Методичний посібник

до практичних занять
«Розрахунок злітної маси літака у першому наближенні»
Рукопис

1. ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ ЛІТАКА І ЙОГО ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ

Визначення (або розрахунок) маси літака починається тільки після вибору схеми літака, так як маса його складових частин значною мірою залежить від їх зовнішніх форм, розмірів та взаємного розташування. Так, зовнішні форми крила, оперення, фюзеляжу впливають на коефіцієнт лобового опору C_x та підйомної сили C_y. Від величини C_x і C_y залежать тяга чи потужність двигунів і, як наслідок, маса силової установки та палива. Геометричні параметри крила λ, $\bar{c}$, χ, оперення тощо, безпосередньо впливають на їх масу.

Проектування передбачає пошук найефективнішого рішення. Пропонований метод визначення маси літака як критерій ефективності передбачає визначення мінімальної злітної маси при забезпеченні основних тактико-технічних вимог, вимог авіаційних правил та використання методу послідовних наближень (ітерацій).

Проблеми розрахунку злітної маси літака у цьому, що маса конструкції та інших складових самі залежить від величини злітної маси літака.

Класифікація маси літака (вагова класифікація), як і будь-яка інша, є умовною (рисунок 1.1).

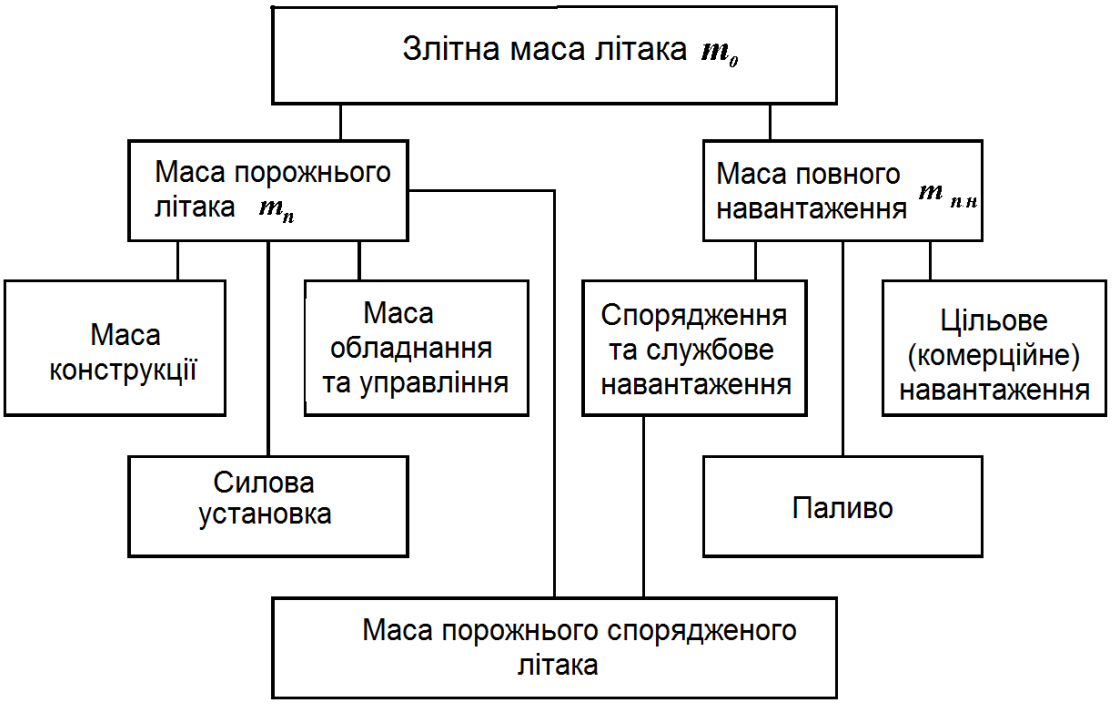


Рисунок 1.1 – Розподіл злітної маси літака

До групи "конструкція літака" відносяться:

– крило з герметизацією паливних відсіків;

– фюзеляж із підлогою, перегородками, герметизацією відсіків, рамами, люками, гондолами шасі, щитками гальмування;

– оперення з форкілями, гребенями та шайбами;

– злітно-посадкові пристрої (шасі) з циліндрами прибирання, гальмівними парашутами;

– забарвлення поверхні літака.

