' визначають за формулою:

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

$N_{\theta i}$ – потужність одного двигуна у кВт (з паспорта);

$$\gamma'_{дв} - \text{питома маса двигуна з гвинтом, даН/кВт: } \gamma'_{дв} = \frac{m_{дв} + m_{лон} n_{лон} + m_{вм}}{N_{\theta i}}$$

Масу лопатей втулки гвинта можна визначити за формулами;

$$\text{маса лопаті } m_{лон} = 3D_e^2 - 8D_e + 10$$

$$\text{маса втулки } m_{вм} = 20D_e + 8$$

Розташування двигунів	Кількість двигунів				
	1	2	3	4	>4
В кормовой часті фюзеляжа	0,93	0,95	–	–	–
На кормовой часті 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	–	–	–

Число M польота	Коефициенты $k_{вз}$		$k_{вз}$
	Повітрязабірник	Сопло	
<1	Круглий	Кругле	0,0236
<1	Круглий	Кругле з шумоглушником	0,0290
>1	Круглий	Кругле	0,0315
>1	Плаский короткий	Кругле	0,0354
>1	Плаский довгий	Кругле	0,0490
>1	Плаский	Пласке	0,0510

6.4. Визначення маси палива

У третьому наближенні маса палива визначається за формулою $m_T = m_0^II \bar{m}_T^II$

m_0^II – зльотна маса літака у другому наближенні, кг;

\bar{m}_T^II – відносна маса палива, що визначається за викладеною нижче методикою.

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

Відносна маса палива визначається сумою: $\bar{m}_n^II = \bar{m}_{т.н.в} + \bar{m}_{т.крейс} + \bar{m}_{т.н.з} + \bar{m}_{т.сн} + \bar{m}_{т.ост}$

$\bar{m}_{т.н.в}$ – відносна маса палива, що витрачається на набір висоти;

$\bar{m}_{т.крейс}$ – відносна маса палива, що витрачається у крейсерському польоті;

$\bar{m}_{т.н.з}$ – відносна маса палива для навігаційного запасу;

$\bar{m}_{т.сн}$ – відносна маса палива, що витрачається на зниження та посадку;

$\bar{m}_{т.ост}$ – відносна маса палива для запуску та прогріву двигунів, рulinня по аеродрому, залишок якого не зливають $\bar{m}_{т.ост} = 0,006$.

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

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

L – дальність польоту, км, що надана у технічному завданні;

$H_{ср}$ – середня висота крейсерського польоту, $H_{ср} = (H_{нач} + H_{кон}) / 2$, км;

$L_{н.сн}$ – горизонтальна дальність при наборі висоти, розгоні та зниженні, км $L_{н.сн} = 40 H_{ср}$;

$M_{крейс}$ – крейсерське число M ;

W – швидкість зустрічного вітру:

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

$C_{ркрейс}$ – питома витрата палива підбраного двигуна на крейсерській висоті й швидкості польота (із паспорту двигуна), кг/даН·ч

A – коефіцієнт відвалу поляри;

$C_{x\theta}$ – коефіцієнт лобового супротиву при нульовій підйомній силі;

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

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

Величина коефіцієнта лобового супротиву при нульовій підйомній силі: $C_{x\theta} = F_1 + F_2 P$

$$F_1 = k_{он} (C_{хтр.кр} + C_{хв.кр}) \quad C_{хтр.кр} = \frac{0,174(1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^2)(1 + 2\bar{c}M_{крейс})(1 - k_{инт}\bar{S}_\phi)}{(1g Re_{кр} - 1,6)^2 \sqrt{1 + 0,2M_{крейс}^2}} + 0,001\bar{c}_{ш}$$

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

$$F_2 = (C_{хтр.ф.} + C_{хв.ф.}) / k_{мид}$$

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

Б. Визначення відносної маси палива для пасажирських та транспортних літаків з ТВД

Відносна маса палива визначається виразом

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

Для розрахунку складових частин використовують формули:

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

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

Розрахункову дальність польота $L_{расч}$ визначають так: $L_{расч} = L - L_{наб.сн} = L - (2,6H^2 + 24,8H - 10)$

$C_{е\text{крейс}}$ можна определити по формуле: $C_{е\text{крейс}} = C_{е0} - 7,56 \cdot 10^{-5} V_{крейс} - 1,822 \cdot 10^{-3} H_{крейс}$

Б. Визначення відносної маси палива для бойових літаків з ТРД та ТРДД

Відносну масу палива розраховують таким чином $\bar{m}_t = \bar{m}_{т.н.в} + \bar{m}_{т.сн} + \bar{m}_{т.крейс} + \bar{m}_{т.ост}$

Для дозвукових літаків вигідними швидкостями і висотами крейсерських польотів є $M_{крейс} = 0,8 \dots 0,85$ на $H_{крейс} = 8 \dots 11$ км. Для надзвукових літаків для досягнення найбільшої дальності польоту також вигідні зазначені дозвукові режими польоту. Але відповідно до тактики бойового застосування частина розрахункової дальності $\alpha(L - \beta H)$ може бути подолана на надзвуковій швидкості польоту $M_{крейс} > 1,25$. Розрахункова дальність польоту представляється так: $L_{расч} \approx 2,2R_d$ (де R_d радіус дії, км).

Розрахункові формули визначення складових частин запасу палива для дозвукового польоту

($M_{крейс} < 1$) такі:

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

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

Розрахункові формули для надзвукового крейсерського режиму польоту ($M_{крейс} > 1,25$) наступні

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

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

При комбінованому режимі польоту і визначаються за формулами надзвукового польоту,

а по формулі $\bar{m}_{т.крейс}$

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

Б. Визначення відносної маси палива для надзвукових пасажирських літаків

Повна маса палива, необхідна для забезпечення дальності польоту L , що задана

(з визначенням $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$), є така сума: $\bar{m}_t = \bar{m}_{т.н.в} + \bar{m}_{т.сн} + \bar{m}_{т.н.з} + \bar{m}_{т.крейс} + \bar{m}_{т.ост}$

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

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

$$\bar{m}_{т.ост} = 0,006$$

Якщо $C'_{р\text{крейс}}$ відсутнє, то є паспортне витрачання палива для стартових умов C_{p0} , то можна визначити $C'_{р\text{крейс}}$ за формулами:

– для двоконтурних двигунів: $C_p = C_{p0} \left[0,78 + (0,27 + 0,2yM_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} \right]$

– для турбореактивних двигунів: $C_p = C_{p0} \left[0,78 + (0,27 + 0,0005\pi_{к}^2 M_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} \right]$

6.5. Визначення маси обладнання

А. Маса обладнання та спорядження пасажирських літаків

Маса обладнання визначається формулами:

Формула А. А. Бадягіна для пасажирських літаків зі злетною масою $m \leq 50000$ кг та кількістю пасажирів $n_{нас} \geq 100$:

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

Формула В. С. Хухорева для пасажирських літаків зі злетною масою $m_0 > 50000$ кг та кількістю пасажирів $n_{нас} > 100$:

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

де $m_{с.об}$ – маса особистого обладнання літака, кг: $m_{с.об} = 900 + 2,7 \sqrt{m_0^{II}} + 0,0438 m_0^{II}$

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

За рекомендаціями В. М. Шейніна для літаків зі злетною масою $50000 \leq m_0 \leq 100000$ кг та кількістю пасажирів $100 \leq n_{нас} \leq$ масу обладнання та спорядження $m_{об.сн}$ треба визначати за формулами А. А. Бадягіна й В. С. Хухорева та в подальших розрахунках використовувати середню величину.

Б. Маса обладнання та спорядження надзвукових пасажирських літаків

Маса обладнання та спорядження для надзвукових пасажирських літаків розраховують за формулою:

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

В. Маса обладнання та спорядження ракетносіїв та важких надзвукових літаків

Маса обладнання та спорядження ракетносіїв та важких надзвукових літаків розраховують за формулою:

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

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

$m_{л} = 105$ кг – маса одного члена екіпажа з костюмом та парашутом; $k_c = 1 - 0,01 \Delta t$;

$m_{сид} = 40 \dots 50$ кг – маса одного катапультного сидіння;

$m_{рад.об} = 1500$ кг – маса радіобладнання;

Г. Маса обладнання літаків типу винищувачів та штурмовиків

Маса обладнання літаків типу винищувачів та штурмовиків розраховують за формулою:

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

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

Тут $m_{рад.об} = 240$ кг – маса радіобладнання.

Д. Маса обладнання транспортних літаків

Маса обладнання транспортних літаків розраховують за формулою: $m_{об.сн} = m_{об.унр} + m_{ЭК}$

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

$$m_{ЭК} = (80n_{ЭК} + 10n_{ЭК}) 10^{-3} \text{ – маса екіпажа, т}$$

Тут 80 маса одного члена екіпажа, кг; 10 маса особистих речей одного члена екіпажа, кг. Номенклатура обладнання вибирають згідно з призначенням літака та конкретними характеристиками.

6.6. Визначення злетної маси

Злітна маса літака в третьому наближенні визначають рівнянням:

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

де $m_{кр}^{II}$, $m_{ф}^{II}$, $m_{оп}^{II}$, $m_{ш}^{II}$ – відповідно маси крила, фюзеляжа, оперення та шасі, що беруть з результатів розрахунку другого наближення; ці маси необхідно вибирати для оптимальної питомого навантаження на крило $p_{опт}$, геометричних параметрів λ , χ , $\lambda_{ф}$, \bar{c} , що забезпечують $m_{опт}^{II}$; $m_{эк}$ – маса екіпажа, беруть за нормами і у відповідності з ТТТ; $m_{об}^{III}$, $m_{с.у}^{III}$, $m_{г}^{III}$ визначені у попередніх розділах; $m_{ком}$ – маса комерційної чи бойового навантаження, що є в технічному завданні на проектування.

Після визначення маси літака в третьому наближенні виконують кінцевих розрахунків розмірів літакап:

$$S^{III} = \frac{m_0^{III} g}{10 p_{опт}} \text{ – площа крила, м}^2; \quad b_k^{III} = \frac{2S^{III}}{\ell^{III}(\eta^{II} + 1)} \text{ – кінцева хорда крила, м;}$$

$$b_0^{III} = b_k^{III} \eta^{II} \text{ – коренева хорда крила, м; } S_{г.о}^{III} = \bar{S}_{г.о} S^{III} \text{ – площа горизонтального оперення, м}^2;$$

$$S_{в.о}^{III} = \bar{S}_{в.о} S^{III} \text{ – площа вертикального оперення, м}^2; \quad \ell^{III} = \sqrt{\lambda^{II} S^{III}} \text{ – размах крила, м;}$$

7. АНАЛІЗ РОЗРАХУНКУ МАС ЛІТАКІВ ТА ЇХ СКЛАДОВИХ ЧАСТИН

Питома маса крила: $m_{кр} = (0,3...0,4) m_{кон}$

Способи зниження маси крила, які залежать від конструктора:

- розвантаження за допомогою розміщення цільового навантаження за розмахом (особливо велике зниження може бути отримано на важких та надважких вантажних літаках);
- зниження розрахункових перевантажень за допомогою обмежень режимів польоту, а також застосування "активних" поверхонь управління, що знижують піки повітряних навантажень і зменшують сили, що перерізують, згинальний і крутний моменти;
- застосування нових матеріалів з більш високою питомою міцністю, жорсткістю, більш витривалих до повторних навантажень (наприклад, вугілля та боропластика тощо);
- оптимізація силової схеми та параметрів.

Типовий розподіл маси за елементами для лонжеронних крил літаків з $m_0 \leq 3 \cdot 10^3$ кг і кесонних крил літаків з $m_0 \geq 20 \cdot 10^3$

Елементи	Лонжеронне крило	Кесонне крило
Силова та несилова обшивки (без елеронів та механізації)	35...40	27...32
Лонжерони	23...28...28	7...11 (стенки)
Стрингери	4...8	25...30
Нервюри	8...10	8...12
Вузли, стики	3...4	6...8
Елерони, закрилки, передкрилки, інтерцептори	10...15	10...15
Кріплення й тощо	4...6	4...6

Маси елементів крила (%)

- зменшення кількості деталей та стиків;
- зміцнення поверхонь панелей кесона та інших силових елементів, наприклад, за допомогою спеціальних дробострумних машин;
- звуження полів допусків, ширше використання мінусових (негативних) допусків;
- усунення технологічних надлишків маси конструкції, наприклад, за допомогою хімічного фрезерування.

Ретельне конструктивно-технологічне опрацювання крила, застосування нових матеріалів та інші заходи можуть привести до сумарного зниження маси крила на 15...20% (без урахування ефекту розвантаження та активного управління).

Масу крила в процесі проектування можна знизити також при заданих (відомих) розмірах та силовій схемі крила, заданих навантаженнях та ресурсі за допомогою комплексу конструктивних та технологічних заходів, основними з яких є:

- уточнення методів розрахунку, які призводять до зменшення запасів "на недостатню впевненість";
- підвищення рівня напружень (головним чином критичних напружень втрати стійкості) та жорсткості тонкостінних силових елементів крила, що може бути досягнуто застосуванням композиційних конструкцій тощо;
- зниження об'ємної щільності матеріалу несилкових елементів крила за допомогою застосування легких сплавів, пластмас, склопластиків тощо; відмова від конструктивних роз'ємів крила за розмахом

Відносна маса фюзеляжа

В середньому $\bar{m}_\phi \approx 0,08...0,12$, що 30-40% від маси конструкції літака. Аналіз маси фюзеляжа, як і її розрахунок, часто потребують визначення маси 1 м^2 його поверхні $F_{\phi.ом}$:

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

Елементи	Легкі літаки $\lambda_\phi = 6...8$	Важкі літаки $\lambda_\phi = 9...12$
Обшивка	25...30	25...30
Лонжерони та стрингери	12...15	15...20
Шпангоути	20...25	22...27
Поли	6...9	8...12
Фонарь пілотів	10...12	2...3
Вікна пасажирської кабіни	3...5	4...5
Двері, трапи, люки	6...8	3...4
Інші (перегородки, з'єднання, багажники, герметизація, кріплення,)	7...9	9...11

Аналіз вагових формул фюзеляжу показує, що відносна маса фюзеляжу зменшується зі зростанням злітної маси літака.

Збільшення (ϵ_ϕ , d_ϕ , λ_ϕ за інших постійних параметрів призводить до зростання відносної маси фюзеляжу.

Маса 1 м^2 поверхні фюзеляжу, що омивається, збільшується зі зростанням m_θ та λ_ϕ трохи зменшується зі зростанням d_ϕ при $\epsilon_\phi = \text{const}$.

Маса фюзеляжу значно залежить від його довжини та діаметра, від загальних компоновальних особливостей літака. Тому при компонованні літака необхідно проаналізувати всі можливі рішення й знайти оптимальні.

Розподіл маси фюзеляжу між його елементами (%)

Відносна маса оперення

Маса оперення значно менша за масу крила або фюзеляжу. У середньому вона становить $\bar{m}_{оп} = 0,015...0,025$. Для літаків безхвостої схеми $\bar{m}_{оп} \leq 0,01$; для маневрених літаків (типу F-15; Су-27; МіГ-29) $\bar{m}_{оп} = 0,025 ... 0,035$. Незважаючи на малу відносну масу, на початку проектування, масу оперення слід визначати якомога точніше. Така увага до маси оперення пояснюється її великим впливом на центрування літака.

Елементи	$m_\theta \leq 7 \cdot 10^3 \text{ кг}$	$m_\theta < 10^5 \text{ кг}$
Стабілізатор та киль		
Лонжерони та стрингери	25...30	25...30
Обшивка	30...35	32...37
Нервюри	5...7	9...12
Вузли кріплення	2...3	6...8
Рулі з балансирами, тримерами, вузлами кріплення тощо	20...25	15...18
Інші (закінцівки, кріплення, деталі кріплення обладнання)	6...10	3...6

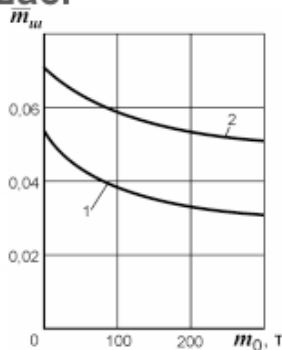
Зі збільшенням площі, подовження, а також стріловидності горизонтального та вертикального оперень відносна маса оперення зростає. Збільшення відносної товщини профілів ГО і ВО веде до зниження $\bar{m}_{оп}$.

T-подібне оперення значно важче оперення з низькорозташованим ГО (на 50 ... 60%) при інших незмінних параметрах ($S_{з.о}$, $S_{в.о}$, ρ та ін), так як вертикальне оперення довантажується силами та моментами від горизонтального оперення.

Распределение массы оперения между элементами (%)

Відносна маса шасі

Элементы	Главные стойки		Носовая стойка
	С двумя колесами	Четырех-колесная 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



Розподіл маси шасі між елементами (%)
Відносна маса шасі в залежності від злітної маси літака:
1 - колісне шасі для бетонного аеродрому;
2 - колісне шасі для ґрунтового аеродрому

Розподіл маси оперення між елементами (%)

Для зменшення маси шасі необхідно: прагнути до зменшення висоти шасі; зменшувати діаметр і ширину коліс, збільшувати їх число і тиск у шинах (у межах, в яких забезпечується проходження ґрунтом або бетоном); використовувати безкамерні пневматики, які на 7% легші за пневматики з камерами; застосовувати нові матеріали з високою питомою міцністю, а для дисків гальм із високою теплоємністю (у межах доцільності зниження маси при зростанні вартості); використовувати прогресивну технологію виготовлення деталей шасі, зокрема, зварювання встик опалвленням (без зменшення міцності у місці зварювання та практично без шва); уникати важільної схеми шасі з роздільними стійками та амортизаторами; - застосовувати титанові болти в шарнірах та з'єднаннях; зменшувати кількість деталей, їх розміри, поєднувати їх функції.

Маса силової установки

Відносна маса силової установки для пасажирських та транспортних літаків із ТРДД становить у середньому $\bar{m}_{c,y} = 0,06 \dots 0,1$; для літаків із ТВД $\bar{m}_{c,y} = 0,1 \dots 0,18$; для сучасних $\bar{m}_{c,y} = 0,15 \dots 0,22$.

Для зменшення $\bar{m}_{c,y}$ потрібно прагнути застосовувати двигуни з можливо меншим $\gamma_{дв}$ (якщо існує вибір або можливість замовити двигуни малими $\gamma_{дв}$).

Відносна маса палива

Відносна маса палива при заданій дальності польоту повністю визначається характеристиками двигуна та аеродинамічних характеристик літака, а також режимами польоту.

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

Режим польота	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

Приріст відносної маси палива + $\Delta \bar{m}_{T,крейс}$ порівняно з режимом $(V, C_p) = const$ (сходинки дальності 1000 км)

7.1. Про точність вагових розрахунків

Точність вагових розрахунків має бути сумірною з точністю початкових даних та передумов. На стадії технічної пропозиції або аванпроекту достатньою точністю розрахунку маси літака вважається (6...10)%, на стадії ескізного проекту (3...5)%, у процесі робочого проектування (1...2)%. Як основу зразка приймається злітна маса першого льотного зразка.

