

Методичний посібник до практичних занять
ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЛІТАКА І ЙОГО ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

1. РОЗРАХУНОК ЗЛІТНОЇ МАСИ ЛІТАКА І ЙОГО ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

Методологія інтегрованого проектування у якості одного з основних принципів включає принцип послідовних наближень. З чогось треба починати, і ми починаємо з визначення злітної маси літака та його основних параметрів у **нульовому наближенні**. Це перший крок, що недостатньо точний, що вимагає уточнення в наступних наближеннях, але абсолютно необхідний.

Визначення (або розрахунок) маси літака починається тільки після вибору схеми літака, оскільки маса його складових частин значною мірою залежить від їх зовнішніх форм, розмірів та взаємного розташування.

1.1. Збір та аналіз статистичних матеріалів

Розрахунок маси літака в нульовому наближенні базується на використанні статистичного методу проектування. Метод заснований на вивченні та аналізі вже досягнутого рівня. Для цього необхідно розглянути та проаналізувати існуючі літаки-аналоги, їх схеми та льотно-технічні характеристики (ЛТХ), а результати подати у вигляді статистичної табл. 1.1 та креслень загального виду літаків-аналогів (три проекції літака з обов'язковим дотриманням масштабу).

Як літаки-аналоги будемо розглядати сучасні літаки, що випускаються серійно або готуються до серійного випуску, відповідного типу, що має той же тип двигуна і приблизно схожі дальність і масу комерційного навантаження з проєктованим.

Аналіз статистики допоможе вам вибрати схему літака, що проєктується. Це означає, що необхідно прийняти рішення та обрати:

- аеродинамічну схему літака (нормальна, «качка», безхвостка тощо);
- взаємне розташування крила та фюзеляжу (високоплан, низькоплан);
- схему оперення (палубне, Т-подібне, інше);
- розташування двигунів;
- схему шасі.

Кожне рішення має свої переваги та недоліки та остаточне рішення приймається компромісно, з урахуванням усіх переваг та недоліків, а також з урахуванням призначення літака.

Прийняті схемні рішення оформляються як креслення у трьох проекціях з приблизним дотриманням масштабу і розмірів. Таке креслення назовемо «Схема літака».

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків-аналогів

	Параметр	1	..	n_i	..	n_n^*
	Назва літака, країна, рік випуску					
Літні дані	$V_{крей}$, км/год или $M_{крей}$	Крейсерська швидкість або крейсерське число Маха				
	V_{max} , км/ год	Максимальна швидкість				
	$H_{крей}$, км	Крейсерська висота польоту				
	$H_{V_{max}}$, км	Висота польоту, відповідна максимальної швидкості				
	$H_{ст}$, км	Стеля				
	$V_{отр}$, км/ год	Швидкість відриву				
	$V_{нос}$, км/ год	Посадкова швидкість				
	V_y , км/ год	Швидкопідйомність				
	$L(m_{вант max})$, км	Дальність польоту з максимальним вантажем				
	$L(m_n max)$, км	Дальність польоту з максимальним запасом палива				
	$L_{розб}$ или $L_{зл}$, м	Довжина розбігу або дистанція розбігу				
	$L_{проб}$ или $L_{нос}$, м	Довжина пробігу або посадкова дистанція				
Масові дані	$m_0(m_{взл})$, кг	Злітна маса				
	$m_{0 max}$, кг	Максимальна злітна маса				
	$m_{вант}$, кг	Маса вантажу				
	$n_{пас}$, кг	Число пасажирів				
	$m_{нос}$, кг	Посадкова маса				
	$m_{пор}$, кг	Маса порожнього літака				
	$m_{кон}$, кг	Маса конструкції				
	m_n , кг	Маса палива				
	$m_{пуст сн}$, кг	Маса порожнього спорядженого літака				
	$m_{об}$, кг	Маса обладнання				

* – дані проектового літака

Закінчення таблиці 1.1.