До групи "силова установка" відносяться:

– двигуни (основні, допоміжні, підйомні, прискорювачі) із системами реверсу, шумоглушіння, управління вектором тяги, літаковими агрегатами двигунів;

– повітряні гвинти, коки;

– пілони, капоти, моторами;

– повітрозабірники (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 повітрозабірників та сопл, охолодження, вогнегасіння, управління, проти-зледенення та мастилосистема);

– 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.

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);

– радіообладнання: зв'язок, радіонавігаційне та радіолокаційне обладнання, системи автоматичного зльоту та посадки;

– аеронавігаційне обладнання; система проти-зледеніння; система теплозвукоізоляції кабін та відсіків приладів;

– система життєзабезпечення та побутове обладнання;

– спеціальне обладнання.

Маси рідин та газів у системі обладнання, які не витрачаються у польоті, відносять до цієї групи.

Технічні рідини, які витрачаються в польоті, наприклад, рідина для проти-зледеніння, відносяться до групи “спорядження та службове навантаження”.

До цієї групи також входять:

– екіпаж (льотчики та бортпровідники);

– особисті речі та багаж екіпажу;

– невикористане паливо;

– мастило для силових установок;

– Знімне обладнання буфетів, гардеробів, туалетів, посуд, килими, штори тощо;

– вода та хімічна рідина 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.

Злітна маса літака (див. рисунок 1.1) є сумою

$$m_0 = m_{кон} + m_{с.у} + m_п + m_{об.упр} + m_{сл} + m_{ком}, \qquad (1.1)$$

де $m_{кон} = f_1$ (m_0, параметри крила, оперення, ...) – маса конструкції;

$m_{с.у} = f_2$(m_0, параметри силової установки) – маса силової установки;

$m_п = f_3$(m_0, L, H, C_p, K, режиму польоту) – маса палива;

$m_{об.упр} = f_4$(m_0, параметри обладнання та всього літака) – маса обладнання та управління;

$m_{сл}$ = const – відоме службове навантаження та спорядження;

$m_{ком}$ = const - задане комерційне навантаження.

Залежність $m_{кон}$, $m_{с.у}$, $m_{об.упр}$ від m_0 дуже складна, залежність $m_п$ від m_0 практично лінійна. Щоб зменшити вплив m_0 на $m_{кон}$, $m_{с.у}$, $m_п$ та $m_{об.упр}$ розділимо обидві частини (1.1) на m_0:

$$1 = \overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{об.упр} + \overline{m}_п + \frac{m_{ком} + m_{сл}}{m_0} \qquad (1.2)$$

Відносні величини $\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{об.упр}$, менше залежать від m_0, ніж їх абсолютні значення; $\overline{m}_п$ не залежить від m_0 .

Процес розрахунку злітної маси літака – ітераційний. Нульове наближення – найпростіше та недостатньо точне. Якщо в нульовому наближенні прийняти ($\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{об.упр}$, $\overline{m}_п$)= const, які не залежать від параметрів загального виду, то з (1.2) отримаємо формулу в наступному вигляді:

$$m_0^0 = \frac{m_{ком} + m_{сл}}{1 - \left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_п + \overline{m}_{об.упр}\right)}. \qquad (1.3)$$

Розрахунок маси літака у нульовому наближенні виконуємо із використанням статистичного методу проектування. Для цього необхідно розглянути та проаналізувати існуючі літаки-аналоги, їх схеми та льотно-технічні характеристики (ЛТХ), а результати доцільно

розглядати у вигляді статистичної табл. 1.1 та креслень загального виду літаків-аналогів (три проекції літака з обов'язковим дотриманням масштабу). Необхідні для розрахунку значення , $\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{об.упр}$ і $\overline{m}_{п}$, отримані обробкою статистичних даних, представлені в таблиці 1.2.

Таблиця 1.1 - Статистичні дані літаків-аналогів

	Параметр		1	..	n_i	..	n_n^*
	Назва літака, країна, рік випуску						
Літні дані	$V_{крей}$, км/год або $M_{крей}$	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					
	$V_{пос}$, км/ год	Посадкова швидкість					
	V_y, км/ год	Швидкопідйомність					
	$L(m_{вант\,max})$, км	Дальність польоту з максимальним вантажем					
	$L(m_{п\,max})$, км	Дальність польоту з максимальним запасом палива					
	$L_{розб}$ или $L_{зл}$, м	Довжина розбігу або дистанція розбігу					
	$L_{проб}$ или $L_{пос}$, 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					
	$m_{пос}$, кг	Посадкова маса					
	$m_{пор}$, кг	Маса порожнього літака					
	$m_{кон}$, кг	Маса конструкції					
	$m_п$, кг	Маса палива					
	$m_{пуст\,сн}$, кг	Маса порожнього спорядженого літака					
	$m_{об}$, кг	Маса обладнання					

* – дані проектованого літака

Продовження таблиці 1.1.