Точність вагових розрахунків та формул найчастіше оцінюється величиною середньої квадратичної похибки:

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

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

7.2. Перерахунок вагових характеристик літака

У процесі проектування доводиться змінювати один-два параметри літака чи його частин, а нове значення злітної маси чи маси агрегатів (крила, фюзеляжу...) простіше і швидше знаходити методом перерахунку з початкового варіанта заново, а чи не методом ітерацій. Такий перерахунок доцільно виконувати при ваговому аналізі літака, оцінюванні окремих параметрів, при модифікаціях агрегатів, коли є прототип. Основна формула перерахунку злітної маси, заснована на методі кінцевих прирощень, має вигляд

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

У разі появи додаткової маси $\Delta m_{дон}$ маємо $m_{0нов} = m_{0нач} + \chi_m \Delta m_{дон}$

Якщо змінюється довжина фюзеляжу $\Delta i = \Delta l_{ф}$, то $m_{0нов} = m_{0нач} \pm \chi_m (g_{l_{ф}} \Delta l_{ф})$

Якщо збільшується площа крила $\Delta i = \Delta S$, то $m_{0нов} = m_{0нач} \pm \chi_m (g_S \Delta S)$

При зміні злітної маси відносна маса конструкції літака може бути обчислена за формулою:

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

При зміні площі крила та навантаження на 1 м^2 крила нове значення маси крила може бути обчислена за формулою:

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

Якщо змінюється лише стартова маса, то розрахунок маси крила зручно вести за формулою, яка для важкого неманевреного літака має вигляд: $\bar{m}_{кр} \approx 0,0147 \sqrt[3]{m_0} + 0,0275$

Перерахунок маси крила зручно також вести, користуючись приблизно постійною масою 1 м^2 при порівняно невеликій зміні його площі: $m_{кр}^{нов} = m_{кр}^{нач} \pm g_{кр} \Delta S$

Відносна маса фюзеляжу важкого неманевреного літака функції злітної маси:

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

7.3. Питання формування загальних масових характеристик та прогнозування їх зміни в процесі створення літака

№ п/п	Розділ	Теоретичні основи та зміст
1	Теорії та методи вагових розрахунків	Засновані на багатьох положеннях будівельної механіки (балкова теорія та теорії тонкостінної конструкції), теорії ймовірностей, теорії статистики, теорії подібності та на вагових похідних
2	Методи вагового аналізу	Засновані на теорії ефективності, на деяких положеннях науки кваліметрії та науки дослідження операцій, на вагових похідних
3	Принципи проектування конструкцій та систем з мінімальною масою	Засновані на оптимізації силових схем і конструктивних елементів, що виключає надмірну міцність і надлишкову масу. В конструкції реалізуються, зокрема, на основі методу кінцево-елементної ідеалізації.
4	Організаційно-технічна система вагового	Заснована на системі вагових лімітів. Реалізується як одна з підсистем управління якістю
5	Геометрія мас (про величини, що характеризують розподіл мас у твердому тілі	Включає методи розрахунку центрування ЛА, методи розрахунку моментів інерції

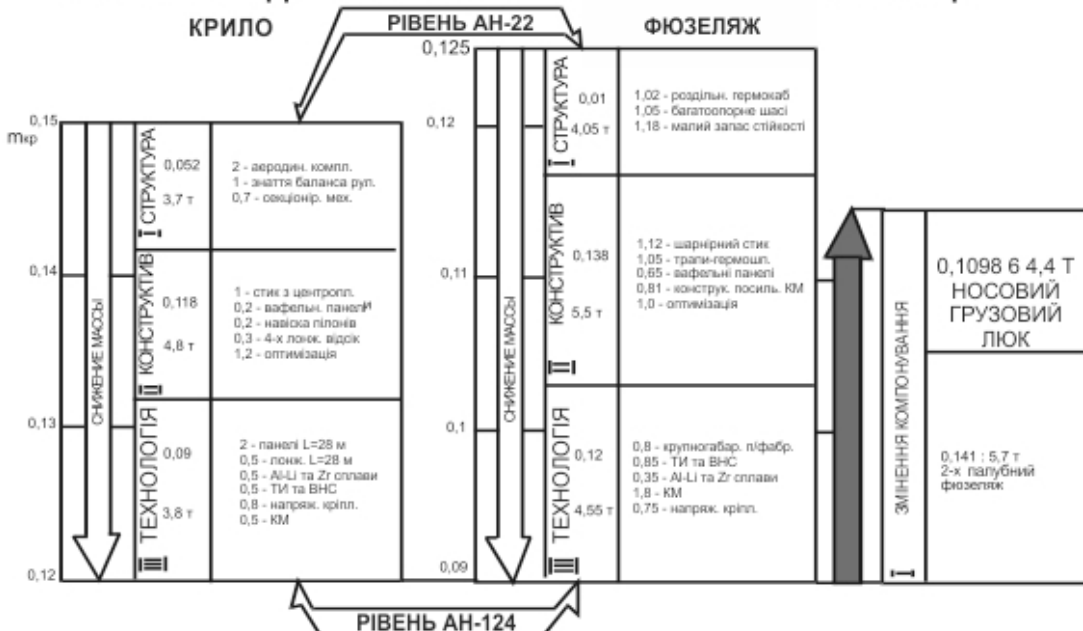
Сутність процесу вагового проектування полягає в оптимізації злітної маси літака та його конструкції на стадії визначення зовнішніх характеристик та мінімізації маси частин літака та агрегатів при розробці силових схем та конструкцій, а також систем обладнання та силових установок базових літаків та їх модифікацій.

Вагове проектування включає п'ять самостійних розділів, що відрізняються характером і методами розв'язуваних завдань. Методи, викладені в кожному з розділів, мають свої теоретичні основи і майже у всіх випадках поправочні коефіцієнти, що ґрунтуються на обробці статистичного матеріалу та уточнюють аналітичні розрахунки практикою проектування та створення безлічі літаків різних класів.

Теоретичні основи вагового проектування

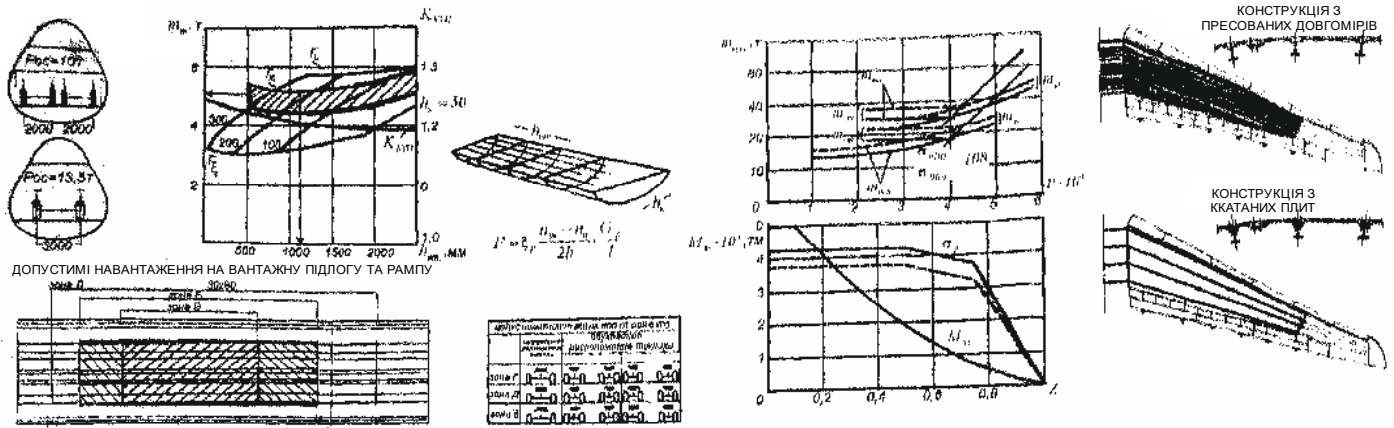


ВПЛИВ СКЛАДУ ТЕХНІЧНИХ РІШЕНЬ НА МАСУ КОНСТРУКЦІЇ



Вирішення подібних протиріч здійснюється наступним шляхом:

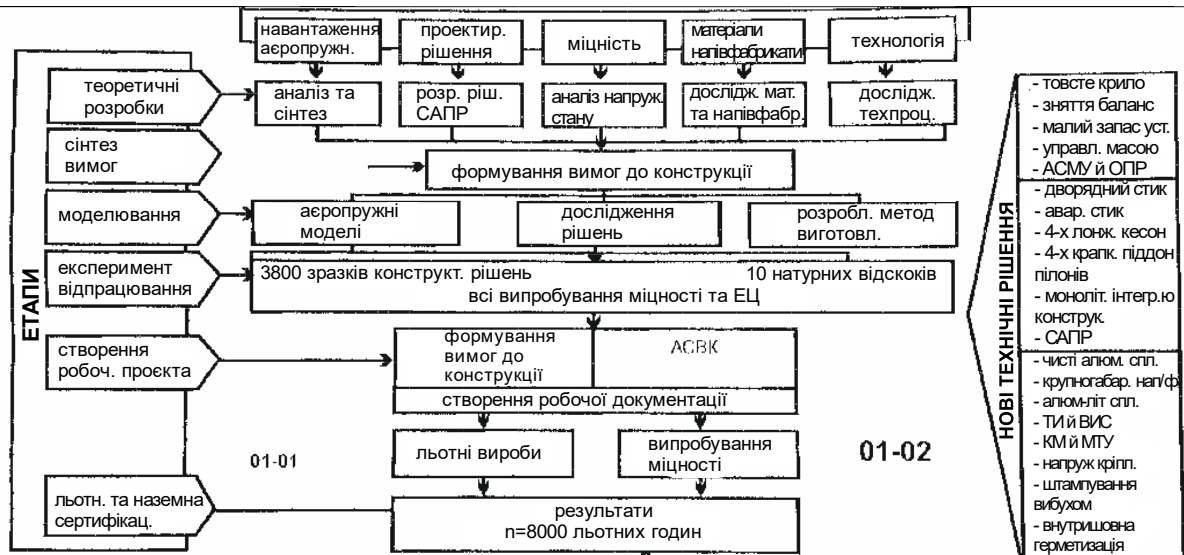
- розробкою науково обґрунтованого прогнозу досяжних на життєвий цикл літака поліпшень параметрів і мас, що витрачаються;
- розробкою певного набору заходів пакету нових технічних рішень, що забезпечують новий технічний рівень літака.



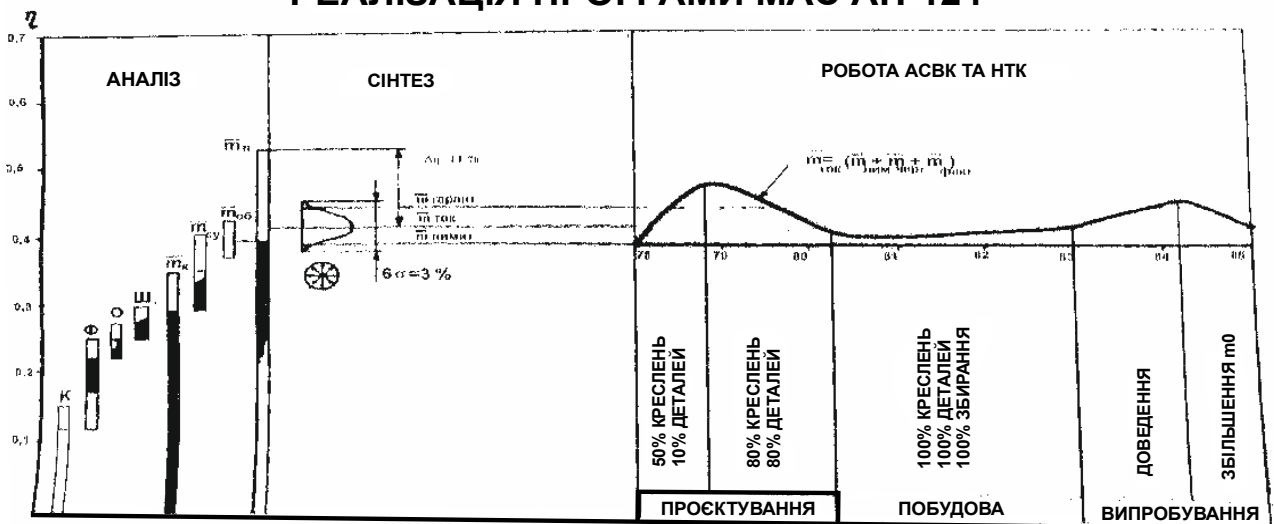
Приклад реалізації технічного рішення другого рівня оптимізація за масою вантажної підлоги літака Ан 124

Приклад використання рішення третього рівня (оптимізація за масою кесона крила літака Ан 124)

СТРУКТУРА ЦІЛЬОВОЇ ПРОГРАМИ ЗАБЕЗПЕСЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК МАСИ



РЕАЛІЗАЦІЯ ПРОГРАМИ МАС АН-124



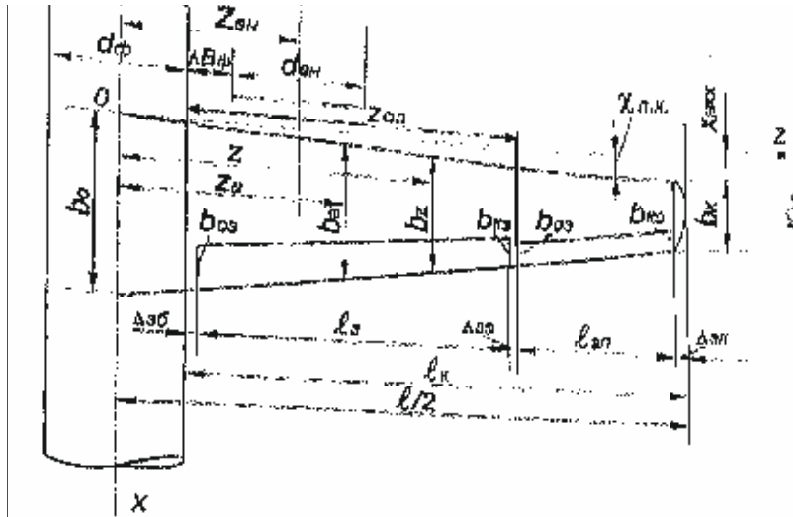
ЕТАПИ СТВОРЕННЯ АН-124

8. АЛГОРИТМ ВИБРАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ПАСАЖИРСЬКОГО ЛІТАКА З ТВД

Базовими вихідними даними для розрахунку геометрії літака є: m_{0min} , λ_{opt} , $\chi_{п.к.}$, та також дані статистики або попередніх розрахунків за відносними розмірами й формами закрилків, елеронів, рулів, горизонтального та вертикального оперення, фюзеляжу й шасі.

8.1. РОЗРАХУНОК ГЕОМЕТРИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА

8.1.1. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ЛІТАКА



Площа крила

Розмах крила

Коренева хорда крила $b_0 = \frac{2S}{l} \cdot \frac{\eta}{\eta+1}$, м. Кінцева хорда крила $b_k = \frac{b_0}{\eta}$, м.

Координата носка кінцевої хорди по відношенню до носка кореневої хорди: $x_{нкx} = \frac{l}{2} \cdot \text{tg} \chi_{n.k}$, м.

Середня аеродинамічна хорда крила: $b_a = \frac{2 \cdot (1 + \eta + \eta^2) \cdot b_0}{3 \cdot \eta \cdot (1 + \eta)}$, м.

Координата за розмахом середньої аеродинамічної хорди крила: $z_a = \frac{l}{6} \cdot \left(\frac{\eta+2}{\eta+1} \right)$, м.

Поточна хорда крила: $b_z = b_0 \cdot \left(1 + \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{2 \cdot z}{l} \right)$, м. Розмах закрилка: $l_s = \frac{l - d_\phi - 2\Delta_{зб}}{2} \cdot \bar{l}_s$, м.

Коренева та кінцева хорда закрилка: $b_{0з} = \bar{b}_z \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2\Delta_{зб}}{l} \right)$, м,

$b_{кз} = \bar{b}_z \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{d_\phi + 2\Delta_{зб} + 2l_s}{l} \right)$, м. Розмах елерона: $l_{ел} = \frac{l - d_\phi}{2} - l_s - \Delta_{зб} - \Delta_{зе} - \Delta_{зк}$, м.

Коренева хорда елерона: $b_{0ел} = \bar{b}_{ел} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \bar{z}_{0ел} \right)$, м.

Кінцева хорда елерона: $b_{кел} = \bar{b}_{ел} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \bar{z}_{кел} \right)$, м

Товщина крила за бортовою нервюрою: $C_{\sigma.кр.} = \bar{C}_\sigma \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta-1}{\eta} \cdot \frac{l_u}{l} \right)$, м.

Товщина крила за кінцевою нервюрою: $C_{к.кр.} = \bar{C}_к \cdot \frac{b_0}{\eta}$, м (без урахування закінцівки крила);

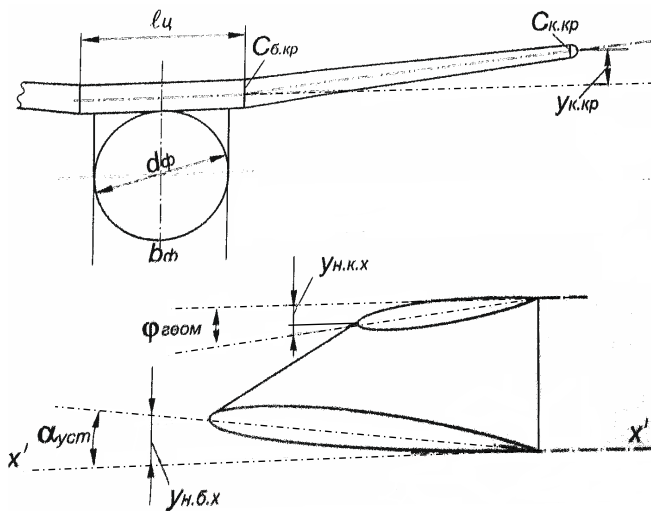
$$C_{к.кр.} = \bar{C}_к \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l - 2\Delta_{зк}}{l} \right), \text{ м (з урахуванням закінцівки).}$$

Вертикальне зміщення кінцевої хорди крила по відношенню до бортової хорди (через вплив кута ψ поперечного V): $C_{к.кр.} = \pm \left(\frac{l}{2} - \frac{l_{ц}}{2} \right) \cdot \text{tg}\psi$

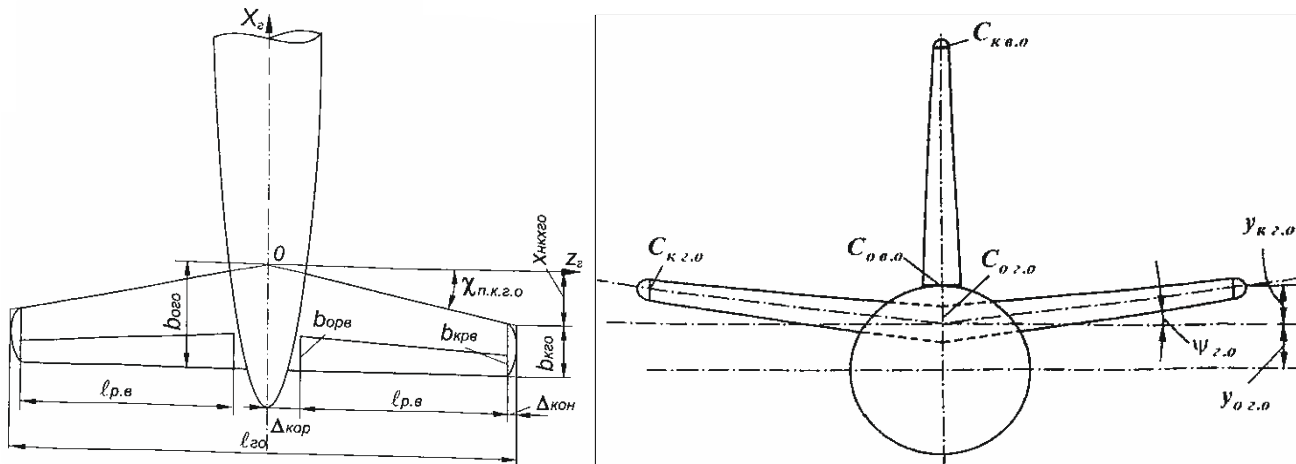
Вертикальна координата носка бортової хорди крила (хорди центроплана):

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

Вертикальна координата носка кінцевої хорди крила: $y_{н.к.х} = \frac{b_0}{\eta} \cdot \text{tg}\phi_{геом}, \text{ м}$



8.2.2. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕННЯ



Площа горизонтального оперення: $S_{з.о} = \bar{S}_{з.о} \cdot S, \text{ м}^2, S_{з.о} \approx 0,15 \dots 0,3, \eta_{з.о} \approx 2 \dots 3,5.$

Розмах горизонтального оперення: $l_{з.о} = \sqrt{\lambda_{з.о} \cdot S_{з.о}}, \text{ м}, \lambda_{з.о} \approx 5 \dots 7.$

Коренева та кінцева хорда горизонтального оперення: $b_{о з.о} = \frac{2 \cdot S_{з.о}}{l_{з.о}} \cdot \frac{\eta_{з.о}}{\eta_{з.о} + 1}, \text{ м}, b_{к з.о} = \frac{b_{о з.о}}{\eta_{з.о}}, \text{ м}.$

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення: $b_{а з.о} = \frac{2 \cdot b_{о з.о} \cdot (1 + \eta_{з.о} + \eta_{з.о}^2)}{3 \cdot \eta_{з.о} \cdot (1 + \eta_{з.о})}, \text{ м}.$

Координата носка кінцевої хорди: $x_{нкх з.о} = \frac{l_{з.о}}{2} \cdot \text{tg}\chi_{нк з.о}, \text{ м}, \chi_{нк з.о} \approx 0 \dots 20^\circ, \bar{b}_{р.в} \approx 0,25 \dots 0,35.$

Координата середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення: $Z_{a.z.o} = \frac{l_{z.o}}{6} \cdot \frac{\eta_{z.o} + 2}{\eta_{z.o} + 1}$, м.