	№ п/п		1		n_i	..	n_n^*
Дані силової установки	$P_0 (N_0)$, даН (кВт)	Тяга ТРД або потужність ТГД					
	$m_{\text{дв}}$, кг	Маса двигуна					
	Кількість та тип двигуна						
	C_p , кг/даН·ч, C_e , кг/кВт·ч	Питома витрата палива					
	y	Ступінь двоконтурності					
Геометричні дані	S , м ²	Площа крила					
	l , м	Розмах крила					
	$\chi_{\text{нк}}$, град	Стрілоподібність крила					
	λ	Подовження крила					
	$\bar{c}_0$, $\bar{c}_{\text{конець}}$	Відносна товщина профілю крила					
	η	Звуження крила					
	L_ϕ , м	Довжина фюзеляжу					
	d_ϕ , м	Діаметр фюзеляжу					
	λ_ϕ	Подовження фюзеляжу					
	$S_{\text{эл}}$, м ²	Площа елерону					
	$\sum S_{\text{мид}}$, м ²	Площа міделю					
	$p_0 = m_0 g / 10 S$, даН/м ²	Питоме навантаження на крило					
Похідні величини	$t_0 = 10 P_0 / m g$ $t_0 = 10 N_0 / m g$	Тяго- або енергоозброєність					
	$\gamma_{\text{дв}} = m_{\text{дв}} g / P_0$, кг/даН	Питома вага двигуна					
	$K_{\text{від}} = m_{\text{ком}} / m_0$	Коефіцієнт віддачі					
	$k_{\text{мид}} = m_0 g / 10 S_{\text{мид}}$, даН/м ²	Питоме навантаження на мідель					
	$\bar{S}_{\text{эл}} = S_{\text{эл}} / S$	Відносна площа елерону					
	$\bar{S}_{\text{ГО}}$	Відносна площа ГО					
	$\bar{S}_{\text{ВО}}$	Відносна площа ВО					
	Примітка						

На підставі статистики вибираємо значення параметрів для літака, що проектується, і заповнюємо таблиці 1.2 і 1.3. Це будуть доповнені початкові параметри проектування.

Таблиця 1.2 - Тактико-технічні вимоги до проектного літака

$M_{H=11}$	M_{max}	L , км	n_{nac} $m_{вант}$, кг	L_p , м	$H_{ст}$, км	$H_{крей}$, км	$V_{крей}$, км/ч	$n_{эк}$	$V_{y H=0}$, м/с

Таблиця 1.3 - Основні параметри агрегатів проектного літака

λ	χ	η	$\bar{c}$	$\bar{b}_3$	δ_3	λ_ϕ	D_ϕ	L_ϕ	$\bar{S}_{zo}$	$\bar{S}_{\phi o}$	λ_{zo}	$\lambda_{\phi o}$	χ_{zo}	$\chi_{\phi o}$	$\bar{c}_{zo}$	$\bar{c}_{\phi o}$	η_{zo}	$\eta_{\phi o}$

1.2. Розрахунок маси літака у нульовому наближенні

Ще раз наголошуємо, що процес розрахунку злітної маси літака – ітераційний. Нульове наближення – найпростіше та недостатньо точне. Основне припущення те, що у нульовому наближенні приймаємо $(\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{с.у}, \bar{m}_{об.унр}, \bar{m}_n) = const$, та не залежать від параметрів загального виду. Використовуємо рівняння балансу мас у такому вигляді:

$$m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об.унр})}, \quad (1.1)$$

де m_0^0 – злітна маса літака в нульовому наближенні, кг;

$m_{ком}$ – маса комерційного навантаження, тобто маса вантажу, що перевозиться, або маса пасажирів з багажем, кг;

$m_{сл}$ – маса службового навантаження, кг;

$\bar{m}_{кон} = m_{кон} / m_0^0$ – відносна маса конструкції;

$\bar{m}_{с.у} = m_{с.у} / m_0^0$ – відносна маса силової установки;

$\bar{m}_n = m_n / m_0^0$ – відносна маса палива;

$\bar{m}_{об.унр} = m_{об.унр} / m_0^0$ – відносна маса обладнання та управління.

У чисельнику формули відомі або такі, що можливо розрахувати, маси в кілограмах, у знаменнику безрозмірні відносні маси, які визначені статистично, і ми вибираємо їх з таблиці 1.4.

Таблиця 1.4 – Статистичні значення відносних мас конструкції, силової установки, обладнання та управління, а також палива літаків різних типів

Призначення літака		$\bar{m}_{кон}$	$\bar{m}_{с.у}$	$\bar{m}_{об.упр}$	$\bar{m}_n$
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
Багатоцільові літаки місцевих авіаліній		0,29...0,31	0,14...0,16	0,12...0,14	0,12...0,18
Транспортні	легкі	0,30...0,32	0,12...0,14	0,16...0,18	0,20...0,25
	середні	0,26...0,28	0,10...0,12	0,12...0,14	0,25...0,30
	важкі	0,28...0,32	0,08...0,10	0,06...0,08	0,30...0,35

Значення $\bar{m}_n$ із табл. 1.4 може бути скориговано:

$$\bar{m}_n \approx a + b \frac{L}{V_{крейс}}, \quad (1.2)$$

де L – дальність польоту, км; $V_{крейс}$ – крейсерська швидкість, км/год;

$a = 0,04...0,05$ для всіх типів двигунів; $b = 0,04...0,05$ для літаків з ТГД; та $b = 0,05 ... 0,068$ для літаків із ТРД та ТРДД.