	Параметр		1	..	n_i	..	n_n^*
Дані силової установки	$P_0\ (N_0)$, (кВт)	Тяга ТРД, даН, або потужність ТГД, кВт					
	$m_{дв}$, кг	Маса двигуна					
	Кількість та тип двигунів						
	C_p, кг/даН·ч, C_e, кг/кВт·ч	Питома витрата палива ТРД або ТГД, відповідно					
	y	Ступень двоконтурності ТРД					
Геометричні дані	S, м^2	Площа крила					
	l, м	Розмах крила					
	$\chi_{пк}$, град	Стрілоподібність по передньої кромки крила					
	λ	Подовження крила					
	$\bar{c}_0$, $\bar{c}_{конц}$	Відносна товщина профілю крила у кореневому та кінцевому перерізах					
	η	Звуження крила					
	$L_ф$, м	Довжина фюзеляжу					
	$d_ф$, м	Діаметр фюзеляжу					
	$\lambda_ф$	Подовження фюзеляжу					
	$S_{эл}$, м^2	Площа елерону					
	$\sum S_{мид}$, м^2	Сумарна площа миідельного перетину					
Похідні величини	$p_0 = m_0 g / 10S$, даН/м^2	Питоме навантаження на крило					
	$t_0 = 10P_0 / mg$	Тягоозброєність літака з ТРД					
	$t_0 = 10N_0 / mg$	Енергоозброєність літака з ТГД					
	$\gamma_{дв} = m_{дв} g / P_0$, кг/даН^2	Питома вага двигуна					
	$K_{отд} = m_{ком} / m_0$	Коефіцієнт віддачи					
	$k_{мид} = m_0 g / 10 S_{мид}$, даН/м^2	Питоме навантаження на мідельний перетин					
	$\bar{S}_{эл} = S_{эл} \cdot S$	Відносна площа елерону					
	$\bar{S}_{ГО}$	Відносна площа ГО					
	$\bar{S}_{ВО}$	Відносна площа ВО					
	Примітка						

* – дані проектованого літака

Таблиця 1.2 – Статистичні значення відносних мас конструкції, силової установки, обладнання та управління, а також палива літаків різних типів

Призначення літака		$\overline{m}_{кон}$	$\overline{m}_{с.у}$	$\overline{m}_{об.упр}$	$\overline{m}_{п}$
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 $\overline{m}_{п}$ із табл. 1.2 може бути скориговано:

$$\overline{m}_{п} \approx a + b\frac{L}{V_{крейс}}, \qquad (1.4)$$

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 – пасажири зі своїми багажем, кг.

$$m_{ком} = (90...120)\cdot n_{пас}, \qquad (1.5)$$

де $n_{пас}$ – кількість пасажирів, більші значення маси одного пасажира 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.

$$m_{ком} = m_{вант} + m_{супр} \qquad (1.6)$$

Масу службового навантаження та спорядження визначимо за формулою

$$m_{сл} = m_{ек} \cdot n_{ек} + \Delta m_{сп}, \qquad (1.7)$$

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

$n_{ек}$ – число членів екіпажу, включаючи бортпровідників, чол.;

$\Delta m_{сп}$ – 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

$$\Delta m_{сп} = 8{,}617 \cdot n_{пас} + 3.53 \left(n_{пас} \cdot \overline{m}_{п} / K_{від} \right)^{2/3}. \quad (1.8)$$

Для пасажирських літаків далеких авіаліній пропонується формула, кг

$$\Delta m_{сп} = 14{,}97 \cdot n_{пас} + 4.121 \left(n_{пас} \cdot \overline{m}_{п} / K_{від} \right)^{2/3}, \quad (1.9)$$

Масу спорядження транспортного літака розраховуємо наступним чином, кг

$$\Delta m_{сп} = 12 \cdot \left(n_{эк} + n_{супр} \right) + 0{,}175 \left(m_{ком} \cdot \overline{m}_{п} / K_{від} \right)^{2/3} + 0{,}03 m_{ком} \ .$$

Розраховану з використанням (1.3) масу літака в нульовому наближенні та параметри загального виду надалі використовуємо як вихідні дані для розрахунків злітної маси літака в наступних наближеннях.