Поточна хорда горизонтального оперення: $b_{z.z.o} = b_{0z.o} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{z.o} - 1}{\eta_{z.o}} \cdot \frac{2z}{l_{z.o}} \right)$, м.

Розмах керма висоти (одна консоль): $l_{p.в} = \frac{l_{z.o}}{2} - \Delta_{кор} - \Delta_{кон}$, м.

Коренева хорда керма висоти: $b_{0p.в} = \bar{b}_{p.в} \cdot b_{0z.o} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{z.o} - 1}{\eta_{z.o}} \cdot \frac{2\Delta_{кор}}{l_{z.o}} \right)$, м.

Кінцева хорда керма висоти: $b_{kp.в} = \bar{b}_{p.в} \cdot b_{0z.o} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{z.o} - 1}{\eta_{z.o}} \cdot \frac{l_{z.o} - 2\Delta_{кон}}{l_{z.o}} \right)$, м.

Товщина горизонтального оперення за нульовою хордою: $C_{0z.o} = \bar{C}_{0z.o} \cdot b_{0z.o}$, м.

Товщина горизонтального оперення за кінцевою хордою:

без урахування закінцівки $C_{кz.o} = \bar{C}_{кz.o} \cdot \frac{b_{0z.o}}{\eta_{z.o}} = \bar{C}_{кz.o} \cdot b_{кz.o}$, м;

з урахуванням закінцівки $C_{кz.o} = \bar{C}_{кz.o} \cdot b_{0z.o} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{z.o} - 1}{\eta_{z.o}} \cdot \frac{l_{z.o} - 2\Delta_{кон}}{l_{z.o}} \right)$, м.

Вертикальне зміщення кінцевої хорди горизонтального оперення по відношенню до нульової хорди без урахування кута встановлення г.о. ($\alpha_{ycm}=0$):

без урахування закінцівки г.о. $y_{кz.o} = \frac{l_{z.o}}{2} \cdot tg\psi_{z.o}$, м;

з урахуванням закінцівки г.о. $y_{кz.o} = \left(\frac{l_{z.o}}{2} - \Delta_{кон} \right) \cdot tg\psi_{z.o}$

Встановлення горизонтального оперення за висотою визначається координатою нульової хорди $y_{0z.o}$ величина якої залежить від місця розташування горизонтального оперення: на фюзеляжі, у місці стику вертикального оперення та фюзеляжу, на кінці вертикального оперення (Т-образне оперення).

8.2.3. Розрахунок геометрії вертикального оперення

Площа вертикального оперення: $S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S$, м², $\bar{S}_{в.о} \approx 0,08 \dots 0,2$.

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

Коренева хорда вертикального оперення: $b_{0в.о} = \frac{2 \cdot S_{в.о}}{l_{в.о}} \cdot \frac{\eta_{в.о}}{\eta_{в.о} + 1}$, м.

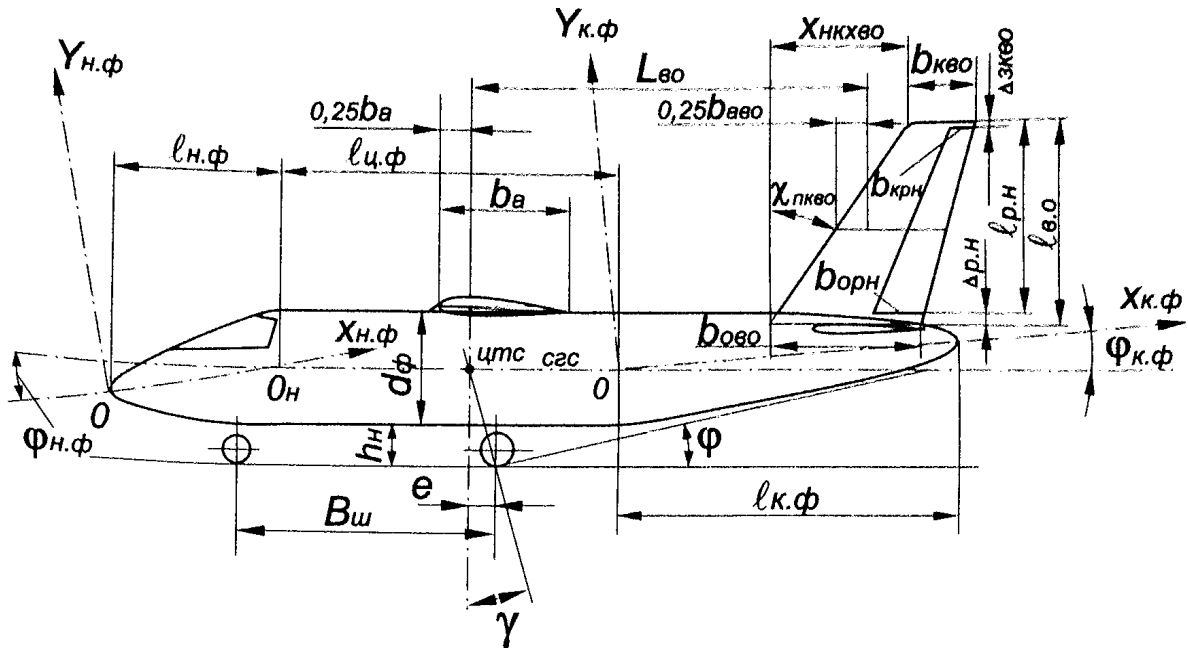
Кінцева хорда вертикального оперення: $b_{кв.о} = \frac{b_{0в.о}}{\eta_{в.о}}$, м.

Середня аеродинамічна хорда вертикального оперення: $b_{ав.о} = \frac{2 \cdot b_{0в.о} \cdot (1 + \eta_{в.о} + \eta_{в.о}^2)}{3 \cdot \eta_{в.о} \cdot (1 + \eta_{в.о})}$, м.

Координата (за висотою в.о) середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення:

$y_{ав.о} = \frac{l_{в.о}}{3} \cdot \frac{\eta_{в.о} + 2}{\eta_{в.о} + 1}$, м.

Поточна хорда вертикального оперення: $b_y = b_{в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о} - 1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{y}{l_{в.о}} \right)$, м.



Геометричні параметри фюзеляжу та вертикального оперення

Координата носка кінцевої хорди вертикального оперення: $x_{нкк\ в.о} = l_{в.о} \cdot \text{tg} \chi_{нкв.о}$, м,
 $\chi_{нкв.о} \approx 10^\circ \dots 30^\circ$.

Розмах керма напряду: $l_{к.н} = l_{в.о} - \Delta_{кн} - \Delta_{зкв.о}$

Коренева хорда керма напряду: $b_{0к.н} = \bar{b}_{к.н} \cdot b_{0в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о} - 1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{\Delta_{к.н}}{l_{в.о}} \right)$, м.

Кінцева хорда керма напряду: $b_{кк.н} = \bar{b}_{к.н} \cdot b_{0в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о} - 1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{l_{в.о} - \Delta_{зкв.о}}{l_{в.о}} \right)$, м.

Товщина вертикального оперення за кінцевою хордою:

без урахування закінцівки $C_{кв.о} = \bar{C}_{кв.о} \cdot \frac{b_{0в.о}}{\eta_{в.о}} = \bar{C}_{кв.о} \cdot b_{кв.о}$, м.

з урахуванням закінцівки $C_{кв.о} = \bar{C}_{кв.о} \cdot b_{0в.о} \cdot \left(1 - \frac{\eta_{в.о} - 1}{\eta_{в.о}} \cdot \frac{l_{в.о} - \Delta_{зкв.о}}{l_{в.о}} \right)$, м.

8.2.4. Розрахунок геометричних параметрів фюзеляжа

Довжина фюзеляжа: $l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}$, м, $\lambda_{\phi} \approx 4 \dots 10$, $d_{\phi} \approx 2 \dots 3$, $\lambda_{у.ф} = 1,3 \dots 1,8$, $\lambda_{к.ф} = 2,5 \dots 3,5$.

Довжина носової частини фюзеляжа: $l_{н.ф} = \lambda_{н.ф} \cdot d_{\phi}$, м.

Довжина кормової частини фюзеляжа: $l_{к.ф} = \lambda_{к.ф} \cdot d_{\phi}$, м.

Довжина циліндричної частини фюзеляжа: $l_{ц.ф} = l_{\phi} - l_{н.ф} - l_{к.ф}$, м.

Обводи носової частини фюзеляжа: $y_{н.ф} = \pm a \cdot \left(\frac{x_{н.ф} \cdot d_{\phi}}{4 \lambda_{н.ф}} \right)^m$.

Коефіцієнти *m* та *a*

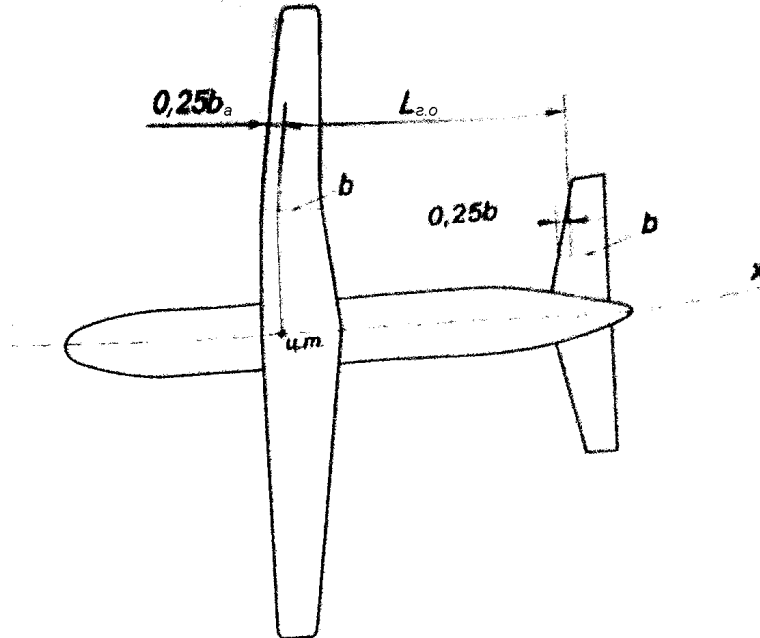
<i>m</i>	0,35	0,40	0,45	0,5	0,55	0,60	0,65
<i>a</i>	1,1293	1,08845	1,04138	1	0,96026	0,9221	0,88546

Обводи кормової частини фюзеляжа: $y_{к.ф} = \pm b \cdot \left(\frac{(\lambda_{к.ф} \cdot d_{\phi} - x) \cdot d_{\phi}}{4\lambda_{к.ф}} \right)^n$.

Коефіцієнти n та 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

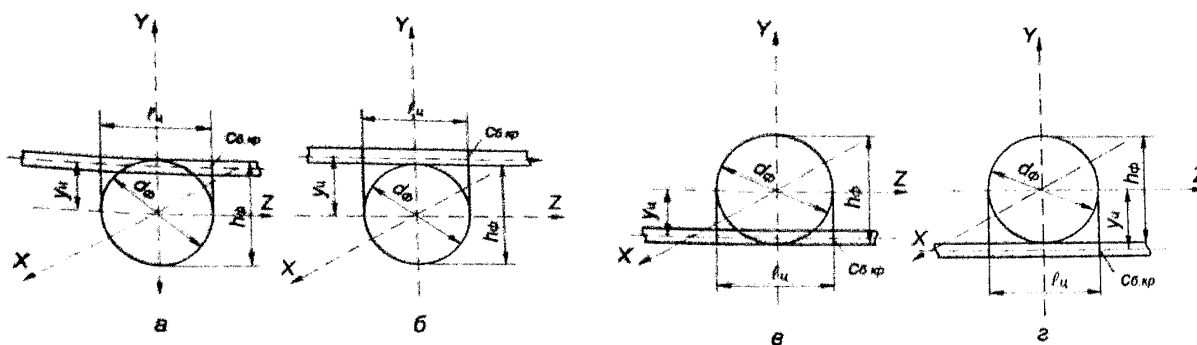
8.2.5. Ув'язання крила та оперення з фюзеляжем



Розташування крила та оперення за довжиною фюзеляжа визначається плечима горизонтального $L_{z.o}$ й вертикального оперення $L_{v.o}$

$$L_{z.o} = \frac{A_{z.o} \cdot b_a}{S_{z.o}}, \text{ м. } L_{v.o} = \frac{B_{v.o} \cdot l}{S_{v.o}}, \text{ м.}$$

Для літака цього класу: $A_{z.o} = 0,8-1,1$; $\bar{S}_{z.o} = 0,2...0,28$; $B_{v.o} = 0,05-0,08$; $\bar{S}_{v.o} = 0,13...0,19$.



Положення крила за висотою фюзеляжа визначається координатою площини хорд центроплана відносно будівної горизонталі літака.

Відстань від площини хорд центроплана $Y_{ц}$ до будівничої горизонталі наводиться тут без урахування кута встановлення крила. Якщо врахувати кут встановлення крила, то треба рахувати до хвостика бортової хорди.

Для фюзеляжа колового поперечного розрізу:

$$Y_{ц} = \pm \left[\frac{d_{\phi}}{2} \pm C_{\phi,кр} \right] = \pm \left[\frac{d_{\phi}}{2} \pm \bar{C}_{\phi} \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_{ц}}{l} \right) \right]$$

Для фюзеляжа неколового поперечного розрізу:

$$Y_u = \pm \left[\frac{h_\phi}{2} \pm C_{\bar{\sigma},kp} \right] = \pm \left[\frac{h_\phi}{2} \pm \bar{C}_\sigma \cdot b_0 \cdot \left(1 - \frac{\eta - 1}{\eta} \cdot \frac{l_y}{l} \right) \right]$$

Відстань від продольної осі літака (площини

симетрії до осі гвинта): $Z_{в.н} = \frac{d_\phi + d_\phi}{2} + \Delta B_\phi$, м.

Якщо діаметр гвинта невідомий (його треба визначити), то у першому наближенні це можна

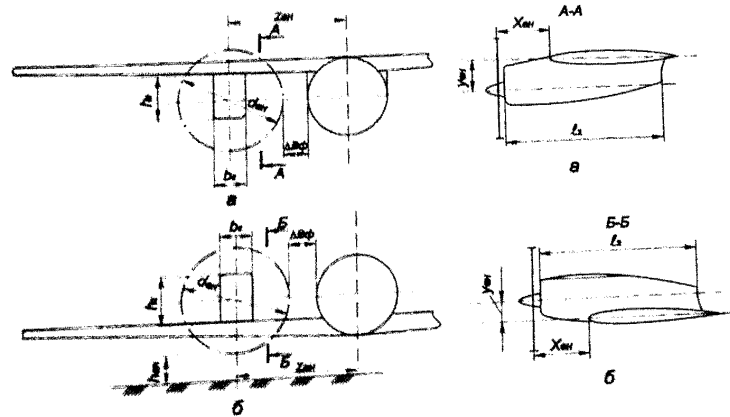
зробити за формулою: $d_{в.н} = \sqrt[4]{\frac{N_0}{8,1}}$, м.

Проміжок між гвинтом та фюзеляжем повинен

бути в межах: $\Delta B_\phi = (0,1 - 0,3) \cdot d_{в.н}$

Винесення площини оберта гвинта від передньої кромки крила (по осі гвинта) повинен

обиратись в межах: $X_{вн} = (0,5 - 1) \cdot b_{вн}$.



8.2.7. Розрахунок геометричних параметрів шасі

Винесення головних стояків шасі для літаків з високим розташуванням крила при гранично задній центровці $\bar{x}_{T_3} = 0,25$ можна прийняти:

$$e = (0,18 - 0,2) \left(\frac{d_\phi}{2} + h_n \right), \text{ м, } \gamma = \varphi + (1 - 3)^\circ.$$

Для літака з високим розташуванням крила висота шасі диктується мінімальною відстанню від нижньої точки фюзеляжа до поверхні злітнопосадкової полоси h_n .

Тут висота h_n має забезпечити кут опрокидування $\varphi = (10...13)^\circ$.

Відстань $h_{вн}$ у більшості випадків вибирається у межах $h_{вн} = (0,17 - 0,25) \cdot d_{вн}$, м.

Для літака з низьким розташуванням крила винос головних стояків шасі:

$$e = (0,15 - 0,20) \cdot b_a, \text{ м.}$$

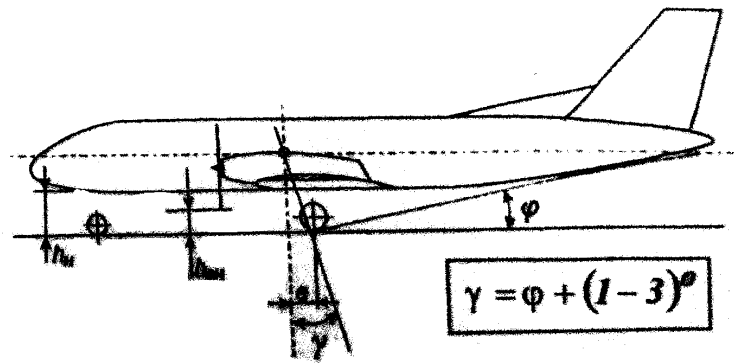
База шасі незалежно від розташування крила за висотою фюзеляжа приймається:

$$B_{ш} = (0,3 - 0,4) \cdot l_\phi, \text{ м.}$$

Колія шасі для літаків з високо розташованим крилом та головними стояками, закріпленими на фюзеляжі та тими, що прибираються у фюзеляж, має бути: $K_{ш} \geq 0,11 \cdot l$, м.

Коли головні стояки шасі співпадають з гондолами двигунів, то колія шасі є:

$$K_{ш} = d_\phi + d_{вн} + \Delta B_\phi, \text{ м.}$$



9. КОМПОНУВАННЯ ТА ЦЕНТРУВАННЯ ЛІТАКА

9.1 Термінологія

Компонування – це взаємна просторова ув'язка частин літака, їх зовнішніх форм й конструктивно-силової схеми з розташуванням екіпажа, пасажирів, вантажів, обладнання, палива й двигунів (для військових літаків та озброєння).

Центрування літака визначається положення центром мас всього літака по відношенню до крила та має бути у відсотках САХ. Центрування рівняється відношенню відрізка від початку САХ, що спроектована на площу симетрії літака, до центру мас, до величина САХ та має бути

у відсотках її довжини: $\bar{x}_m = \frac{x_m - x_a}{b_a} 100\%$

Біля поверхні землі центр мас системи співпадає з центром тяжіння, тоді: $\bar{x}_T = \frac{x_T - x_a}{b_a} 100\%$.

9.2. Аеродинамічне компоування

9.2.1. Завдання аеродинамічного компоування

1. За для вирішення задачі ефективності скомпонований за всіма правилами літак мусить мати мінімальні розміри.
2. У крейсерському польоті з визначеною швидкістю літак повинен мати максимальну аеродинамічну якість, щоб забезпечити мінімальну витрату палива. У зв'язку з цим у літака має бути мінімальний супротив та мінімальна втрата на балансування.
3. Під час зльоту та посадки повинен мати якомога більшу величину $C_{y_{max}}$ при забезпеченні нормованих запасів безпеки.
4. На усіх режимах польоту літак повинен мати нормовані запаси стійкості й керованості.
5. На літаку мають бути забезпечені найсприятливіші умови для роботи силової установки, які визначаються мінімально можливими втратами на вході повітря у двигуни та на виході газів з вихідних сопел двигунів.
6. Вихід літака на граничні режими польоту (наприклад великі швидкості чи великі кути атаки) не має супроводжуватися небезпечними наслідками (флатер, біфінг, глибокий зрив, штопор та ін.), мають бути передбачені заходи, що попереджують вхід в такі режими та передбачають вихід з цих режимів на нормальні.