Для пасажирських літаків комерційне (цільове) навантаження – пасажери зі своїми багажем, кг.

$$m_{ком} = (90...120) \cdot n_{пас}, \quad (1.3)$$

де $n_{пас}$ – кількість пасажирів, більші значення маси одного пасажера з багажем приймається для далеких авіаліній.

Для транспортних (вантажних) літаків комерційне (цільове) навантаження – це вантаж, що транспортується. Необхідно врахувати також масу осіб, які, за потреби, можуть супроводжувати вантажі з розрахунку $m_{супр} = 90 \cdot n_{супр}$, де $n_{супр}$ – кількість осіб супроводу.

$$m_{ком} = m_{вант} + m_{супр} \quad (1.4)$$

Масу службового навантаження та спорядження визначимо за формулою

$$m_{сл} = m_{ек} \cdot n_{ек} + \Delta m_{сн}, \quad (1.5)$$

де $m_{ек} = 80$ кг - маса одного члена екіпажу;

$n_{ек}$ - Число членів екіпажу, включаючи бортпровідників, чол.;

$\Delta m_{сн}$ - маса спорядження літака, кг.

Аналіз літературних джерел та статистичних даних за існуючими літаками дозволяє для пасажирських літаків коротких та середніх авіаліній розрахунок маси спорядження літака виконувати за формулою, кг

$$\Delta m_{cn} = 8,617 \cdot n_{nac} + 3.53 \left(n_{nac} \cdot \overline{m}_n / K_{vid} \right)^{2/3}. \quad (1.6)$$

Для пасажирських літаків далеких авіаліній пропонується формула, кг

$$\Delta m_{cn} = 14,97 \cdot n_{nac} + 4.121 \left(n_{nac} \cdot \overline{m}_n / K_{vid} \right)^{2/3}, \quad (1.7)$$

Масу спорядження транспортного літака розраховуємо наступним чином, кг

$$\Delta m_{cn} = 12 \cdot (n_{эк} + n_{сунр}) + 0,175 \left(m_{ком} \cdot \overline{m}_n / K_{vid} \right)^{2/3} + 0,03 m_{ком}.$$

Після розрахунку злітної маси можна підібрати двигун до літака, що проектується. З формули для визначення тягоозброєності (енергоозброєності для ТГД) висловлюємо потрібну тягу (потужність) одного двигуна

$$P_0 = t_0 m_0^0 g / n_{дв}, \text{ Н} \quad \text{або,} \quad N_0 = t_0 m_0^0 g / n_{дв} \text{ кВт},$$

де t_0 – тяго-або енергоозброєність, що визначається зі статистики;

$n_{дв}$ – кількість двигунів.

По отриманій тязі чи потужності підбираємо сучасний двигун.

Після підбору двигуна переходимо до розрахунку геометрії літака. При цьому використовуємо значення питомого навантаження на крило (p) та значення параметрів таблиці 1.3 та зі статистики.

1.3. Розрахунок геометрії літака

Розрахунок геометрії крила.

Площа крила, $S = \frac{m_0^0 \cdot g}{10 \cdot p}$, м². У цій формулі m_0^0 отримано розрахунком за формулою (1.1), а питоме навантаження на крило p взято зі статистики.

Розмах крила $l = \sqrt{\lambda \cdot S}$, м. Тут площа крила визначена вище, а подовження λ – зі статистики.

Далі аналогічно – відсутні значення приймаємо з таблиці 1.3.

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

$$\text{Кінцева хорда крила, } b_k = \frac{b_0}{\eta}, \text{ м}.$$

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

Координата по розмаху середньої аеродинамічної хорди крила (відстань від осі симетрії літака до САХ) $z_a = \frac{l}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}$, м.

- літаки з прямим крилом $x_m = (0,2 \dots 0,25) b_a$;
- літаки зі стрілоподібним крилом при кутах стрілоподібності $30 \dots 45^\circ$ $x_m = (0,26 \dots 0,30) b_a$;
- літаки зі стрілоподібним крилом при кутах стрілоподібності $50 \dots 60^\circ$ $x_m = (0,30 \dots 0,34) b_a$;
- літаки з трикутним крилом малого подовження $x_m = (0,32 \dots 0,36) b_a$.

Diagram illustrating the geometry of a tapered beam. The beam has a circular cross-section at the left end with diameter d_ϕ and radius b_0 . The right end has a semi-elliptical cross-section with width b_k . The beam length is $l/2$. A coordinate system (x, z) is shown. A point on the top surface is labeled $\zeta. M.$ with coordinates x_M and z_a . The angle of the top surface is labeled $\chi_{п.к.}$.