2. ВИЗНАЧЕННЯ МАСИ І ОСНОВНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА З ТРД В ПЕРШОМУ ПРИБЛИЖЕННІ

Визначення маси літака m_0^1 у першому наближенні є наступною ітерацією розрахунку і відрізняється від вище викладеного тим, що передбачає визначення злітної маси літака в залежності від питомого навантаження на крило і геометричних параметрів загального виду, та визначення мінімального значення. Це значною мірою обумовлено широкими можливостями сучасних ЕОМ, на використання їх і орієнтований метод.

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

$$m_0^1 = \frac{m_{ком} + m_{об.упр} + m_{сл}}{1 - \left(\overline{m}_{кон} + \overline{m}_{с.у} + \overline{m}_{Т} \right)}, \quad (2.1)$$

де $m_{об.упр}$ – маса обладнання та управління (формули для обчислення цієї маси будуть наведені нижче);

$\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{Т}$ – відносні маси конструкції, силової установки та палива, які підлягають визначенню залежно від основних енергетичних, вагових та геометричних параметрів літака, а також заданих у ТЗ висоти, швидкості, дальності польоту, довжини розбігу перед зльотом тощо.

Метод має на увазі аналітичні розрахунки щодо визначення впливу параметрів літака на величини $m_{об.упр}$, $\overline{m}_{кон}$, $\overline{m}_{с.у}$, $\overline{m}_{п}$, і далі – визначення таких значень питомого навантаження на крило p^* та параметрів крила λ, $\bar{c}$, χ, η, $\bar{l}_з$, $\bar{b}_з$, $\delta_з$ які забезпечують мінімальне значення злітної маси.

2.1 Дослідження впливу параметрів на коефіцієнт підйомної сили та аеродинамічна якість літака під час зльоту

Формула визначення коефіцієнта підйомної сили при зльоті літака має вигляд [***]

$$C_{y\,зл} = C_{y\,кр.зл}\left(1 + \Delta\overline{C}_y \frac{\delta_{з.зл}}{\delta_{з.табл}} \frac{\overline{b}_з}{\overline{b}_{з.табл}} \overline{S}_{мех.зл}\, cos^2\, \chi_{0,75}\right) + \\ + \Delta C_{y\,зем} + \Delta C_{y\,обд}, \qquad (2.2)$$

де $C_{y\,кр.зл}$ – коефіцієнт підйомної сили крила без використання механізації:

$$C_{y\,кр.зл} = C_y^{\alpha}\alpha_{зл}; \qquad (2.3)$$

$\alpha_{зл}$ – кут атаки крила при відриві під час зльоту, град (приймається рівним 8 ... 10 град);

C_y^{α} – похідна коефіцієнта підйомної сили крила по кутку атаки, 1/град,

$$C_y^{\alpha} = \frac{0{,}11 - 0{,}029\sqrt[4]{\overline{c}}}{\frac{1}{cos\,\chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}}; \qquad 2.4)$$

$\Delta\overline{C}_y$ – приріст коефіцієнта підйомної сили за рахунок механізації крила (значення $\Delta\overline{C}_y$ залежить від типу механізації, який необхідно задати, використовуючи статистичні дані та визначити значення $\Delta\overline{C}_y$ за таблицею 2.1);

$\delta_{з.зл}$ – кут відхилення закрилка при зльоті, град;

$\delta_{з.табл}$ – кут відхилення закрилка максимально можливий, табличний, град;

$\overline{b}_з$ – відносна хорда закрилка, встановленого на літаку;

$\overline{b}_{з\,таб}$ – відносна хорда закрилка з таблиці;

$\overline{S}_{мех.зл}$ – відносна площа крила, яка обслуговується механізацією у злітному положенні,