9.2.2 Зменшення втрат на балансування.

Як відомо, рівняння балансувальної поляри для нормальної схеми має вигляд:

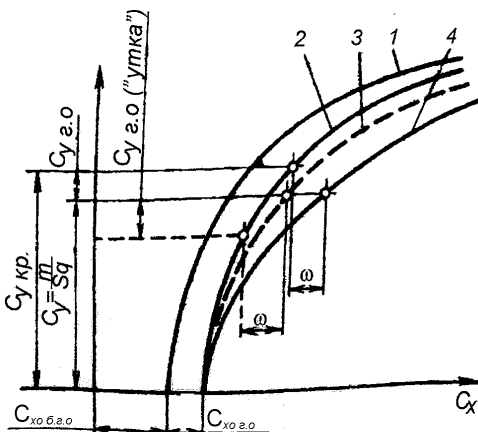
$$C_{x_{бал}} = C_{x0} + \frac{1 + \omega}{\pi \lambda_{кр.еф}} C_y^2, \text{ де } \omega = \bar{\sigma}_{\delta z.o} \left[2(K_\varepsilon - 1) + \bar{\sigma}_{\delta z.o} \left(1 - 2K_\varepsilon + \frac{\lambda_{rh/ta}}{k_{z.o} \lambda_{z.o.еф} \bar{S}_{z.o}} \right) \right],$$

$$\bar{\sigma}_{\delta z.o} = m_{z\delta z.o}^{C_y} / \bar{L}_{z.o.еф}.$$

Видно, що мінімальне значення $C_{x_{бал}}$ буде при $\omega = 0$:

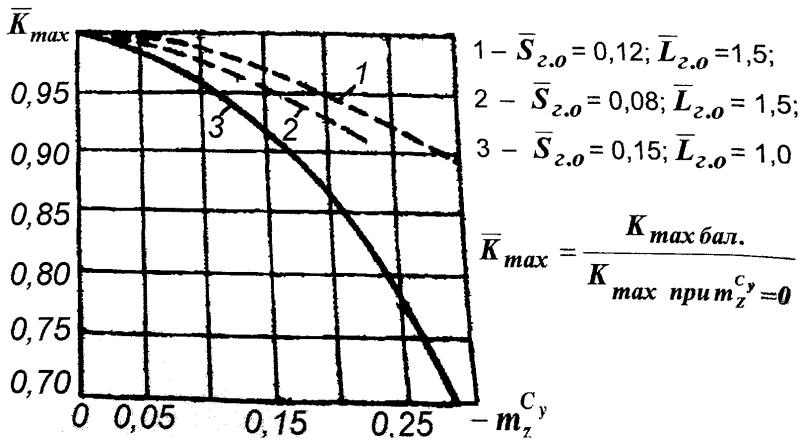
$$\omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{\delta z.o} = 0 \\ \bar{\sigma}_{\delta z.o} = \frac{2(K_\varepsilon - 1)}{1 - 2K_\varepsilon + \lambda_{кр.еф} / (k_{z.o} \lambda_{z.o.еф} \bar{S}_{z.o})} \end{cases}$$

$$\text{Для літака схеми «утка»: } \omega = 0 \text{ при } \begin{cases} \bar{\sigma}_{\delta z.o} = 0 \\ \bar{\sigma}_{\delta z.o} = \frac{2(K_{\varepsilon_{кр}} \lambda_{z.o} \bar{S}_{z.o} + K_{\varepsilon z.o} \lambda_{кр.еф})}{\lambda_{кр.еф}} \end{cases}$$



Побудова балансувальних поляр для літаків нормальної схеми й схеми «утка».

- 1 – літак без г.о.;
- 2 – літак з г.о. при $m_z^{C_y} = 0$;
- 3 – балансувальна поляра схеми «утка»;
- 4 – балансувальна поляра нормальної схеми при $m_z^{C_y} < 0$.



Втрати \bar{K}_{max} в різних схемах в залежності від величини $m_z^{C_y}$:
 — нормальна схема;
 - - - - - схема «утка».

9.2.3. Правило площин

Для забезпечення мінімального супротиву літака при великих дозвукових швидкостях та у тансзвуковій зоні швидкостей еюра суми поперечних розрізів всіх елементів літака має відповідати епюрі еквівалентного тіла оберту мінімального супротиву.

9.2.5. Розташування горизонтального оперення

Для забезпечення повздожньої статичної стійкості літака, за перевантаженням його центр мас має знаходитись перед фокусом літака й відстань між цими точками, віднесена до величини САХ крила, визначають ступінь повздожньої стійкості:

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

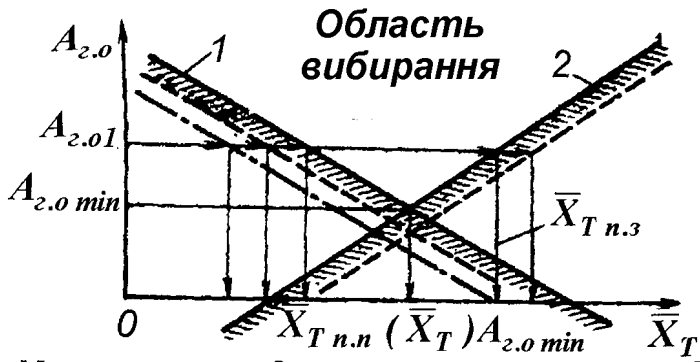
В нормальній схемі літака фокус комбінації «крило-фюзеляж» після встановлення горизонтального оперення переміщується назад, у схеми «утка» уперед. Величина цього переміщення оцінюється рівнянням:

$$\Delta \bar{x}_{F_{z.o}} = k_{z.o} A_{z.o} \frac{C_{y_{z.o}}^{\alpha_{z.o}}}{C_y^\alpha} (1 - \varepsilon^\alpha)$$

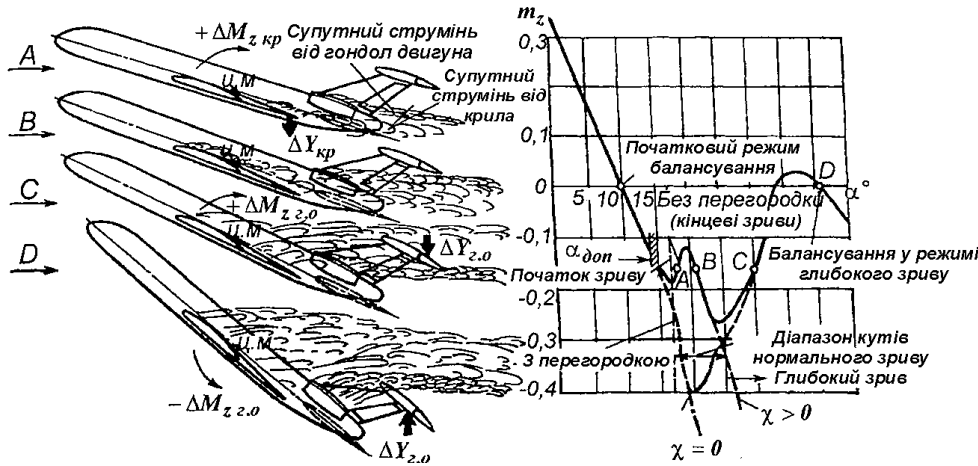
При деякій необхідній або заданій ступені повздожньої стійкості $m_{z.nomp}^{C_y}$ та при відомому положенні центру мас (відносно САХ) необхідне переміщення фокуса комбінації крило-фюзеляж за рахунок горизонтального оперення визначається формулою:

$$\pm \Delta x_{F_{z.o}} = m_{z.nomp}^{C_y} - \bar{x}_T + \bar{x}_{F_{z.o}}, \text{ де } - \Delta x_{F_{z.o}} \text{ для нормальної схеми; } + \Delta x_{F_{z.o}} \text{ для схеми «утка».$$

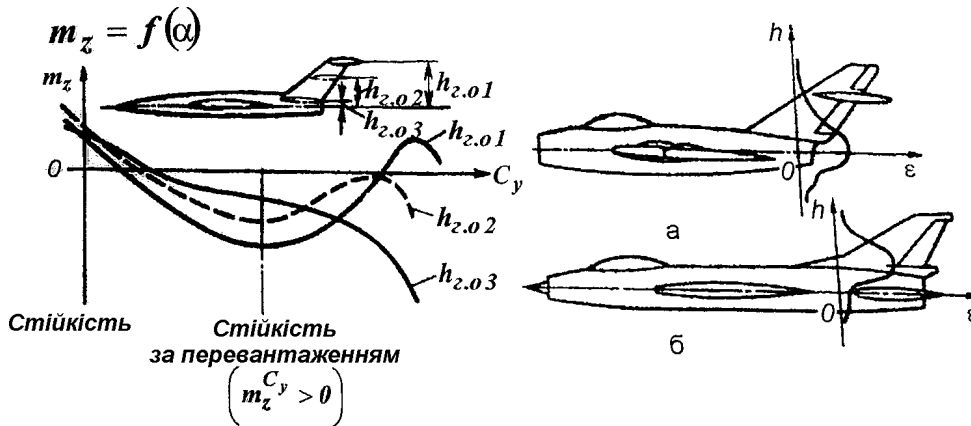
Типи літаків	$A_{z.o}$	$A_{e.o}$	$\frac{L_{z.o}}{b_a} = \frac{L_{e.o}}{b_a}$
Магістральні пасажирські з ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2,0...3,0
Магістральні пасажирські з ТРД та ТРДД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Важкі маневрові зі стрілоподібним крилом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Важкі маневрові з прямим крилом	0,45...0,55	0,05...0,09	2,0...3,0
Швидкісні маневрові	0,40...0,50	0,05...0,08	1,5...2,0



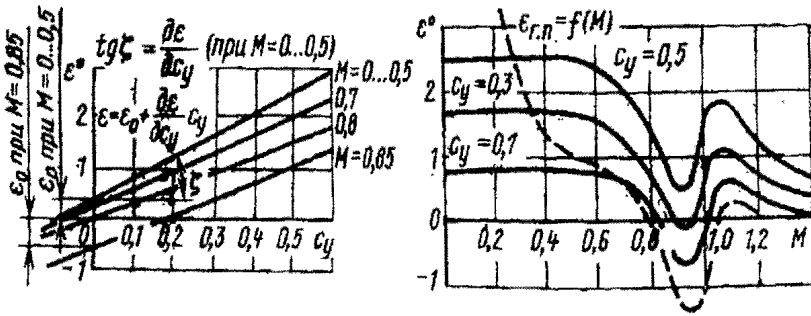
Характер граничних ліній («хрест»), що обмежують область вибору $A_{z.o}$ й \bar{X}_T з умов забезпечення мінімально допустимої ступені повздовжньої стійкості за перевантаженням (1) та балансування літака на великих кутах атаки (2)



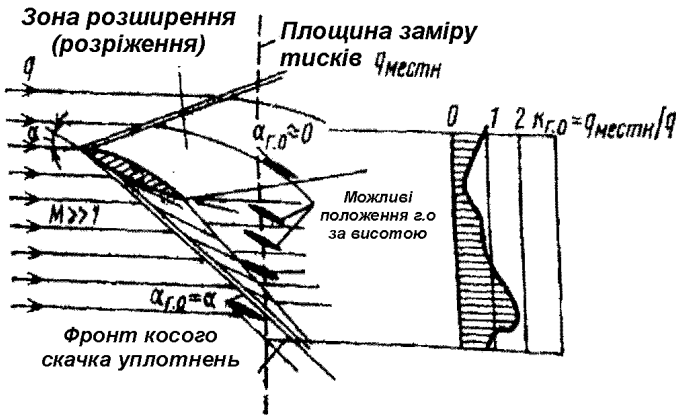
Розвиток зриву потоку на стрілоподібному крилі з верхнім розташуванням горизонтального оперення і характерне протікання залежності $m_z = f(\alpha)$



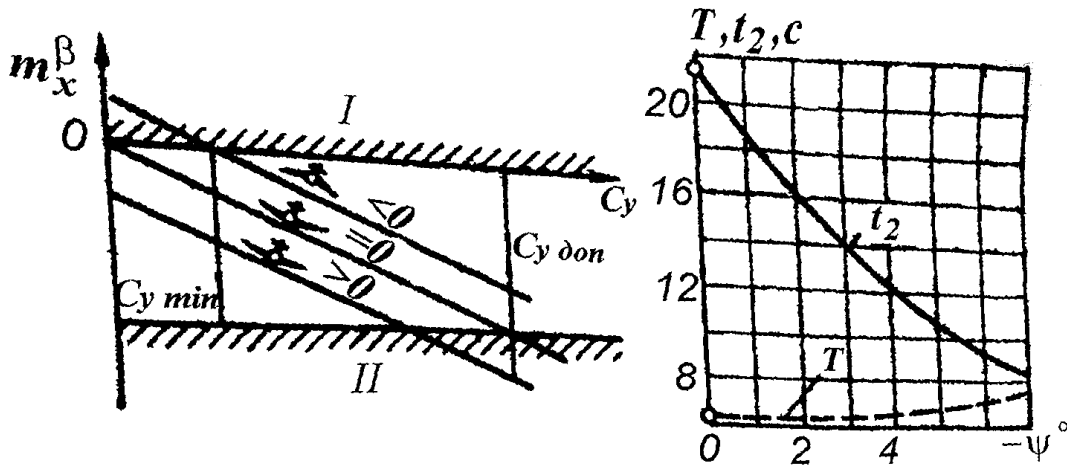
Вплив висоти розташування горизонтального оперення на характер залежностей $m_z = f(\alpha)$ характер змінення за висотою величини скосу потоку та вибір місця розташування горизонтального оперення



Приклад змінення скосу потоку за крилом при змінній коефіцієнті піднімальної сили крила й чисел M польоту (пунктиром показано змінення скосу в горизонтальному польоті); характер змінення коефіцієнта гальмування потоку $k_{2.0}$ за крилом та кутів атаки оперення при різних положеннях за висотою на великій надзвуковій швидкості ($M=4$; $\alpha=5^\circ$)

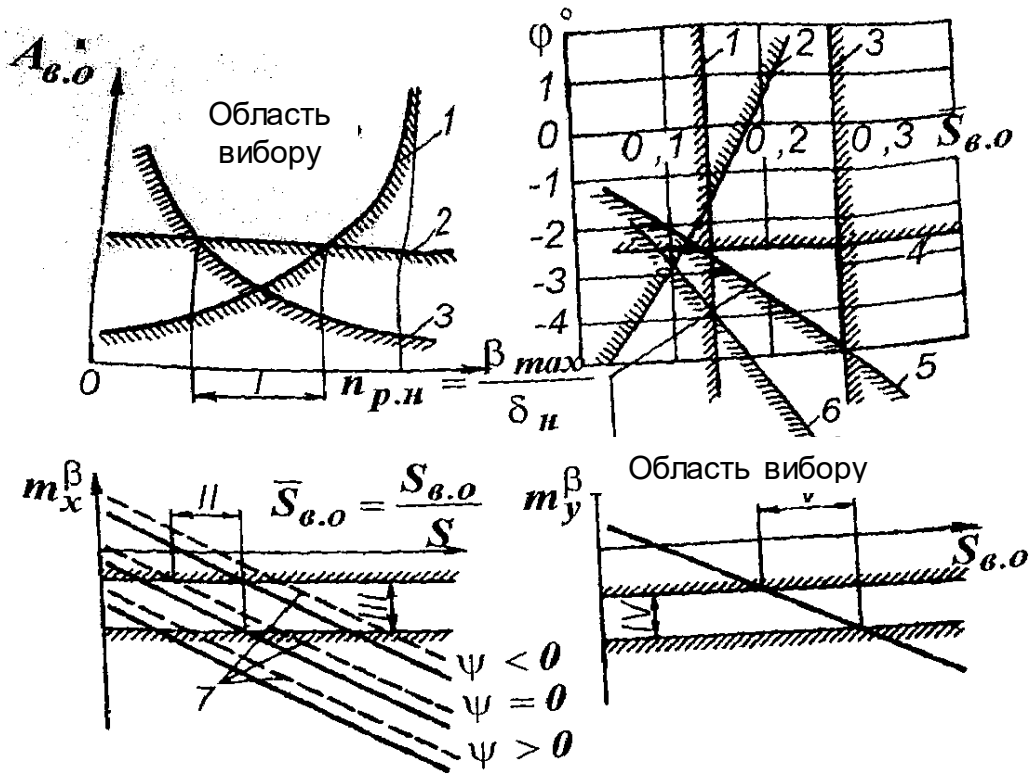


9.2.5. Вибирання параметрів вертикального оперення й поперечного V крила

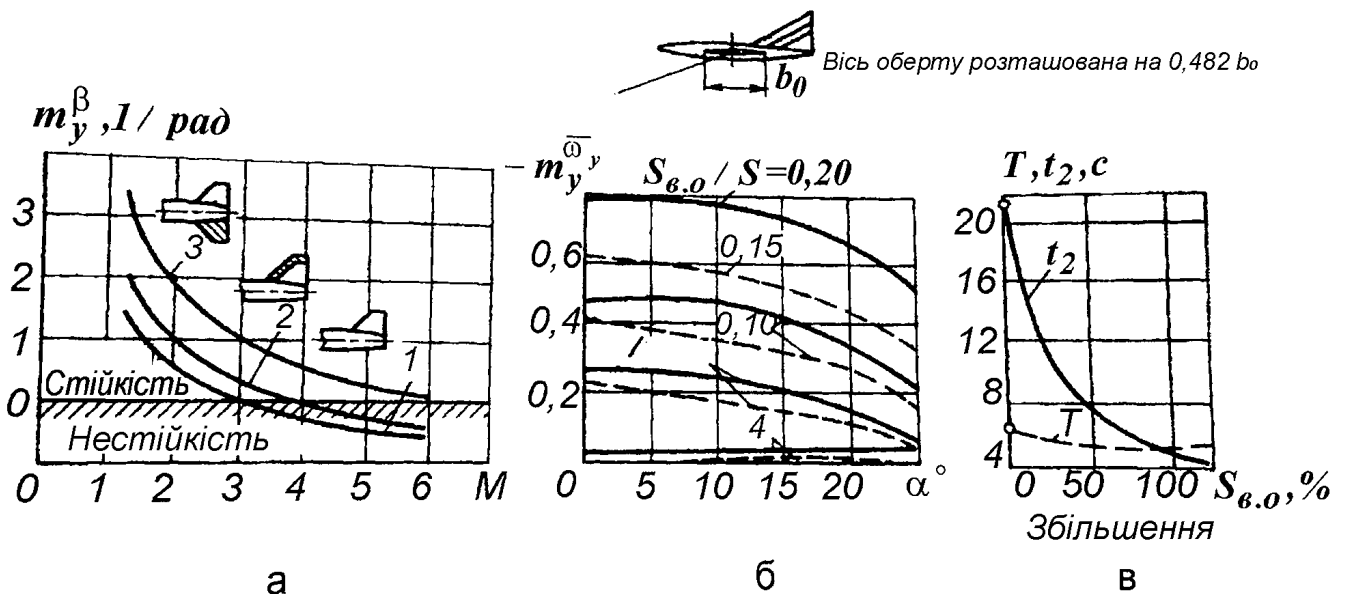


Вплив зміни поперечного V крила ($\psi \Leftrightarrow 0$) на статичні та динамічні характеристики літака в бічному русі:

- а – характер змінення залежності $m_x^\beta = f(C_y)$ літаків зі стрілоподібним крилом; б – змінення характеристик бічної динаміки стійкості літака Боїнг В-47 на режимах заходження на посадку, Т – період бічних короткоперіодичних коливань; t_2 - час зменшення амплітуди коливань удвічі; I - зона поперечної нестійкості; II – зона занадто великої поперечної нестійкості.