Рисунок 1.1 – Фрагмент креслення крила літака

Площа горизонтального оперення, $S_{z.o} = \bar{S}_{z.o} \cdot S$, м², де $\bar{S}_{z.o}$ – відносна площа ГО, що вибирається зі статистики і приблизно дорівнює 0,15 ... 0,3.

$$\text{Кореневая хорда } \Gamma O, \text{ м: } b_{0_{2.0}} = \frac{2 \cdot S_{2.0}}{l_{2.0}} \cdot \frac{\eta_{2.0}}{\eta_{2.0} + 1}.$$

Кінцева хорда ГО, м: $b_{кз.о} = \frac{b_{0з.о}}{\eta_{з.о}}$.

Середня аеродинамічна хорда горизонтального оперення, м:

$$b_{аз.о} = \frac{2 \cdot b_{0з.о} \cdot (1 + \eta_{з.о} + \eta_{з.о}^2)}{3 \cdot \eta_{з.о} \cdot (1 + \eta_{з.о})}$$

Координата середньої аеродинамічної хорди горизонтального оперення, м:

$$Z_{аз.о} = \frac{l_{з.о} \cdot \eta_{з.о} + 2}{6 \cdot \eta_{з.о} + 1}$$

Аналогічно крилу викреслюємо вигляд зверху (рисунок 1.2) ГО, за статистикою намічаємо розташування керма висоти. Наносимо положення центру тиску аеродинамічних сил, створюваних ГО ($x_{ц.т.го}$). Він розташований на 25% середньої аеродинамічної хорди ГО для дозвукових літаків та на 50% для надзвукових.

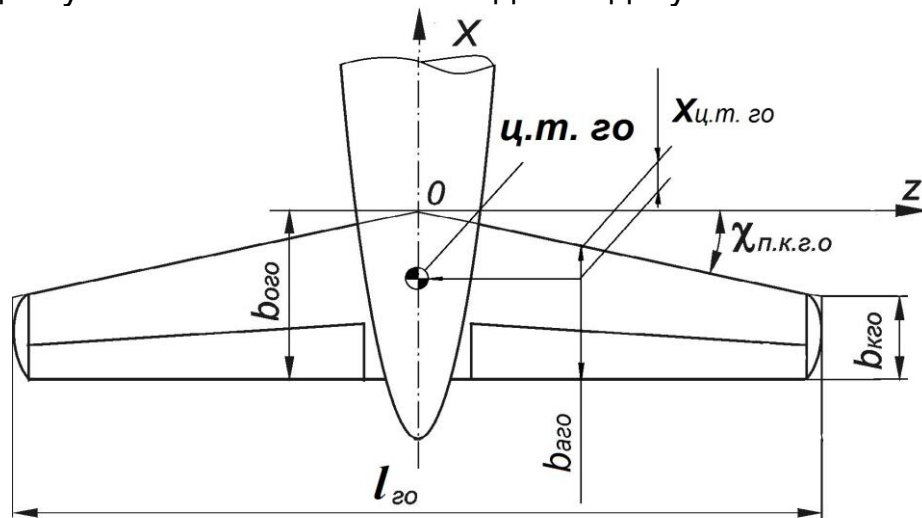


Рисунок 1.2 – Фрагмент креслення ГО

Розрахунок геометрії ВО.

Площа вертикального оперення, м²: $S_{в.о} = \bar{S}_{в.о} \cdot S$, де $\bar{S}_{в.о}$ – відносна площа ВО, вибирається зі статистики і приблизно дорівнює 0,15 ... 0,20.

Розмах ВО (висота), м: $l_{в.о} = \sqrt{\lambda_{в.о} \cdot S_{в.о}}$.

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

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

Середня аеродинамічна хорда вертикального оперення, м:

$$b_{a\epsilon.o} = \frac{2 \cdot b_{0\epsilon.o} \cdot (1 + \eta_{\epsilon.o} + \eta_{\epsilon.o}^2)}{3 \cdot \eta_{\epsilon.o} \cdot (1 + \eta_{\epsilon.o})}.$$

Координата (по висоті ВО) середньої аеродинамічної хорди вертикального оперення, м:

$$y_{a\epsilon.o} = \frac{l_{\epsilon.o}}{3} \cdot \frac{\eta_{\epsilon.o} + 2}{\eta_{\epsilon.o} + 1}.$$

Аналогічно ГО викреслюємо вигляд збоку, за статистикою намічаємо розташування керма напрямку. Наносимо положення центру тиску аеродинамічних сил, створюваних ВО ($x_{ц.т. во}$). Він розташований на 25% середньої аеродинамічної хорди для дозвукових літаків і на 50% для надзвукових.

Розрахунок геометрії фюзеляжу.