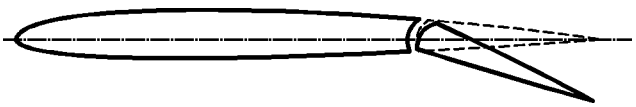
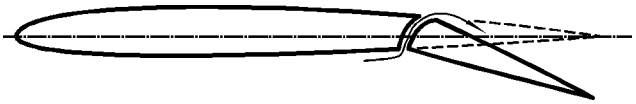
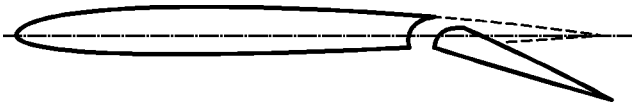
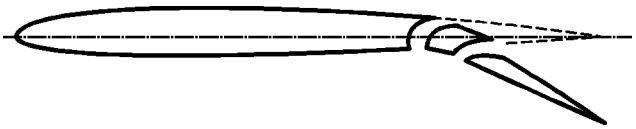
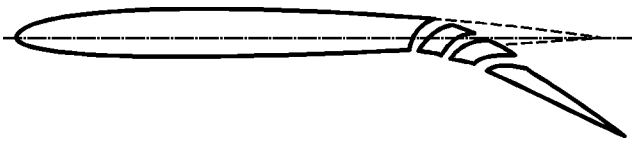
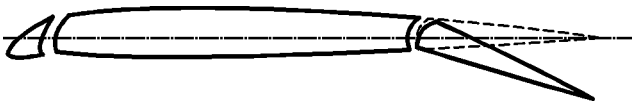
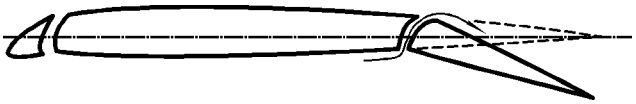
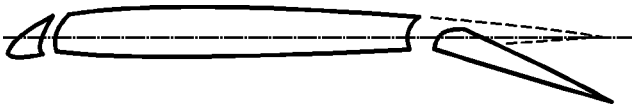
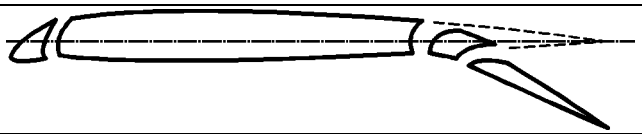
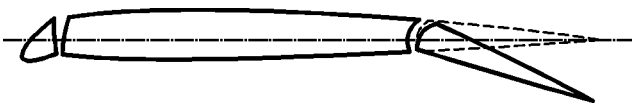
$$\overline{S}_{мех.зл} = \left[\frac{2\eta - \bar{l}_з(\eta - 1)}{\eta + 1} + k_з\right]\bar{l}_з + k_{пр}\bar{l}_{пр}, \qquad (2.5)$$

$\eta = b_0 / b_к$ – звуження крила; b_0 – коренева хорда крила; $b_к$ – кінцева хорда крила;

$\bar{l}_з = \frac{l_з}{l}$ – відносний розмах закрилка (приймається згідно з малюнком 2.1);

$k_з$ – коефіцієнт якості закрилка:

Таблиця 2.1 – Приріст коефіцієнта підйомної сили крила в залежності від типу механізації

Найменування механізації	Ескіз	$\Delta\overline{C}_y$
Простий закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 45°		0,45…0,55
Щілинний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 45°		0,5…0,6
Висувний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 40°		1,15…1,25
Двощілинний висувний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 40°		1,4…1,5
Трищілинний висувний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,35; $\delta_{з.табл}$ = 40°		2,0…3,0
Передкрилок та простий закрилок $\overline{b}_з$ = 0,35; $\delta_{з.табл}$ = 40°		0,55…0,65
Передкрилок и щілинний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 45°		0,75…0,85
Передкрилок и висувний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 40°		1,55…1,65
Передкрилок и двощілинний закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 40°		1,8…2,2
Носок, що відхиляється і закрилок $\overline{b}_з$ = 0,3; $\delta_{з.табл}$ = 40°;		0,5…0,6

$k_з$ = 0 для щитків та закрилків з нерухомою віссю;

$k_з$ = 0,15 ... 0,18 для висувних закрилків;

$k_з$ = 0,2 ... 0,25 для двох-і трищілинних закрилків;

$\overline{l}_{пр}$ - відносний розмах передкрилка (див. малюнок 2.1);

$k_{пр}$ - якість передкрилка:

$k_{пр}$ = 0,11 ... 0,13 для відхиляються шкарпеток і передкрилки Крюгера;

$k_{пр}$ = 0,14 ... 0,15 для передкрилок з профільованою щілиною;