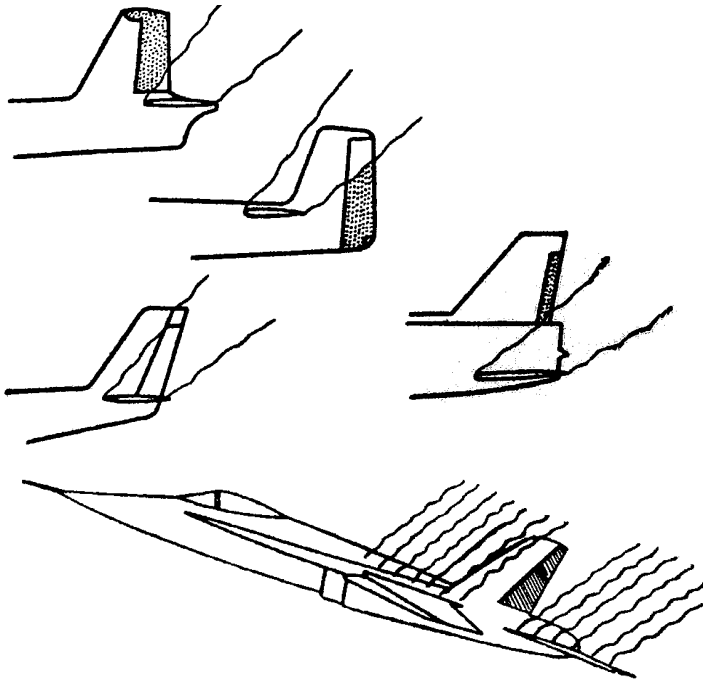
Вибір параметрів вертикального оперення (в.о.) та кута поперечного V крила.
 а – область вибору коефіцієнтів статичного моменту в.о. та ефективності керма напрямку;
 б – вибір відносної площі в.о.
 в – приклад побудови граничних ліній та отримання області вибору відносної площі в.о. та кута поперечного V крила легкого дозвукового літака зі стрілоподібним крилом.



Вплив зміни площі вертикального оперення на статичні та динамічні характеристики бічного руху літака: а – змінення путьової статичної стійкості літака на надзвукових швидкостях, б – змінення похідної m_y^{ω} , що характеризує демпфірування коливань ризкання при різних кутах атаки; в – змінення характеристик бічної динамічної стійкості літака В-47 на режимах заходу посадки.

9.2.6. Взаємне розміщення горизонтального та вертикального оперень

Для літаків з Т-подібним оперенням затінення вертикального оперення горизонтальним не відбувається. При розташуванні горизонтального оперення на фюзеляжі треба дуже ретельно вибрати його положення як по висоті кормової частини фюзеляжу, таки вздовж нього.



Приклад взаємного розташування вертикального та горизонтального оперень. Ефективна площа керма напрямку заштрихована

Супутній струм від крила й стабілізатора літака F18 при дуже великих кутах атаки (~45°). Керама напрямку знаходяться за межами потоків (заштриховані)

Центрувальна відомість літака

Для розрахунків центрування необхідно скласти вагове зведення й відомості. При розрахунку центрування у першому наближенні за початкові маси приймають маси другого наближення. Підраховують статистичні моменти маси головних елементів (вантажів) відносно початку координат: частка від ділення суми цих статичних моментів на суму мас та дає координату розташування центра мас літака.

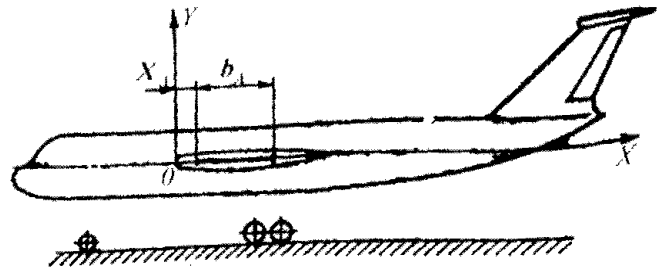
Після підрахунків

$\sum(mgx)_i$, $\sum(mgy)_i$ та $\sum(mg)_i$ отримують координати центра мас:

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

а значення центрування визначаємо:

$$\bar{x}_T = \frac{x_T - x_A}{b_A}$$



Розташування осей OX й OY при розрахунку центрування літака

Положення центра мас літака за висотою необхідно враховувати і тоді, коли він знаходиться далеко від крила: $x'_T = \frac{x_T - x_A}{\cos \varphi} + [(y_A - y_T) - (x_T - x_A)tg\varphi] \sin \varphi$.

Після розрахунків центрування у першому наближенні необхідно мати наступні значення x'_T (положення центра мас літака відносно b_A).

літаки з прямим крилом	0,15...0,25
літаки зі стрілоподібним крилом ($\chi = 30...40^\circ$)	0,26...0,30
літаки зі стрілоподібним крилом ($\chi = 50...60^\circ$)	0,30...0,34
літаки з трикутним крилом малого подовження	0,32...0,36

Центрувальна відомість літака

Агрегат, вантаж	$(mg)_i$, даН	x_i , м	$(mgx)_i$, даН·м	y_i , м	$(mgy)_i$, даН·м
I. КОНСТРУКЦІЯ Крило Фюзеляж Горизонтальне оперення Вертикальне оперення Переднє шасі (випущено) Переднє шасі (прибрано) Основні стояки шасі (випущені) Основні стояки шасі (прибрані)					
II. СИЛОВА УСТАНОВКА Двигуни середні Двигуни крайні Гондоли середніх двигунів Гондоли крайніх двигунів Паливна система					
III. ОБЛАДНАННЯ Радіо, навігаційне, керування, зв'язкове електричне обладнання Гідравлічне та інше обладнання					
IV. СПОРЯДЖЕННЯ Льотчики Бортінженер Стюардеси Спеціальне спорядження					
V. ПАЛИВО Група I Група II					
VI. НАВАНТАЖЕННЯ Пасажири Багаж Бойове навантаження					
Сума	$\sum (mg)_i$		$\sum (mgx)_i$		$\sum (mgy)_i$

Якщо такі значення не отримані, то треба змінити положення центра мас літака. Це можливо двома шляхами:

а) переміщення окремих вантажів:
$$\Delta \bar{x}_T = \frac{m_i}{m_c} \frac{x_{i0} - x_{i1}}{b_A}$$

б) переміщенням усього фюзеляжу з розташованими в ньому вантажами відносно крила:

$$\Delta x_{сп.ф} = \frac{\Delta x_T^* m_c b_A}{m_{сп.ф}}$$

У розрахунках центрування першого наближення можна прийняти:

а) положення центру мас крила на (0,4...0,42) b_A ;

б) положення центру мас оперення на (0,45...0,5) $b_{Аз.о}$;

в) положення центру мас фюзеляжу приблизно на 0,5 довжини фюзеляжу, якщо крило пряме, та на 0,6 довжини фюзеляжу, якщо крило стрілоподібне;

г) центр мас палива та паливної системи у центрі мас площі паливних відсіків крила на плановій проекції літака; для паливних відсіків (баків) у фюзеляжі підраховується обсяг палива

для кожного бака окремо. Максимальний об'єм палива в крилі (м^3): $V_{\text{м.кр}} \approx 0,7 \frac{\bar{C}_{\text{cp}} S^{1.5}}{\sqrt{\lambda}}$

Щільність палива для ВМД приймається: $\rho_{\text{топ}} = 800 \text{ кг/м}^3$;

д) масу обладнання для розрахунків першого наближення можна розділити на чотири частини:

– радіоелектронне обладнання;

– електроустаткування;

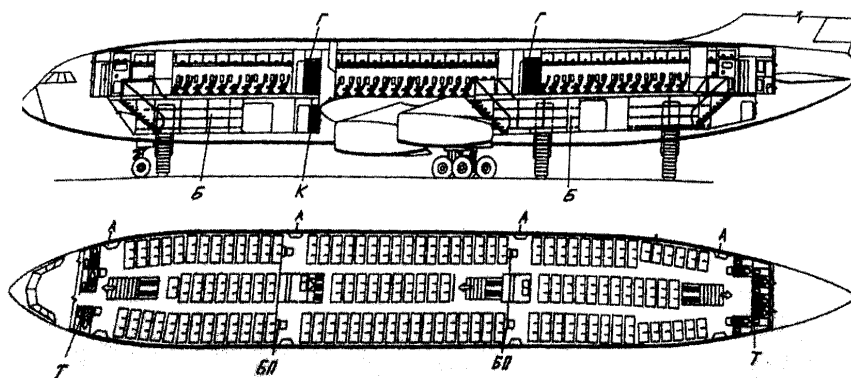
– гідравлічне обладнання;

Обладнання пасажирських салонів.

е) маса пілотів 100 кг для військових літаків та 80 кг для цивільних; бортпровідників 80 кг; маса пасажирів залежить від типу літака, для місцевих або магістральних ліній та інших умов у середньому можна приймати масу пасажирів 75 кг та його багажу 15 кг.

Компонування пасажирських та багажних приміщень широкофюзеляжного пасажирського літака Іл-86:

Т – туалети; Б - багажні приміщення, Г - гардероби; К – кухня; БП – бортпровідники.



9.3. Об'ємномасове компонування

9.3.1. Центровка літака. Основні поняття

Завдання розрахунку центровки літака складається головним чином в математичному обґрунтуванні компонувальних схем літака, внутрішнього компонування салонів та відсіків, а в області експлуатації в вирішенні питань загрузки літака.

9.3.2. Значення центровки при проектуванні та експлуатації літака

Для літака, що має шість ступенів свободи, точне визначення його центру мас та створення достатньо широкого діапазону допустимих центровок має велике значення, тому що центровка значно впливає на стійкість та керованість літака на землі та в повітрі, а також на простоту пілотування, надійність та безпеку польота, на економічну ефективність літака, оперативність й економічність експлуатації.

9.3.3. Вимоги до центровки дозвукових пасажирських літаків при проектуванні

Комплекс вимог до проектування пасажирських літаків включає вимоги:

– до величини діапазону центрування;

9.3.4. Розрахунок центрування у першому наближенні

Центр маси (ц.м.) літака має бути приведений у таке положення щодо середньої аеродинамічної хорди крила b_a при якому:

– у варіанті найбільш заднього положення ц.м. Щоб забезпечувалася умова:

$$\bar{x}_{Тпр.з} - \bar{x}_F = m_{z\text{дон}}^{C_y}$$

– у варіанті найбільш переднього положення ц.м., щоб забезпечувалася умова достатності відхилення керм висоти або стабілізатора для балансування літака на режимі зльоту та посадки при відхиленій механізації крила.

При розрахунках першого наближення можна набрати значення τ ;

- для дозвукових пасажирських літаків – 0,15;
- для надзвукових пасажирських та важких військових літаків – 0,05;
- для маневрених літаків – 0,03.

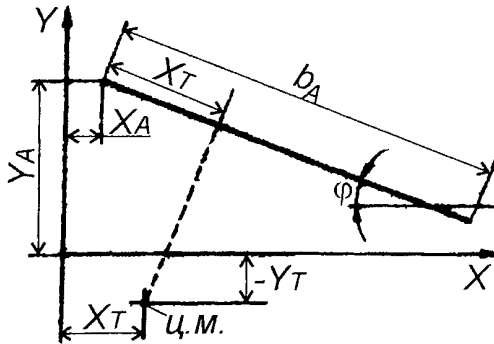
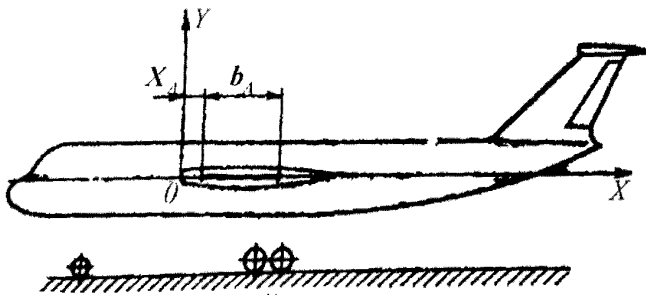
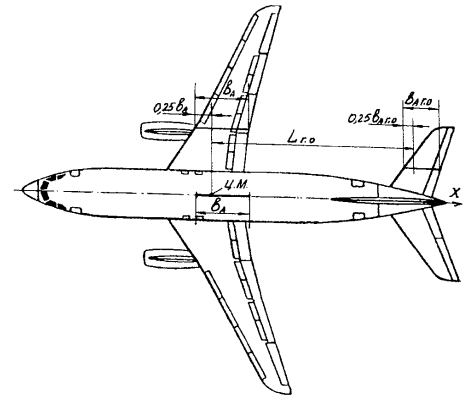


Схема визначення центровки при великій відстані центру мас літака від площині середньої аеродинамічної хорди: ϕ кут між b_a та горизонтальною площиною XOZ



Розміщення осей OX та OY при розрахунку центровки літака: x_a – абсциса носка середньої аеродинамічної хорди крила (негативна, якщо носок b_a знаходиться попереду початку координат точки 0)

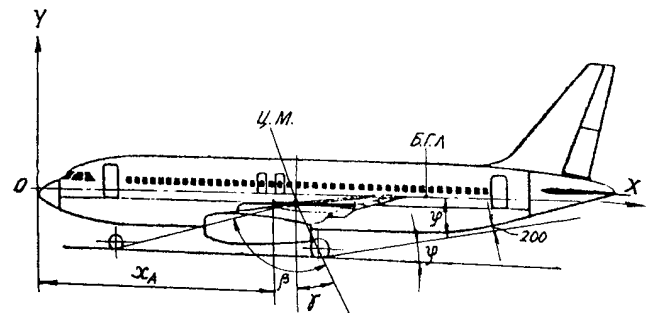


Схема ув'язування горизонтального і вертикального оперень, крила та шасі з фюзеляжем літака і відносно щрдо центру маси літака

9.3.5. Розрахунок центровки в другому та наступних наближеннях

Цей розрахунок роблять так:

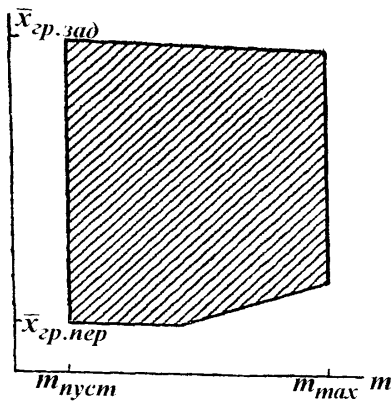
- уточнюють вагове зведення літака з розбиванням на більш малі групи;
- розраховується фокус літака;
- відповідно до величини $m_{z\text{min}}^{C_y}$ перераховують центровку для забезпечення необхідного

положення центру мас літака.

Розрахунок центровки виконується для наступних варіантів:

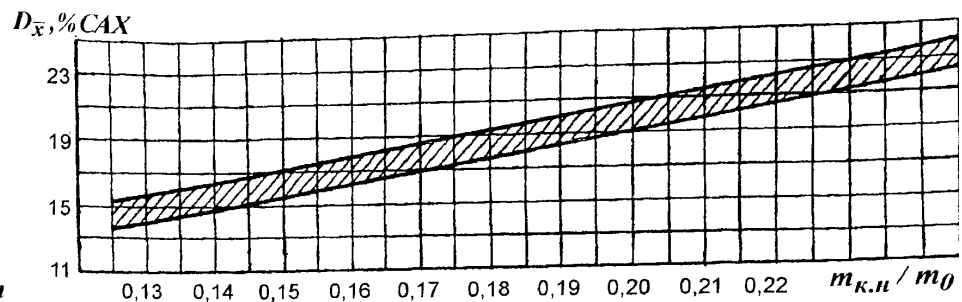
- а) максимально допустима маса літака з повною заправкою паливом і відповідно зменшеним навантаженням;
- б) максимально допустима маса літака з повним навантаженням (комерційним чи бойовим), баки заповнені відповідною кількістю палива;
- в) літак з повною заправкою паливом без навантаженням (перегінний варіант);
- г) літак з повним навантаженням без палива (граничний посадковий варіант);
- д) пустий літак без навантаження та палива:
 - зі спорядженням (з екіпажем);
 - без спорядження.

9.3.6. Вибір діапазона центровок



Графічне вираження центрувань у функції злітної маси (зрізана зона невикористаних центровок для зменшення величини навантажень на оперення та на фюзеляж від Г.О.)

- Шляхи виконання цих умов:
- а) створення широкого діапазону центрувань;
 - б) досягнення такого положення ц.т. порожнього спорядженого літака (з екіпажем), яке було б поблизу точки, що лежить у центрі діапазону центровок;
 - в) визначення положення - діапазону центровок за довжиною b_a



Необхідний для експлуатації діапазон центровок для літаків з різною вантажопідйомністю та дальністю польоту

- Умов вибору потрібного діапазону центровок небагато, та вони суперечливі. До них відносяться:
1. Свобода маніпуляцій під час завантаження літака, тобто відсутність жорстких обмежень щодо розміщення пасажирів та вантажів. Щодо цього віддається перевага зосередженому розміщенню пасажирів і контейнерів і менше – зручно симетричному (в ідеальному випадку – довільне розміщення пасажирів).
 2. Безперешкодні (з умов центрування) можливості перекомпонування пасажирських салонів і, зокрема, варіації за кількістю та класністю крісел.
 3. Мінімальне відхилення центрування літака при заправленні та витраті палива.
 4. Можливість мінімальних запасів стійкості заради економії палива, що використовується.

9.3.7. Визначення величини середньої аеродинамічної хорди b_a

b_a – це хорда прямокутного крила, еквівалентна даному крилу за моментними характеристиками відносно поперечної осі Z, яка проходить через початок кореневої хорди даного крила.

У загальному випадку: $b_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} b^2(z) dz,$

а її початок відносно вісі Z: $x_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} x(z)b(z) dz.$

В тому випадку, якщо крило має велике поперечне V: $y_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} y(z)b(z) dz.$

Якщо крило має геометричну крутку кінцевої хорди щодо кореневої, то кутове положення щодо хорди кореневого перерізу визначається так: $\varphi_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} \varphi(z)b(z) dz$

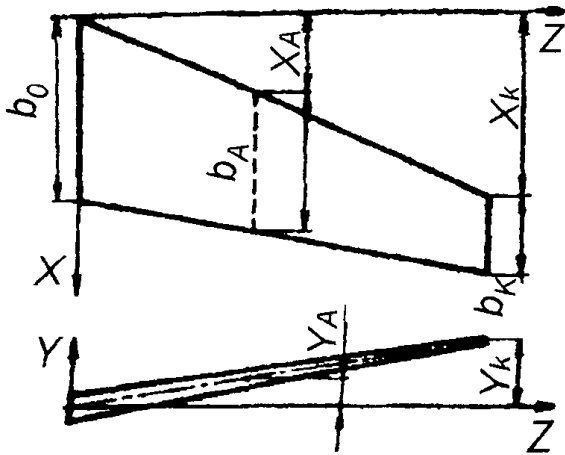


Схема розрахунку b_a для трапецієподібного крила

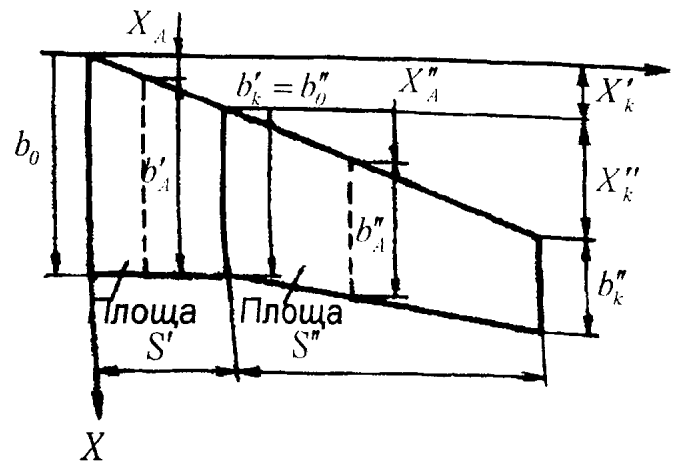
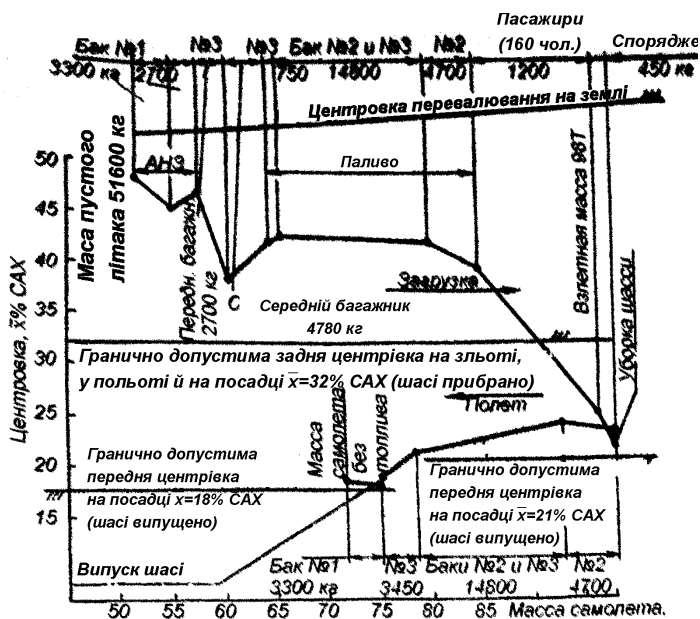


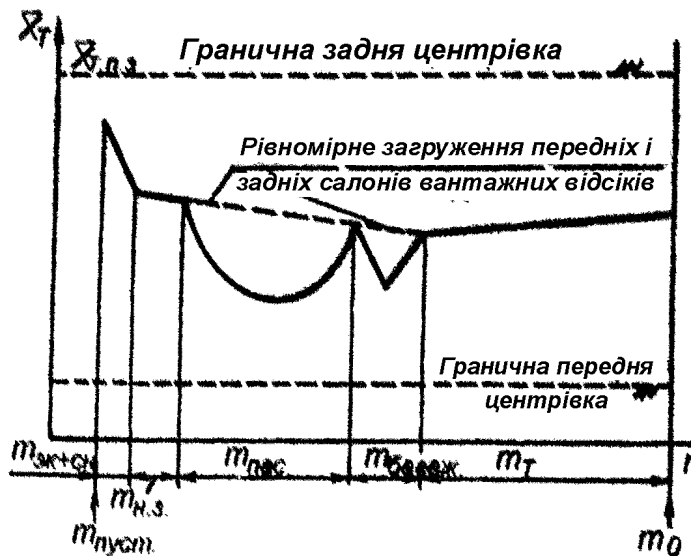
Схема розрахунку b_a для складеного крила

9.3.8. Особливі варіанти компоновок

Деякі компоновки літаків мають відмінні особливості центровок. Характерні центровки великих пасажирських літаків в залежності від місця встановлення двигунів.