Фюзеляж умовно розглядаємо таким, що складається з носової, кормової та середньої (циліндричної) частин.

Довжина фюзеляжу, м:

$l_{\phi} = \lambda_{\phi} d_{\phi}$, де λ_{ϕ} – подовження фюзеляжу, що вибирається зі статистики і знаходиться в діапазоні 4...12.

Довжина носової частини фюзеляжу, м: $l_{н.ф} = \lambda_{н.ф} d_{\phi}$, де $\lambda_{н.ф}$ – подовження носової частини фюзеляжу, $\lambda_{н.ф} = 1,3 \dots 1,8$.

Довжина кормової частини фюзеляжу, м: $l_{к.ф} = \lambda_{к.ф} d_{\phi}$, де $\lambda_{к.ф}$ – подовження кормової частини фюзеляжу, $\lambda_{к.ф} = 2,5 \dots 3,5$.

Довжина циліндричної частини фюзеляжу, м:

$$l_{ц.ф} = l_{\phi} - l_{н.ф} - l_{к.ф}.$$

Фрагмент креслення фюзеляжу у вигляді з боку умовно може бути як на рисунку 1.3.

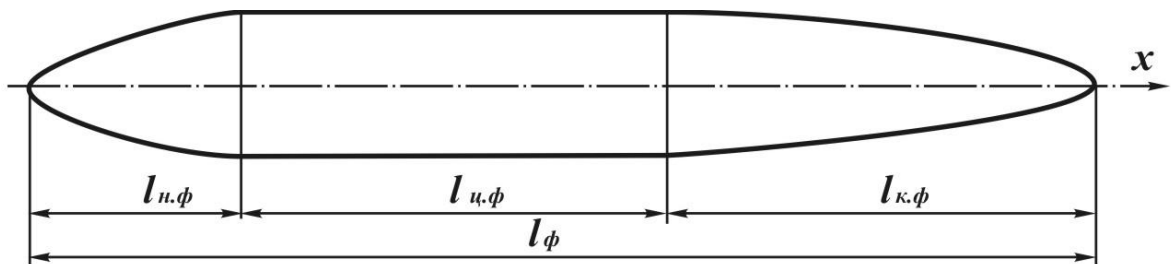


Рисунок 1.3.

При подальшому опрацюванні розглядаємо вісь фюзеляжу як ламану лінію. Системи координат носової та кормової частин повернуті. Система координат літака в цілому ($x-y$) розташовується так, як показано на рисунку 1.4, при цьому вісь x всього літака паралельна осі $x_{ц.ф}$ центральної частини фюзеляжу.

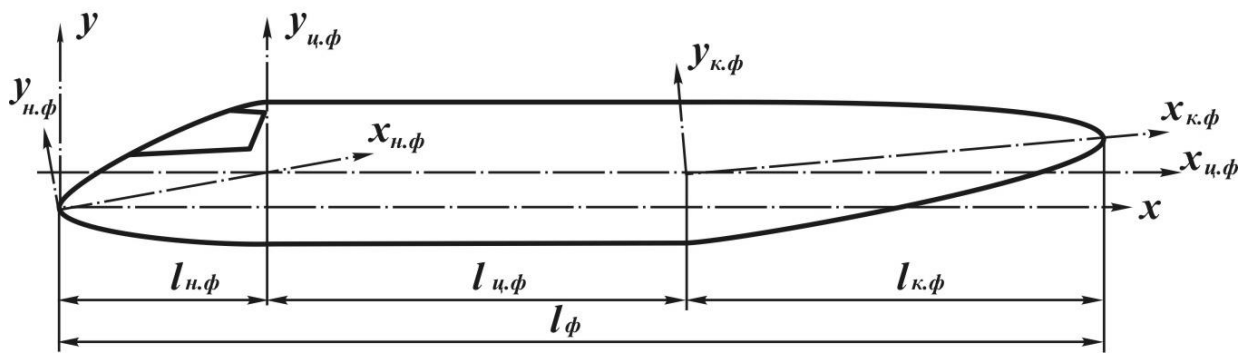


Рисунок 1.4.

Ув'язування крила та оперення з фюзеляжем

Розташування крила та оперення по довжині фюзеляжу визначається плечима горизонтального та вертикального оперень.

Плеche горизонтального оперення в нульовому наближенні приймаємо приблизно рівним плечу вертикального $L_{z.o} \approx L_{v.o}$ і для їх розрахунку використовуємо дані з таблиці 1.5 в залежності від середньої аеродинамічної хорди крила.