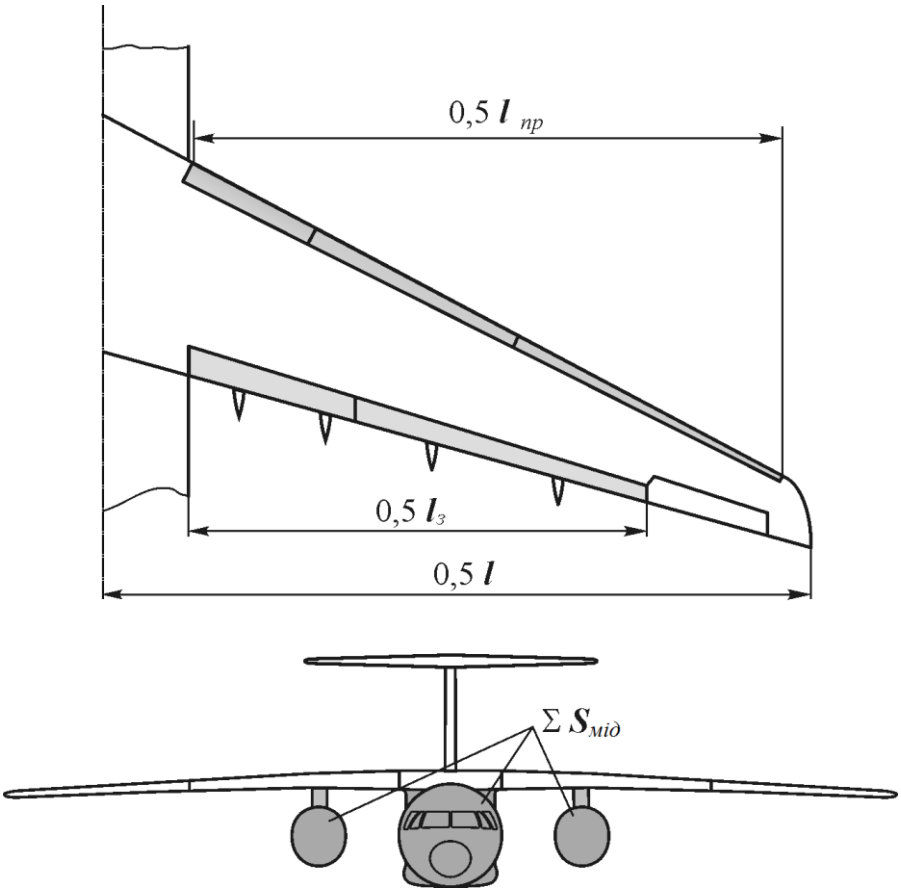


Рисунок 2.1 – Параметри загального вигляду літака

$\chi_{0,25}$, $\chi_{0,75}$ – стрілоподібність крила у градусах, відповідно, по лініях 0,25 та 0,75 хорди;

$\Delta C_{узем}$ – приріст за рахунок впливу близькості землі:

$$\Delta C_{узем} = 0{,}313 - 0{,}237\bar{h} + 0{,}0572\left(\bar{h}\right)^2, \qquad (2.6)$$

$\bar{h} = h/b_{сах}$ – відносна висота розташування крила;

h – відстань від хвостика $b_{сах}$ до землі в стоянковому положенні;

$b_{сах}$ – середня аеродинамічна хорда крила;

$\Delta C_{уобд}$ – приріст C_y за рахунок обдування крила повітряними гвинтами (тільки для літаків з гвинтовими двигунами; для літаків з реактивними двигунами $\Delta C_{уобд}$ =0):

$\bar{S}_{обд}$ – відносна площа крила, яка обдувається гвинтами двигунів:

$$\bar{S}_{обд} = \left(1 + \bar{x}\frac{\eta - 1}{\eta + 1}\right)\left(1 - \bar{x}\right); \qquad (2.7)$$

$$\bar{x} = 1 - \frac{d_в}{l} n_{дв},$$

де $d_в$ – діаметр гвинта, м;

l – розмах крила, м;

$n_{дв}$ – кількість двигунів, встановлених на крилі літака.

Якщо діаметр гвинта невідомий, його можна визначити за статистичною формулою для трьох-шестилопатевого гвинта:

$$d_в = \sqrt[4]{N/8{,}1} \text{ , м,} \qquad (2.8)$$

де N – потужність одного двигуна, кВт.