Центровочний графік літака з двигунами на хвостовій частині фюзеляжа



Центровочний графік літака з двигунами під крилом

9.3.9. Розрахунок моментів інерції літака

Знання величин моментів інерції необхідне розрахунку стійкості і керованості літака, розрахунку інерційних навантажень, що виникають у процесі обертання літака, на вирішення завдань проектування шасі, керм управління та т. п.

Для розрахунку осьових моментів інерції, наприклад, щодо осі X, користуються залежністю:

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

де I_x – момент інерції тіла щодо осі X;

dm – елементарна маса тіла;

v – об'єм тіла;

Δm_i - маса кінцевого елемента тіла; r_x, r_{xi} , відстані елементарної та кінцевої мас осі X.

Для розрахунку моментів інерції щодо осей X, Y, користуються центрувальними відомостями. У першому наближенні осьові моменти інерції літака можна знайти з

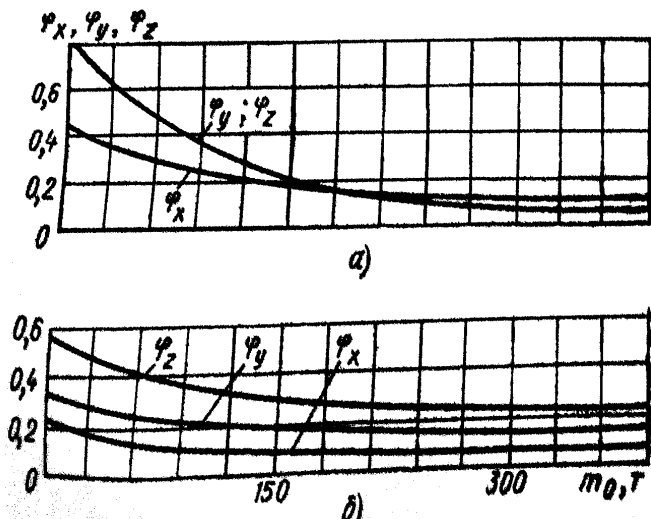
$$I_x = \frac{m_0 l^2}{12} \varphi_x; \quad I_y = \frac{m_0}{12} (l^2 + l_\phi^2) \varphi_y; \quad I_z = \frac{m_0 l_\phi^2}{12} \varphi_z,$$

де m_0 – злітна маса літака, кг;

l – розмах крила, м;

l_ϕ – довжина фюзеляжа, м;

$\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ – коефіцієнти, що визначаються з графіків



Коефіцієнти для розрахунку моментів інерції літака:

а) – звичайні літаки;

б – літаки з вертикальним зльотом та посадкою

9.3.10. Розміщення екіпажа

Важливим завданням об'єктового компонування є розміщення екіпажа. Службова кабіна чи кабіна екіпажа розташовується у передній носовій частині фюзеляжу. Її розміри та компонування залежать від складу екіпажа.

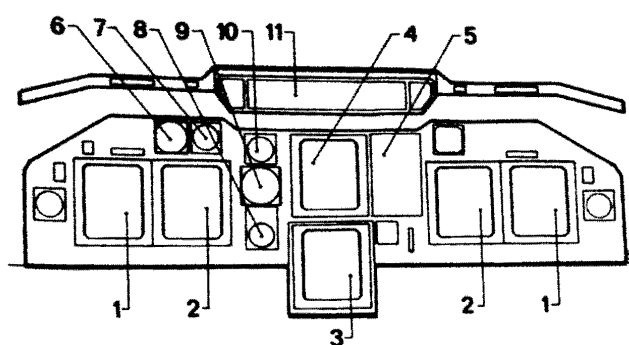
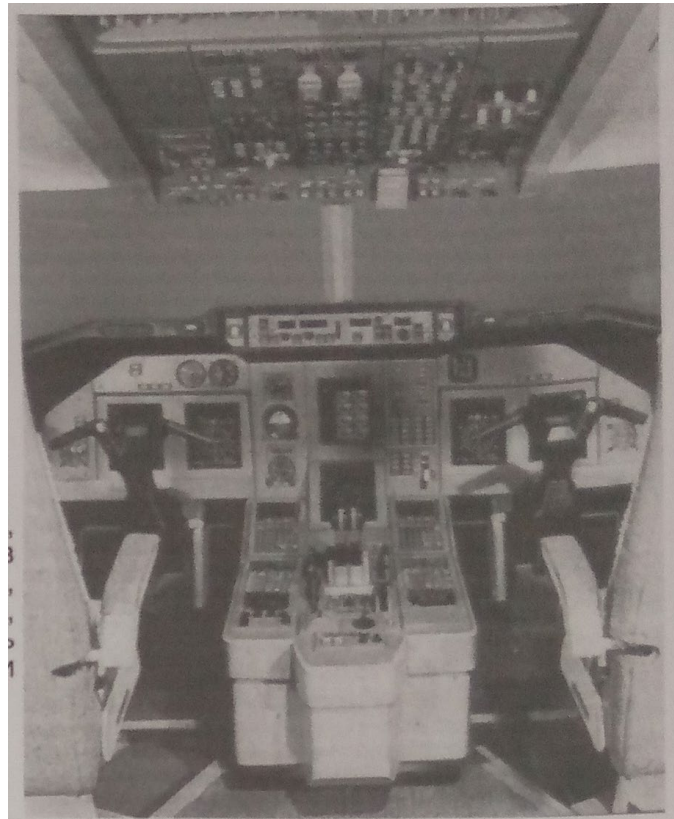
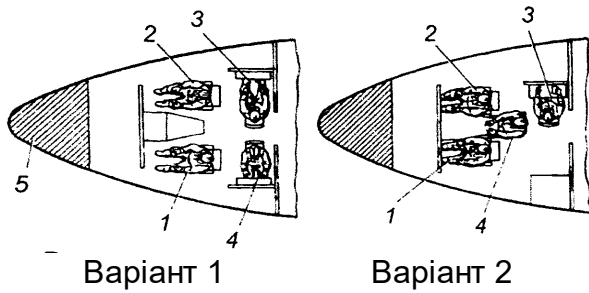


Схема приладової дошки літака Ту204:

- 1 - монітор параметрів та режимів польоту;
- 2 - навігаційний екран (карта польоту),
- 3 - екран контролю бортових систем, 4 - монітор представлення параметрів роботи двигунів,
- 5 - панель керування приладами контролю роботи двигунів, 6 - радіовисотомір, 7 варіометр (вимірювач вертикальної швидкості),
- 8 - показчик курсу, 9 - авіагоризонт,
- 10 - барометричний вимірювач висоти, 11 - пульт контролю та керування автоматичними системами керування польотом

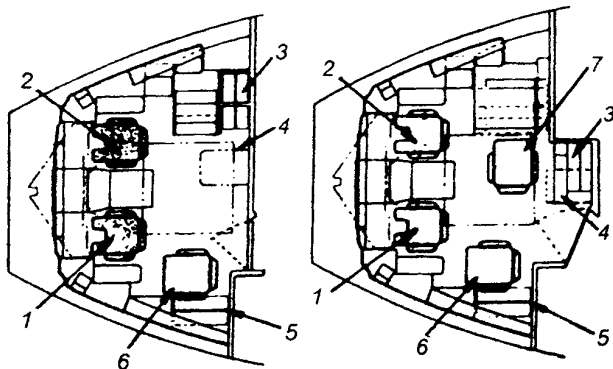


Кабіна пілотів літака Ту-204



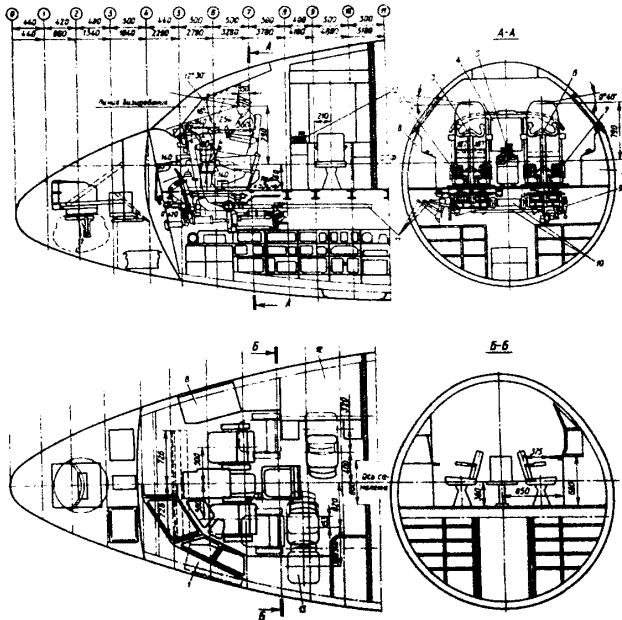
Можливі схеми розміщення екіпажу в службовій кабіні:

- 1 – перший пілот (командир повітряного судна);
- 2 – другий пілот;
- 3 – бортінженер;
- 4 – штурман;
- 5 – відсік радіолокатор



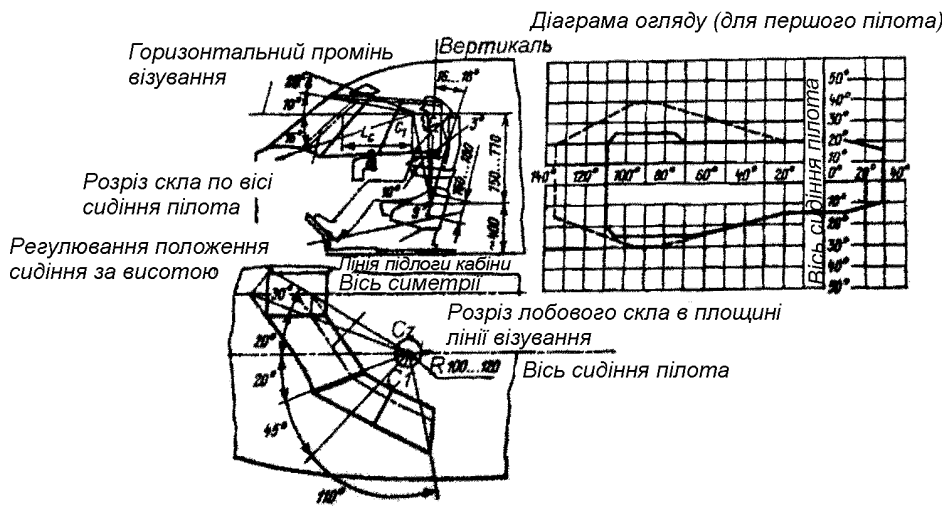
Компонування кабіни екіпажу (ліворуч – екіпаж із двох осіб, праворуч екіпаж із трьох осіб):

- 1 – перший пілот (командир);
- 2 – другий пілот;
- 3 – шафардероб; 4 – місце другого спостерігача-інспектора (на вимогу);
- 5 – шафа;
- 6 – місце першого спостерігача-інспектора; 7 - бортінженер



Компонування носової частини фюзеляжу та кабіни екіпажу магістрального пасажирського літака Ту154:

- 1 – лівий пульт пілота, 2 – педалі лівого пілота (командир корабля), 3 – штурвал лівого пілота, 4 – дошка приладів пілотів, 5 – центральний пульт пілотів з РУД, 8 - правий пульт пілота, 9 – елементи проведення управління під підлогою кабіни, 10 - тяги зв'язку управління лівого та правого пілотів, 11 - вихід тяг до органів управління, 12 - пульт бортового інженера з РУД, 13 - дошка приладів штурмана.



Огляд з кабіни льотчика, необхідний за Нормами льотної придатності пасажирських літаків:

- С1 - положення ока льотчика при зльоті та під час посадки літака,
- С2 - положення ока льотчика в крейсерському польоті.

_____ зона обов'язкового огляду,
 ----- зона бажаного огляду

9.4. Конструктивно-силова компоновка

9.4.1. Завдання конструктивно-силової компоновки

Головним завданням конструктивно-силової компоновки є створення або вибір таких силових схем частин літака, в яких би забезпечувались:

- а) мінімальна маса конструкції частин літака й всього літака в цілому
- б) органічне об'єднання (з'єднання) силових елементів конструкції й корисних об'ємів всередині та зовні цієї конструкції, щр використовується для розміщення цільового навантаження, екіпажу, обладнання, силової установки;
- в) урахування вимог виробничої та експлуатаційної технологічності;
- г) необхідна жорсткість конструкції з урахуванням динамічного навантаження та засобів демпфірування з ціллю статичної й динамічної стійкості конструкції у повітряному потоці;
- д) отримання необхідного ресурсу і безпеки при локальних руйнуваннях віх втоми.

9.4.2. Закон "квадрата-куба" і проблема оптимізації силової конструкції літака

При збільшенні лінійних розмірів літака злітна маса збільшується пропорційно квадрату коефіцієнта лінійного збільшення, а маса силової конструкції кубу коефіцієнта лінійного збільшення та відносна величина корисного навантаження лінійно зменшиться.



Схема оптимізації силової конструкції літака

Причини, що стримують зростання маси:

- застосування все більш досконалих силових схем окремих частин літака та створення оптимальних конструкцій із меншою масою додаткових несилкових частин цих конструкцій;
- застосування нових матеріалів з великим рівнем допустимих напружень (якщо цей рівень допускається вимогами міцності від втоми);
- вдосконалення методів розрахунків літака на статичну, динамічну та втомну міцність;
- вдосконалення методів зменшення аеродинамічних навантажень.

Незважаючи на всі ці заходи, зі збільшенням розмірів літака відносна маса конструкції літака все ж зростає. Це надає особливої важливості проблемі оптимізації силової конструкції та виконання оптимального конструктивно-силового компонування літака на ранніх стадіях проектування.

9.4.3. Облік виробничої та експлуатаційної технологічності при конструктивно-силовій компоновці літака

Одночасно з процесом конструктивно-силового компонування ведеться розробка директивної технології виготовлення частин літака і складання літака в цілому, тому що технологічні процеси, які вибираються, можуть визначити і особливості силової схеми конструкції.

У процесі конструктивно-силового компонування повинні забезпечуватися експлуатаційний доступ у зони, де розміщені агрегати та проводка систем обладнання та керування літаком, та доступ до ділянок конструкції, що треба оглядати у процесі експлуатації літака. Це вимагає створення відповідних люків або знімних панелей в конструкції літака, крім люків, що

забезпечують розміщення цільового навантаження (для пасажирських літаків окрім вхідної та службової дверей, вантажних і аварійних люків і віконних отворів).

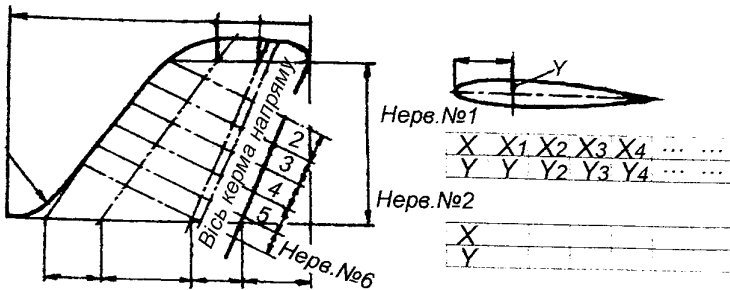
10. УЗГОДЖЕННЯ ФОРМИ І ПОБУДУВАННЯ ЗОВНІШНІХ ОБВОДІВ ЛІТАКА

10.5.1. Ув'язування форм літака

Формування, побудова зовнішніх обводів літака зазвичай проводиться у два етапи. На першому етапі проходить попереднє узгодження форми і визначається положення основних конструктивних елементів агрегатів, на другому – виконується остаточне завдання форм агрегатів в теоретичному кресленні за допомогою різних математичних методів.

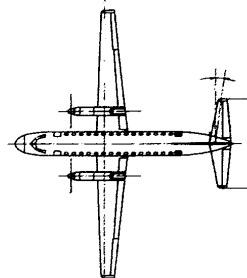
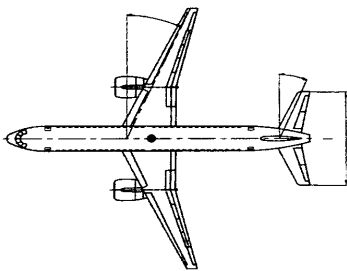
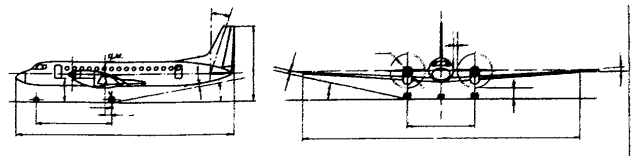
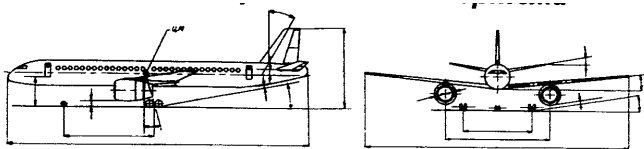
Побудова теоретичного креслення.

Після того, як визначено математичний метод опису поверхні та за його допомогою задані і розраховані на комп'ютері обводи агрегату літака, можна приступити до формування теоретичного креслення.



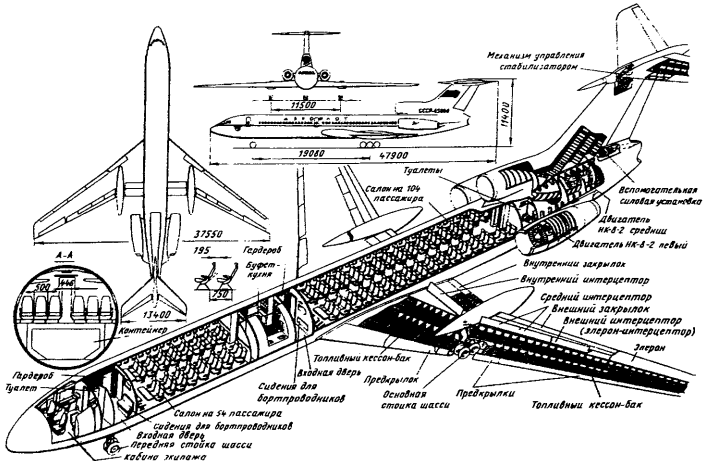
Приклад теоретичного креслення

Обводотворювальна документація містить математичні та цифрові моделі поверхні і дозволяє не тільки автоматично накреслити контури агрегату, але й виготовити його деталі на верстатах з числовим програмним керуванням.