Таблиця 1.5. Статистичні значення плечей оперення

Тип літака	$L_{z.o} \approx L_{v.o}$
Магістральні пасажирські з ТГД	$(2,0 \dots 3,0) b_a$
Магістральні пасажирські з ТРД и ТРДД	$(2,5 \dots 3,5) b_a$
Важкі маневрені з прямим крилом	$(2,0 \dots 3,0) b_a$
Важкі маневрені зі стрілоподібним крилом	$(2,5 \dots 3,5) b_a$
Швидкісні маневрені	$(1,5 \dots 2,0) b_a$

Починаємо з розташування горизонтального оперення на фюзеляжі. На осі фюзеляжу відзначаємо точку центру тиску ГО і з цієї точки по осі фюзеляжу вперед по польоту відкладаємо плече горизонтального оперення, отримуємо приблизне положення центру мас усього літака. Будуємо на фюзеляжі вертикальне оперення, його центр тиску, використовуючи плече ВО уточнюємо положення ц.м. літака.

Додаємо на вигляді зверху крило, керуючись положенням ц.м. літака на САХ крила (рисунок 1.5).

Розташування шасі.

Відповідно до прийнятої схеми необхідно розташувати на літаку основні та допоміжний стояки. Розташування стояків шасі характеризується такими параметрами (рисунок 1.6):

– база шасі B , відстань на вигляді збоку між осями головного та носового стояків;