За формулою (2.2) у разі потреби можна визначити коефіцієнт підйомної сили при посадці. Тоді треба брати $\alpha_{пос}$, $\delta_{з.пос}$, $\bar{S}_{мех.пос}$.

Аеродинамічна якість літака під час зльоту розраховується за формулою [***]

$$K_{взл} = \frac{C_{у\,зл}}{C_{х\,зл}}, \qquad (2.9)$$

де $C_{х\,зл} = C_{х0\,зл} + \Delta C_{х\,ш} + \Delta C_{х\,закр} + A_{зем} C^2_{у\,зл}$ – коефіцієнт лобового опору літака при зльоті;

$C_{х0\,зл}$ – коефіцієнт лобового опору літака при нульовій підйомній силі (C_y =0) для числа Маха, яке відповідає швидкості відриву ($M_{відр}$) при зльоті;

$\Delta C_{х\,ш}$ – приріст C_x літака за рахунок випущеного шасі;

$\Delta C_{х\,закр}$ – приріст C_x літака за рахунок випущених закрилків;

$A_{зем}$ – коефіцієнт відвалу поляри з урахуванням впливу близькості землі;

$$C_{х_0\,взл} = 1{,}1\left(k_{оп} C_{х\,кр\,взл} + \frac{p}{k_{мид}} C_{х\,ф\,взл} \right); \qquad (2.10)$$

$C_{х\,кр\,взл}$, $C_{х\ ф\,взл}$ – коефіцієнти лобового опору крила і фюзеляжу при зльоті - можуть бути визначені з аеродинамічних продувок, льотних експериментів літаків аналогічних схем або розрахунковим шляхом за формулами:

$$C_{х\,кр\,зл} = \frac{0{,}174\left(1 + 2\bar{c} + 9\bar{c}^{\,2}\right)}{\left(lg\, Re_{кр\,зл} - 1{,}6\right)^2}\left(1 - k_{інт}\ \bar{S}_ф\right) + 0{,}001\bar{l}_щ; \qquad (2.11)$$

$$Re_{кр\,зл} = 2{,}34 \cdot 10^7\ M_{зл} \sqrt{\frac{m_{ком}}{\lambda\ k_{вітд}\ p}}; \qquad (2.12)$$

$$C_{х\ ф\,зл} = 0{,}01 + 0{,}07\lambda_ф,$$

де $\bar{l}_щ = l_щ / l$ – відносна довжина щілин, утворених елеронами, закрилками, передкрилками;

$k_{інт}$ – коефіцієнт інтерференції між крилом та фюзеляжем:

$k_{інт}$ = 0,6...0,7 для низькоплану;

$k_{інт}$ = 0,95...1,0 для середньоплану;

$k_{інт}$ = 0,9…1,0 для високоплана.

Для розрахунків $\Delta C_{x\,ш}$ згідно з обробкою статистичних даних сучасних літаків можна прийняти:

$$\Delta C_{x\,ш} = 0{,}012 + 0{,}1 C_{x0\,зл}. \qquad (2.13)$$

Розрахунок $\Delta C_{x\,закр}$ виконуємо з використанням виразів:

$$\Delta C_{x\,закр} = \bar{S}_{мех.взл}\left(6\bar{b}_з - 0{,}22\right)\left(6{,}34\cdot 10^{-4}\delta_{з.взл} + 2{,}44\cdot 10^{-5}\delta^2_{з.взл}\right); \qquad (2.14)$$

$$A_{зем} = \frac{2{,}8 k_2\left(1+\bar{S}_{ф\,г}\right)}{k_1\lambda\left(\bar{l}+7{,}4\right)}; \qquad (2.15)$$

$$k_1 = 1 + 6{,}667\cdot 10^{-4}\chi^{\circ}_{0{,}25} - 7{,}728\cdot 10^{-5}\left(\chi^{\circ}_{0{,}25}\right)^2;$$

$$\left.\begin{aligned} k_2 &= 2{,}7/\lambda + 0{,}95\lambda \quad \text{при} \quad \lambda \le 6 \\ k_2 &= 1{,}02 \quad \text{при} \quad \lambda > 6 \end{aligned}\right\}.$$

У формулах (2.11) – (2.15) прийнято позначення:

$k_{оп}$ – коефіцієнт, що враховує збільшення лобового опору літака за рахунок оперення; у першому наближенні можна прийняти; $k_{оп} = 1 + \bar{S}_{г.о} + \bar{S}_{в.о}$;