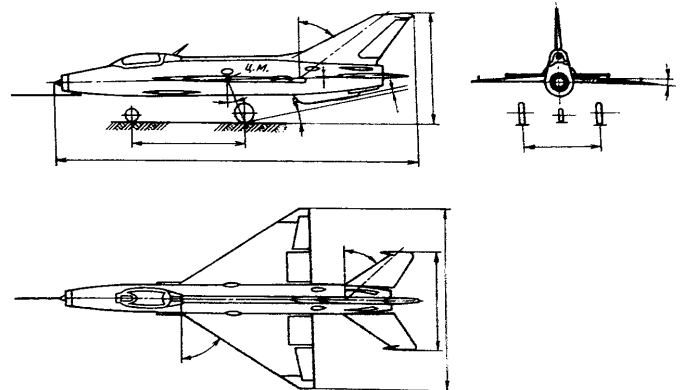


Загальний вигляд пасажирського літака з ТРДД

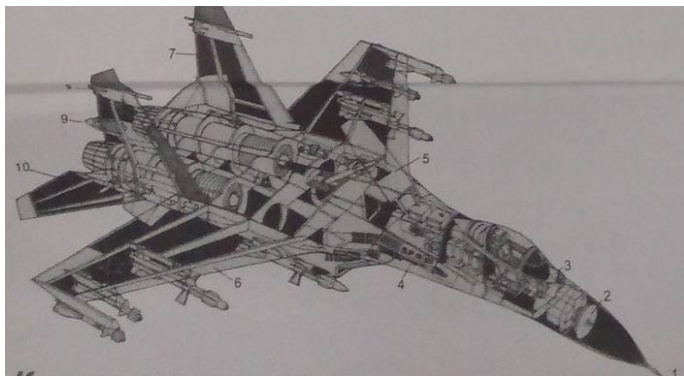
Загальний вигляд пасажирського літака з ТРДД



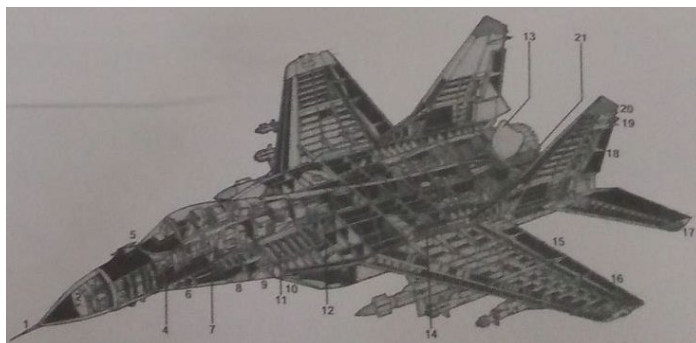
Приклад компоновки пасажирського літака Ту-154



Загальний вигляд літака-винищувача



Компонувальна схема літака Су-27



Компонувальна схема літака Миг-29

СИЛОВІ УСТАНОВКИ ТА ЇХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

У силову установку літака входять: двигуни з їх агрегатами та системами; вхідні пристрої (повітрозабірники); паливна система.

Типи авіаційних двигунів. Для силової установки сучасних літаків застосовують такі типи двигунів: поршневі двигуни внутрішнього згоряння (ПД); повітряно-реактивні двигуни (ПРД); рідинно-реактивні двигуни (РРД).

Поршневі двигуни в даний час встановлюються тільки на дуже легких літаках (спортивних, туристичних, сільськогосподарських і т.п.), бо малопотужний поршковий двигун краще за малопотужний повітряно-реактивного за питомою витратою палива.

Рідинно-реактивні двигуни використовуються на повітряно-космічних літаках, а раніше встановлювалися на експериментальних літаках.

Найбільшого поширення у сучасній авіації мають **ПРД** - газотурбінні (**ГТД**) і прямоточні повітряно-реактивні (**ППРД**). Останні можуть знайти застосування гіперзвукових літаках зі швидкістю польоту, що відповідає числу $M > 4$.

ГТД, у свою чергу, поділяються на:

- турбореактивні (**ТРД**), що застосовувалися на реактивних літаках першого покоління, зараз не використовуються;

- турбореактивні з форсажною камерою (**ТРДФ**), що встановлюються на надзвукових літаках, зараз не використовуються;

- двоконтурні турбореактивні (**ТРДД**);

- двоконтурні турбореактивні з форсажною камерою (**ТРДДФ**);

- турбогвинтові (**ТГД**), що застосовувалися на дозвукових літаках, зараз встановлюються на порівняно легких літаках;

- турбогвинтовентиляторні (**ТГВД**), що використовуються на важких літаках.

Найбільшого поширення у сучасній авіації мають двоконтурні двигуни. Ступенем двоконтурності m двигуна називається відношення витрати повітря через другий контур до витрати повітря через перший (внутрішній) контур. **ТРДД** сучасних дозвукових літаків (всіх типів) мають ступінь двоконтурності $m = 3...6$ і більше. **ТРДДФ** встановлюються на сучасних надзвукових літаках (винищувачі всіх типів та ін.). Вони характеризуються значно меншим ступенем двоконтурності: $m = 0,3...0,7$ для винищувачів $m = 1...2$ для бомбардувальників.

Характеристики авіаційних двигунів. Основними характеристиками авіаційних двигунів, за якими здійснюється їх порівняльна оцінка вже на етапі попереднього проектування (у тому числі при виборі схеми) літака, є:

- питома сила тяги $P_{пум}$, даН*с/кг;

- питома витрата палива C_p кг/(даН*ч);

- висотно-швидкісні характеристики - повна сила тяги $P = f(H; M)$ та питома витрата палива $C_p = f(H; M)$;

- питома вага $\gamma_{дв}$.

Ці характеристики визначаються головним чином наступними найважливішими газодинамічними параметрами двигуна:

- температурою газу перед турбіною T_T , К;
- сумарним ступенем підвищення тиску (ступенем стиснення) в компресорі π_k ;
- ступенем двоконтурності двигуна m .

У період попереднього проектування літака характеристики двигуна для стартових умов ($H=0$; $M=0$) можна визначати в такий спосіб.

Для **ТРДД**, а також **ТРДДФ** (режим без форсажу):

- питома сила тяги, даН*с/кг, $P_{num0} = \xi_T T_T^* (1 + 0.05m - \sqrt{0.15m})$;

де $\xi_T = (0,052...0,054)$ – статистичний коефіцієнт, що враховує вплив відносної витрати палива, відносної витрати повітря, що охолоджує турбіну, швидкість витікання газу з сопла, коефіцієнт втрат у соплі, атмосферний тиск повітря на висоті польоту, ККД компресора, ККД турбіни та інші газодинамічні параметри;

- питома витрата палива, кг/(даН*ч), $C_{\epsilon0} = \xi_T \frac{\sqrt{T_T^*}}{\pi_{k0}^{*0,25}} (1 + 0,05m - \sqrt{0.14m})$

де $\xi_T = (0,051...0,053)$ – статистичний коефіцієнт; $\pi_{k0}^* = \pi_k^*$ при $H = 0$; $M = 0$.

Для **ТРДДФ** (повний форсаж):

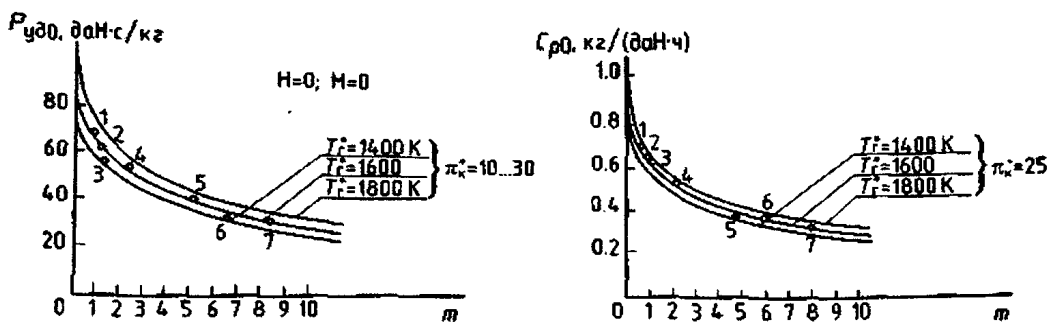
- питома сила тяги $P_{num0\phi} = \xi_T (T_\phi^* + T_T^*) (1 - 0,12m)$;

- питома витрата палива $C_{\epsilon0\phi} = \xi_T \frac{T_\phi^* - 0,2T_T^*}{T_\phi^* + T_T^*} (1 + 0,18m + 0,01m^3)$,

де $\xi_T = 0,029...0,031$ – статистичний коефіцієнт; $\xi_T = 3,8...3,9$ -статистичний коефіцієнт; T_ϕ^* , T_T^* – температура газу відповідно на виході із загальної форсажної камери та перед турбіною першого контуру, К; для сучасних **ТРДДФ** $T_T^* < T_\phi^* < 2400$ К.

Включення форсажної камери ТРДДФ приводить до вагомого збільшення питомої сили тяги, а це означає збільшення повної сили тяги двигуна на 30...60%, однак при цьому питома витрата палива збільшується більш ніж на 200...250%. Тому повний форсаж двигуна вмикається на невеликий час: зліт, набір висоти та ведення повітряного бою.

Вплив T_T^* та m на $P_{пит0}$ й $C_{\rho0}$ ТРДД та ТРДФ (без форсажа)

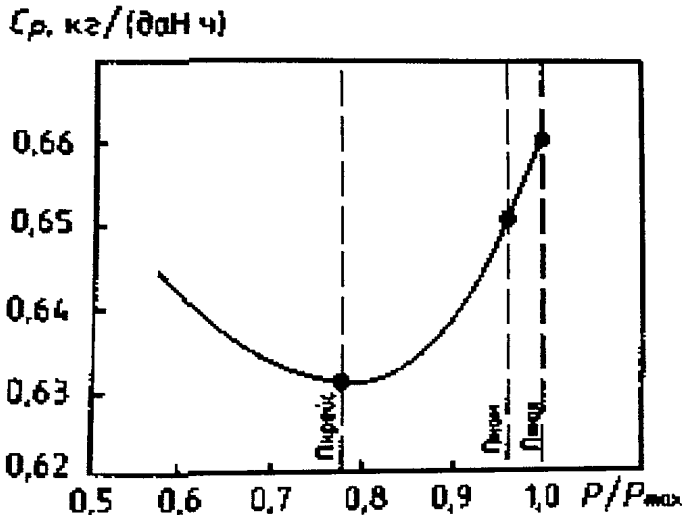


- 1 - F-100-PW ($T_T^*=1640$ К, $\pi_k^*=25$, $m=0,7$), F-15, F-16;
- 2 - RB-199 ($T_T^*=1600$ К, $\pi_k^*=23$, $m=1$), Торнадо;
- 3 - TF-30P ($T_T^*=1410$ К, $\pi_k^*=17$, $m=1,1$), F-111;
- 4 - F-101-GE ($T_T^*=1647$ К, $\pi_k^*=27$, $m=2,1$), B-1;
- 5 - CA6-80C ($T_T^*=1595$ К, $\pi_k^*=26$, $m=4,7$),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

Коли літак після набору висоти переходить у крейсерський польот, двигун переводиться на крейсерський режим роботи: зменшується частота обертів ротора та питома витрата палива C_p .

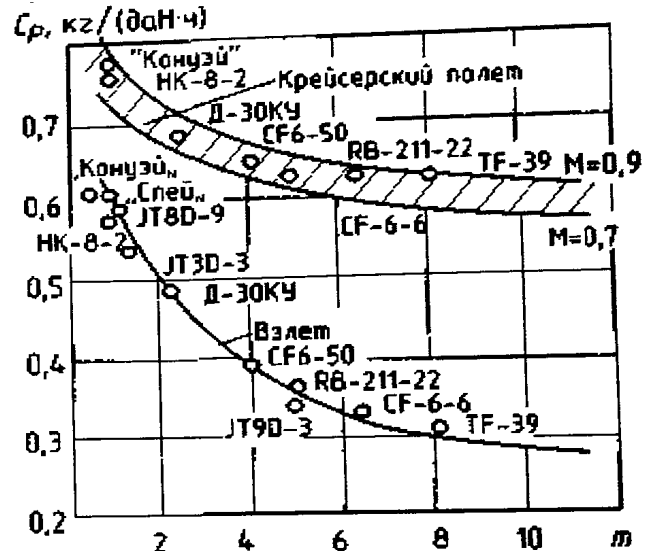
Підвищення величини π_{κ}^* приводить до зниження питомої витрати палива, тоді як на питому тягу цей параметр має слабкий вплив.

Дросельна характеристика ТРДД при $m=5, H=11 \text{ км}, M=0,85$



$P_{кр}$ – частота обертів ротора при крейсерському режимі
 $P_{ном}$ – частота обертів при нормальному режимі
 P_{max} – максимальна частота обертів

Вплив ступені двоконтурності ТРДД на питому витрату палива при зльоті і в крейсерському польоті на висоті $H=11 \text{ км}$



Висотна швидкісні характеристики двигуна (ВШХ) використовуються для розрахунку злітно-посадкових характеристик літака, набору висоти польоту, характеристик маневровості та інших характеристик літака, щр проектують.

На ранніх етапах проектування літака, коли ще не вибраний конкретний двигун, ВШХ можна визначити за наступними залежностями (для гіпотетичних ВРД).

Для ТРДД та ТРДДФ (при виключеному форсажі):

– для питомої сили тяги

$$\frac{P}{P_0} = \frac{\sigma_{ВХ}^{1,25} (1 - 0,18M^{1,2} m^{0,65})}{\left(\frac{T_H}{T_{H=0}}\right)^{0,35M}} \left(1 - \frac{\pi_{\kappa_0}^{*0,2} M}{\kappa_1 T_{\Gamma}^{*0,4}}\right) \times$$

$$\times \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 - M^{5,3} 10^{-3}\right)^3 \Delta \kappa_4^*$$

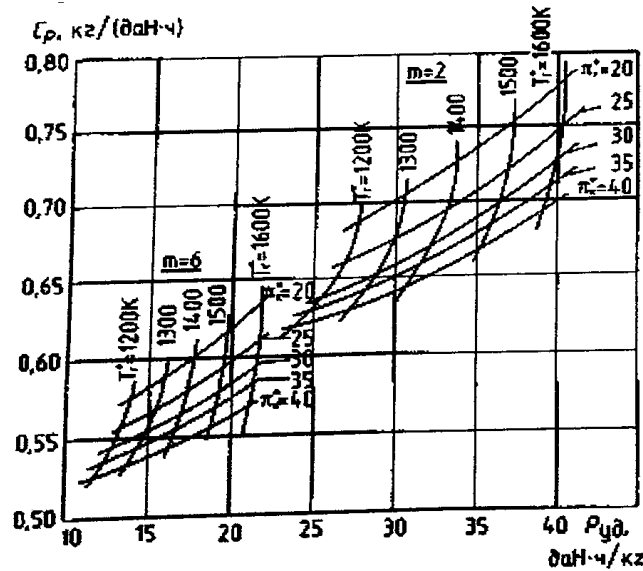
$$\kappa_4^* = \frac{1 - 0,1mM(1 - 0,6M)}{1 - 0,74M^{1,5}(1 - \Delta)}$$

– для питомої витрати палива

$$\frac{C_p}{C_{p0}} = \frac{(\kappa_2 - T_H 10^{-3}) (1 - M^3 10^{-3})}{\kappa_3 \sigma_{ВХ}^{0,25} \left(1 - \frac{\pi_{\kappa_0}^{*0,2} M}{\kappa_1 T_{\Gamma}^{*0,4}}\right)} \times$$

$$\times \left(1 + 0,162m\Delta^{0,4} M^{1,7}\right) \left(\frac{T_H}{T_{H=0}}\right)^{0,5M}$$

Крейсерські характеристики ТРДД при $M=0,85, H=11 \text{ км}$



$\sigma_{вх}$ – коефіцієнт встановлення повного тиску на вході в двигун; M – число Маха на висоті та швидкості польоту; T_n – температура повітря на висоті польоту по міжнародній стандартній атмосфер (МСА); $T_n^* = T_{n1} + 0,2M^2$ – температура повного гальмування (на вході в компресор) на висоті польоту H , К; $\kappa_1 = 0,360 \dots 0,362$ – статичний коефіцієнт; $\kappa = 1,4$ – показник адіабати для повітря; $\Delta = \rho / \rho_0$ відносна густина повітря на висоті польоту (по МСА);

$\kappa_2 = 1,21 \dots 1,23$ – статистичний коефіцієнт;
 $\kappa_3 = 0,92 \dots 0,94$ – статистичний коефіцієнт;

Для ТРДД (на повному форсажі):
 – для питомої сили тяги

– для питомої витрати палива

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

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

T_{Φ} – температура газу на виході з форсажної камери, К; $\kappa_4 = 2,95 \dots 3,05$; a – швидкість звука на висоті польоту, м/с; $\xi_T = 0,029 \dots 0,031$ – статистичний коефіцієнт.

Питома вага двигуна характеризує його вагову досконалість $\gamma_{\text{дв}} = G_{\text{дв}} / P_{0(\Phi)}$, де $G_{\text{дв}}$ – суха вага двигуна; $P_{0(\Phi)}$ – максимальна стартова сила тяги двигуна; для ТРДДФ – на повному форсажі.

Вплив газодинамічних параметрів двигуна на його питому вагу визначається функціональною залежністю $\gamma_{\text{дв}} = f(P_{\text{num}}; T_{\Gamma}^*; m; \pi_{\kappa 0}^*; \dots)$.

Для двигунів типа ТРД(Д):

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{\kappa_c \kappa_{\gamma} \sqrt{\pi_{\kappa 0}^*}}{P_{\text{уд0}} \sqrt{T_{\Gamma}^*} (10 + m)}$$

де κ_c – статистичний коефіцієнт, що враховує тип сопла, $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла без реверсу тяги; $\kappa_c = 1,15 \dots 1,25$ для сопла з реверсом тяги; $\kappa_{\gamma} = (1,0 \dots 1,05) \cdot 10^6$ – статистичний коефіцієнт.

Треба відмітити, що параметри P_{num} , m та T_{Γ}^* пов'язані між собою.

Для двигунів типа ДРД(Д)Ф:

$$\gamma_{дв} = \frac{\kappa_c \kappa_\gamma \left(25 + \sqrt{\pi_{к0}^*} \right)}{P_{уд0} \sqrt{T_\Gamma^*} (7,5 + m)},$$

де $\kappa_\gamma = (2,3 \dots 2,5) \cdot 10^5$ даН·К^{3/2}/кг/с; $\kappa_c = 0,85 \dots 0,95$ для сопла, що регулюється, що звужується; $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла, що регулюється, що звужується розширюється; $\kappa_c = 1,0 \dots 1,1$ для сопла, що регулюється з реверсом тяги; $\kappa_c = 1,10 \dots 1,20$ для плаского сопла, що регулюється, з вектором тяги, що відхиляється.

Для сучасних ТРДД питома вага $\gamma_{дв} = 0,16 \dots 0,18$, а для ТРДДФ $\gamma_{дв} = 0,1 \dots 0,12$.

Габаритні розміри двигуна – максимальні довжина та діаметр двигуна визначають розміри гондоли двигуна чи хвостової частини фюзеляжа (якщо двигун встановлений всередині фюзеляжа).