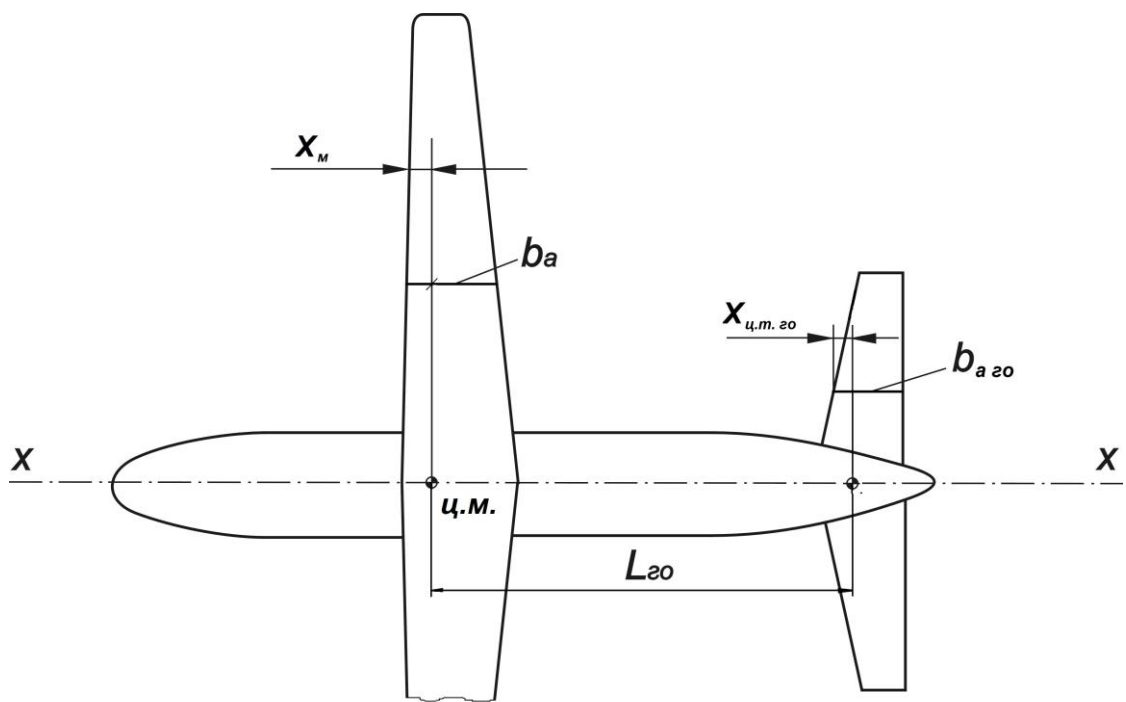


Рис. 1.5. Побудова фрагмента креслення загального вигляду

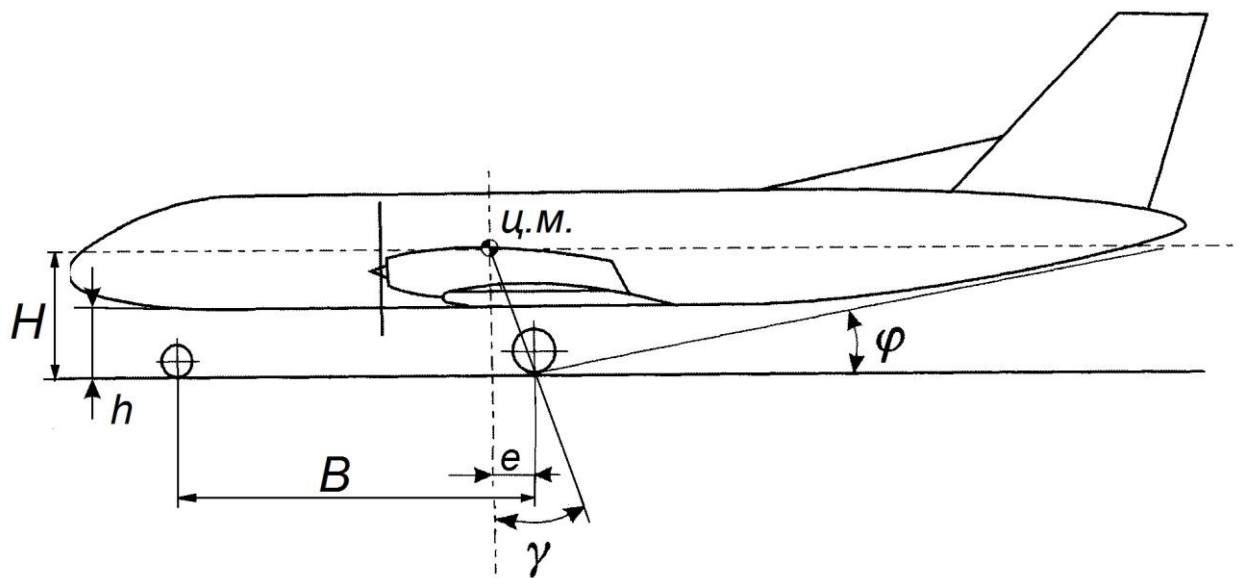


Рисунок 1.6 – Розташування шасі на літаку

- колія шасі K , відстань на вигляді спереду між площами симетрії опорних елементів головних опор;
- винесення основних опор e , відстань на вигляді збоку між вертикаллю, що проходить через центр мас літака і центром плями контакту всіх опорних елементів (коліс) основного стояка;
- висота літака h над поверхнею ЗПС при стоянковому обтисканні амортизаторів та пневматиків;

– висота центру тяжкості літака H над поверхнею ЗПС при стоянковому обтисненні амортизаторів і пневматиків. Положення центру мас літака за висотою – на осі центральної частини фюзеляжу.

Похідними від цих параметрів будуть:

– кут виносу головних опор γ ;

– кут перекидання φ .

Поступаємо за таким алгоритмом:

– обчислюємо базу шасі за виразом $B = (0,3 \dots 0,4) l_{\phi}$;

– обчислюємо винос основних опор $e = (0,1 \dots 0,12) B$;

– попередньо намічаємо положення опорних елементів (колів) основних опор на вигляді збоку, забезпечуючи мінімальне значення висоти літака $h = 500$ мм;

– використовуючи значення бази шасі маємо носову опору;

– графічно визначаємо кути виносу головних опор γ та перекидання φ ;

– за необхідності коригуємо положення опор із наступних умов. Кут перекидання приймаємо $\varphi = (10 \dots 13)^{\circ}$ для забезпечення злітних і посадкових кутів атаки літака без торкання хвостовою частиною фюзеляжу поверхні злітно-посадкової смуги. Кут винесення головних опор повинен перевищувати кут перекидання $\gamma = \varphi + (1 \dots 3)^{\circ}$.

Колія шасі вибирається з діапазону $2H \leq K < 15$ м. Найменше обмеження продиктоване стійкістю літака при розбігу, пробігу та рулюванні по ЗПС. Більше – шириною руліжних доріжок.

2. ПОБУДУВАННЯ КРЕСЛЕННЯ ЗАГАЛЬНОГО ВИДУ ЛІТАКА

Креслення загального виду виконується на форматі А1 або А2 з дотриманням вимог ДСТУ 3321:2003 Система конструкторської документації (СКД).

На кресленні, у вибраному масштабі, розташовуються три проекції літака. Головний вигляд - вигляд збоку, під ним вигляд у плані, праворуч – спереду. Наносяться розміри, як мінімум: три габаритні розміри літака, розмах ГО, параметри шасі та оперення, кути стрілоподібності крила та оперення, положення центру мас. Показується положення середньої аеродинамічної хорди крила та оперення. Використовуючи креслення літаків-аналогів наносяться штатні та аварійні виходи, ілюмінатори, стулочки багажних та вантажних відсіків, обтічники двигунів та ін.

Над основним написом (штампом) розміщуємо таблицю з основними параметрами спроектованого літака (таблиця 2.1).

Приклад виконання креслення показаний рисунку 2.1.

Таблиця 2.1 – Основні параметри літака

Льотні дані	1	$M_{крей}$	—	
	2	$H_{крей}$	км	
	3	$V_{нос}$	км/год	
	4	$L_{раз}$	м	
	5	L	км	
Масові дані	6	m_0	кг	
	7	$m_{кон}$	кг	
	8	$m_{ком}$	кг	
	9	$n_{нас}$	кг	
Дані СУ	10	P_0	Н	
	11	t_0	—	
	12	Кількість та тип двигуна		
Геометричні дані	13	l	м	
	14	η	—	
	15	χ	град	
	16	S	м ²	
	17	$\bar{S}_{zo}$	—	
	18	l_{zo}	—	
	19	χ_{zo}	—	
	20	$\bar{S}_{\phi o}$	—	
	21	$\chi_{\phi o}$	—	
	22	D_ϕ	м	
	23	λ_ϕ	—	

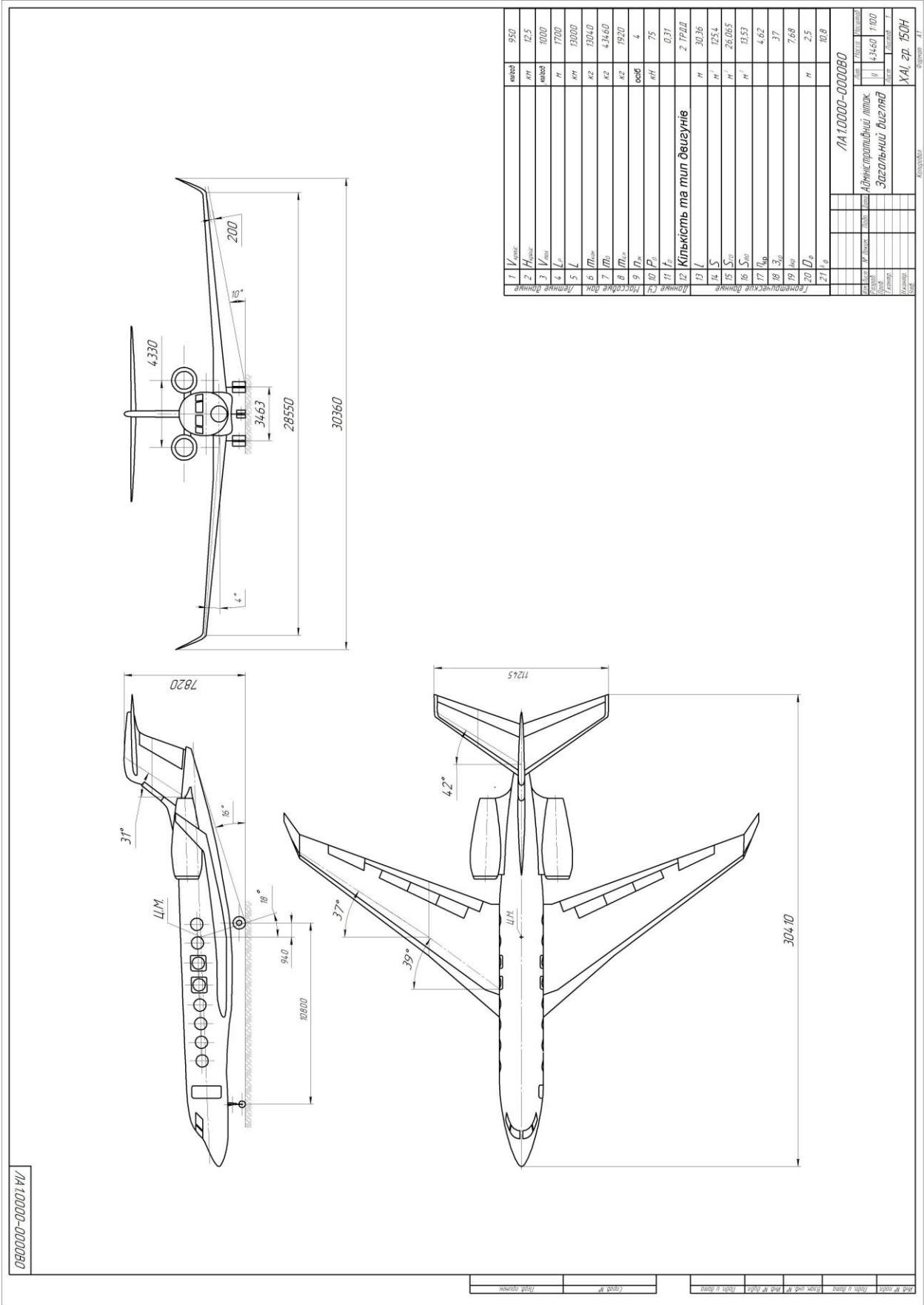


Рисунок 2.1 – Креслення загального вигляду літака