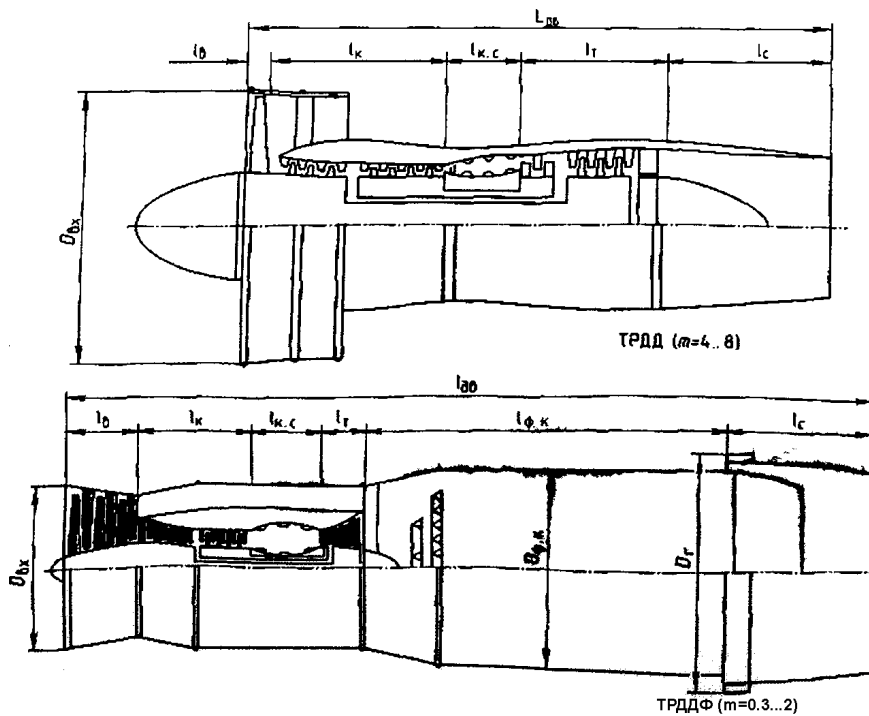
Повну довжину $L_{дв}$ сучасного авіаційного двигуна типу ТРДДФ можна надати у вигляді суми довжин його головних агрегатів.

Вочевидь, найбільша кількість агрегатів буде мати двигун типу ТРДДФ:

$$L_{дв} = l_v + l_k + l_{к.с} + l_T + l_{ф.к} + l_c,$$

де l_v – довжина вентилятора (компресора низького тиску), l_k – довжина компресора (проміжного та високого тиску), $l_{к.с}$ – довжина камер згоряння, l_T довжина турбіни (сумарна), $l_{ф.к}$ – довжина форсажної камери, l_c – довжина сопла.

Схема компоновок найбільш розповсюджених авіаційних двигунів



Для безфорсажних двигунів типу ТРДД довжина двигуна залежить від максимальної стартової тяги, температури газу перед турбіною та ступені двоконтурності двигуна:

$$L_{дв} = f(P_0; T_\Gamma^*; m; \dots); \quad L_{дв} = \kappa_1 \kappa_c \frac{\sqrt{P_0}}{T_\Gamma^* (10 + \sqrt{m})},$$

де $\kappa_1 = (5,58 \dots 5,62) \times 10^2$ – статистичний коефіцієнт, що зв'язує газодинамічні параметри з довжиною двигуна $\kappa_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла без реверса тяги; $\kappa_c = 1,15 \dots 1,25$ для реверсом тяги.

Для двигунів типу ТРДДФ в залежність має вигляд:

$$L_{дв} = k_1 k_{\phi} k_c \frac{P_0^{2/3}}{T_r (10 + m)}$$

де $k_1 = (1,4 \dots 1,5) \times 10^2$, $k_{\phi} = P_{0\phi} / P_0$ – ступінь форсування двигуна; $k_{\phi} = 1,4 \dots 1,6$ при $k_{\phi} = 1,6 \dots 1,8$ при $k_c = 0,95 \dots 1,05$ для сопла, що регулюється; при $k_c = 1,05 \dots 1,15$ для сопла, що регулюється з реверсом тяги; $k_c = 1,15 \dots 1,25$ для сопла з вектором тяги, що відхиляється.

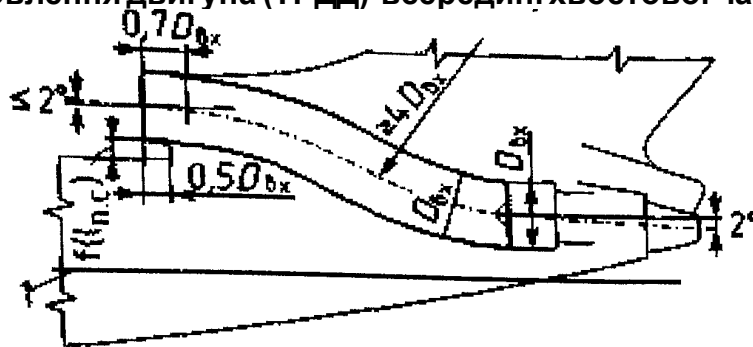
При розрахунку центровки літака необхідні координати центра ваги двигуна. Положення центра ваги (від входу) можна приймати:

$$x_{ц.т} = k_{ц.т} L_{дв}$$

де $k_{ц.т}$ – статистичний коефіцієнт; $k_{ц.т} = 0,4 \dots 0,5$ для ТРД; $k_{ц.т} = 0,3 \dots 0,4$ для ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ.

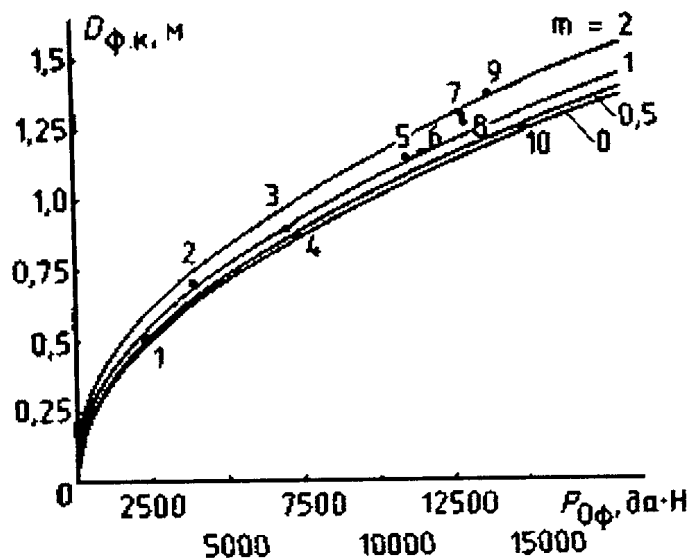
Максимальний діаметр $D_{вх}$ двигунів ТРД та ТРДД на вході в компресор (вентилятор), а максимальний діаметр $D_{\phi.к}$ ТРДФ і ТРДДФ – по форсажній камері. Величини $D_{вх}$ й $D_{\phi.к}$ визначають діаметр і не тільки гондоли двигуна, але й повітряного каналу всередині фюзеляжу, якщо двигун розташований у фюзеляжі.

Приклад встановлення двигуна (ТРДД) всередині хвостової частини фюзеляжа



$D_{вх}$ – діаметр двигуна на вході; $f(ln.c)$ – розмір, що залежить від довжини поверхні визначення суміжного шару; 1 – підлога у пасажирській кабіні

Залежності $D_{\phi.к}$ від стартової сили тяги $P_{0\phi}$ на повному форсажі двигунів



- 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 двигунів типа ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ вираз, що визначає діаметр двигуна на вході в компресор (вентилятор), має наступний вигляд:

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

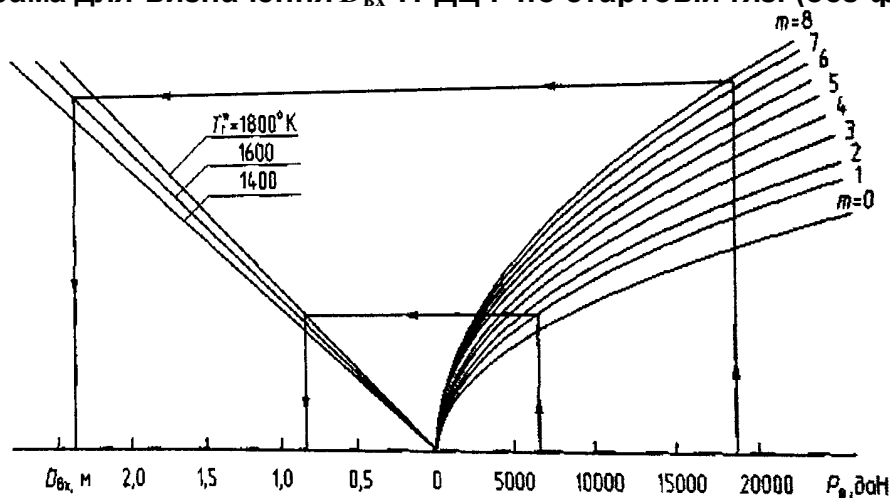
де $K_{\text{вх}}=0,375\dots0,395$ – статистичний коефіцієнт що враховує вплив на $D_{\text{вх}}$ параметрів $P_{\text{н}}^*$, $T_{\text{н}}^*$, $\sigma_{\text{вх}}$ та ін.; P_0 – стартова тяга двигуна (без форсажу); $T_{\text{Г}}^*$ – температура газу на вході у турбину.

Для двигунів ТРДФ та ТРДДФ

$$D_{\text{ф.к}} = K_{\text{ф.к}} \sqrt{P_{0\text{ф}} \left(\frac{1}{P_{\text{уд0ф}}} + \frac{C_{\text{р0ф}}}{3600} \right)},$$

де $K_{\text{ф.к}}=(0,103\dots1,107)$ – статистичний коефіцієнт; $P_{0\text{ф}}$ – стартова тяга на повному форсажі; $P_{\text{уд0ф}}$ – стартова питома тяга; $C_{\text{р0ф}}$ – стартовий питома витрата палива.

Номограма для визначення $D_{\text{вх}}$ ТРДЦФ по стартовій тязі (без форсажу)



Повітрозабірники сучасних ГТД. Функції повітрозабірника в системі силової установки сучасного літака мають забезпечувати:

- стійку роботу двигуна на всіх режимах польоту обов'язкових для літака, що проектується;
- стисканню повітря, що надходить до повітрозабірника, з перетворенням кінетичної енергії потіку, що набігає у тиск.

Втрати тиску при стисканні в повітрозабірнику мають оцінювати коефіцієнтом встановлення

повного тиску $\sigma_{\text{вх}} = P_{\text{в}}^* / P_{\text{н}}^*$,

де $P_{\text{в}}^*$ – повний тиск на вході в компресор; $P_{\text{н}}^*$ – повний тиск набігаючого потоку повітря.

Для того щоб повітрозабірник сучасного літака ефективно виконував свої функції він має:

- забезпечувати можливість більш високих значень коефіцієнта встановлення повного тиску $\sigma_{\text{вх}}$;

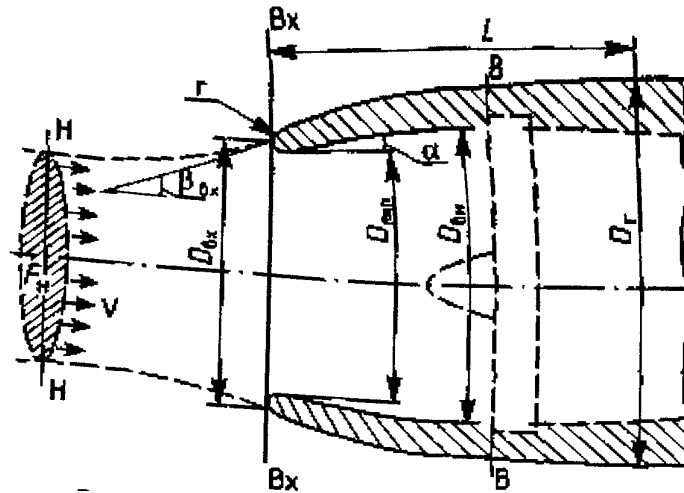
– створювати достатньо рівномірне поле швидкостей на вході в компресор;

- працювати стійко (без сильних зривів потоку та пульсації тиску) на всіх режимах експлуатації;

– мати як найменш зовнішнього супротиву.

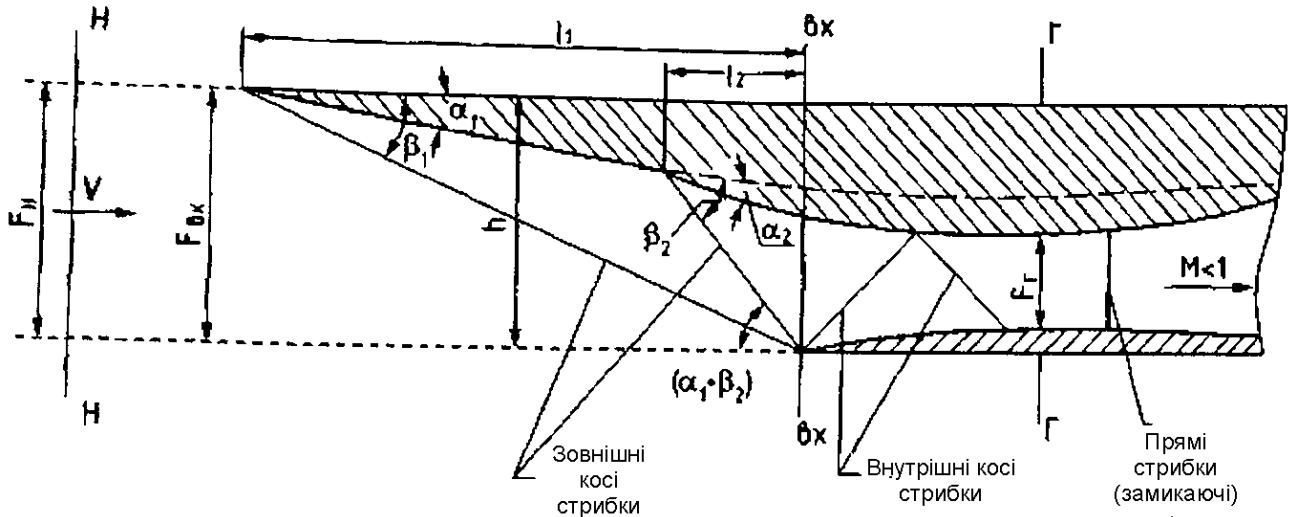
Надзвукові повітрозабірники сучасних літаків є складним технічним пристроєм. Форма входу може бути круглою, напівкруглою, прямокутною (з горизонтальними поверхнями стискання), прямокутною з вертикальними поверхнями стискання та інше. Отримати достатньо велике значення $\sigma_{\text{вх}}$ на надзвукових швидкостях (менше витрати сили тяги двигуна) надзвуковий повітрозабірник має мати як мінімум 2-3 косих стрибка і один прямий стрибок замикаючий. Площа горла та кути нахилу стрибків ущільнення обов'язково регулюється при зміні швидкості польоту. Регулювання роботи повітрозабірника робиться автоматичною системою.

Схема до звукового повітрязабірника

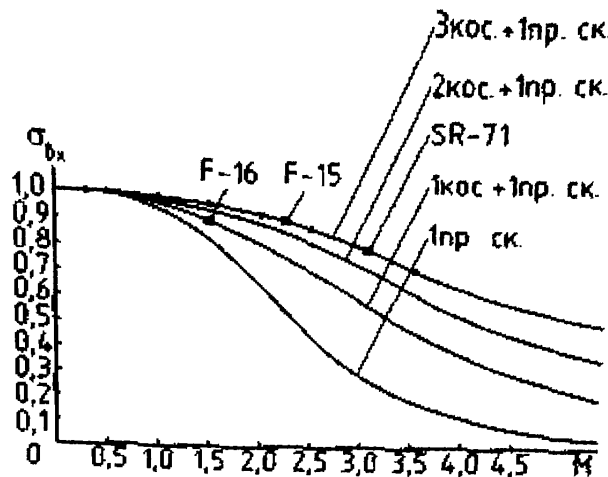


$D_{вх}$ – діаметр входу повітрязабірника;
 $D_{вн} = D_{дв}$ – діаметр двигуна по компресору;
 $D_{г}$ – найбільший діаметр гондоли;
 L – відстань від носка гондоли до циліндричної частини.

Схема надзвукового повітрязабірника змішаного стискання (розрахунковий режим течії)



Вплив швидкості польоту на коефіцієнт $\sigma_{вх}$



Компоновка повітрязабірника в значній мірі визначається загальною аеродинамічною схемою літака та вимогами до його льотних характеристик (маневреності, робочому діапазону висот та швидкостей польоту, граничним кутом атаки і ковзання, поверхні зльотної полоси та

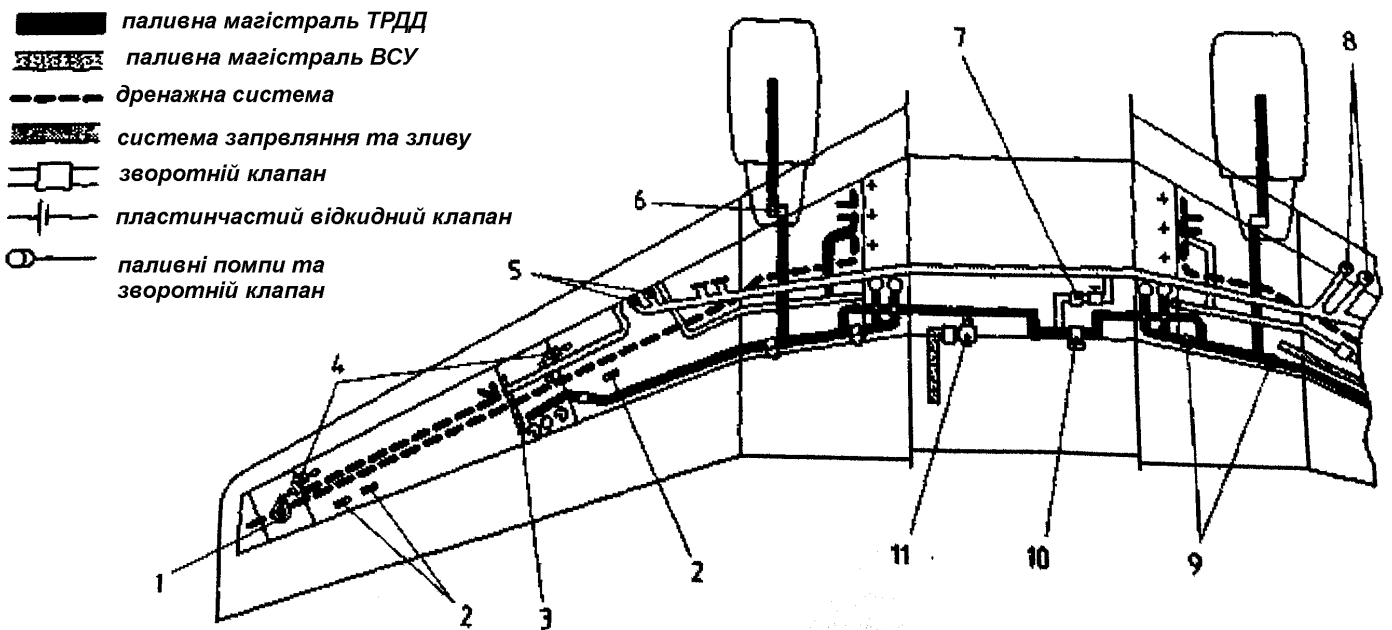
інше). При невдалій компоновці повітрозабірника взаємний вплив крила та фюзеляжу може стати однією з головних причин викривлення поля течії особливо при змінні кутів атаки та ковзання.

Паливна система літака. У паливну систему літака входять наступні головні елементи: паливні баки, трубопроводи, помпи, клапани, крани, фільтри система різних автоматів, датчиків, вимірювальних приладів та інші.

Призначення паливної системи – забезпечити подачу палива двигунам на всіх можливих для цього літака режимах польоту (по висоті, швидкості та перевантаженням) в необхідній кількості і з необхідним тиском.

Розміщення палива в значній мірі визначає загальну вагову компоновку літака, тому що запас палива на сучасних дозвукових та надзвукових літаках може перевищувати 50% злітної маси літака (наприклад на літаку Конкорд маса палива досягає більш ніж 52% злітної маси).

Принципова схема паливної системи сучасного літака



1 – вхід дренажу; 2 – датчик заправлення; 3 – ежектор; 4 – дренажні поплавкові клапани; 5 – клапани заправлення-зливу; 6 – кран низького тиску; 7 – розвантажувальний клапан (використовується тільки на поверхні землі); 8 – з’єднання системи зливу; 9 – крани ізолювання баків; 10 – перехресного живлення; 11 – паливний клапан та помпа ВСУ