$k_{мид} = \dfrac{m_0^0 g}{10\sum S_{мид}}$, даН/м^2 – навантаження на міделя, $\sum S_{мид}$ – сума міделевих перерізів фюзеляжу, гондол двигунів, гондол шасі;

$\bar{S}_{ф\,г}$ – відносна площа крила, зайнята фюзеляжем, гондолами двигунів, гондолами шасі;

k_1 – коефіцієнт, що враховує вплив стріловидності крила на величину ефективного подовження;

k_2 – коефіцієнт, що враховує вплив величини геометричного подовження на ефективне подовження;

$\bar{l} = l/h$ – відносний розмах крила.

З урахуванням (2.11) – (2.14);

$$C_{x\,взл} = 0{,}012 + 1{,}1 C_{x0\,взл} + \Delta C_{x\,закр} + A_{зем} C^2_{y\,взл}. \qquad (2.16)$$

Для проведення розрахунків щодо дослідження впливу параметрів на коефіцієнт підйомної сили та аеродинамічна якість літака при зльоті необхідно з використанням статистики вибрати тип механізації крила, користуючись таблицею 2.1 визначити приріст підйомної сили крила за рахунок механізації $\Delta\bar{C}_y$ та використовуючи результати розрахунків літака в нульовому наближенні сформувати вихідні дані на ЕОМ (таблиця 2.2).

Результати розрахунків представлені у вигляді залежності коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості літака при зльоті від досліджуваних параметрів (у прикладі – питоме навантаження на крило та подовження) у таблиці 2.3 та на малюнках 2.2 та 2.3.

Таблиця 2.2 – Вихідні дані для розрахунків коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості літака під час зльоту

Параметр	Розмірність	Параметр	Розмірність
$\bar{c}$	%	$\alpha_{взл}$	град
λ		$M_{отр}$	
η		$d_{ф}$	м
$\chi_{п.к}$	град	$\lambda_{ф}$	
$\bar{l}_{з}$		$k_{инт}$	
$\bar{b}_{з}$		$k_{оп}$	
$\delta_{з}$	град	$k_{мид}$	даН/м^2
$k_{з}$		$m_{ком}$	т
$\bar{l}_{пр}$		$k_{отд}$	
$k_{пр}$		$\bar{h}$	
$\Delta\bar{C}_{y}$		$\bar{l}$	

Таблиця 2.3 – Результати розрахунків коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості літака під час зльоту

Початкові данні :

C= 14.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 град; LZ= 0.67;
BZ= 0.25; DZB= 20.00 град; KZ= 0.30; LP= 0.85; KP= 0.15;
DCY= 2.00; AOT= 9.00 град; MOT= 0.28; DF= 3.50 м; LF= 7.70;
KMI= 3025.00 даН/м²в; KIN= 1.00; KOP= 1.35; NP= 75; KOTD= 0.23;
HOT= 1.06; LOT= 8.23;

Результати розрахунку:

Вплив подовження крила на коеф. під'ємної сили та якість при зльоті

λ	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00	12.00	14.00	16.00	18.00	20.00	22.00
C_y	1.07	1.46	1.57	1.62	1.65	1.67	1.68	1.70	1.70	1.71	1.71

p_0, даН/м^2	$K_{зл}$										
100.0	4.43	8.56	11.18	13.18	14.81	16.18	17.33	18.31	19.15	19.89	20.53
200.0	4.19	8.19	10.75	12.68	14.27	15.59	16.70	17.65	18.46	19.16	19.78
300.0	4.02	7.92	10.41	12.29	13.84	15.11	16.19	17.10	17.88	18.55	19.14
400.0	3.89	7.69	10.11	11.95	13.45	14.69	15.73	16.60	17.36	18.01	18.57
500.0	3.78	7.49	9.86	11.65	13.10	14.31	15.31	16.15	16.88	17.50	18.05
600.0	3.69	7.31	9.62	11.37	12.79	13.95	14.92	15.74	16.44	17.04	17.56
700.0	3.60	7.15	9.41	11.11	12.49	13.62	14.56	15.35	16.02	16.60	17.11
800.0	3.53	7.00	9.21	10.87	12.21	13.31	14.22	14.99	15.64	16.20	16.68
900.0	3.46	6.86	9.03	10.65	11.96	13.02	13.90	14.64	15.27	15.81	16.28

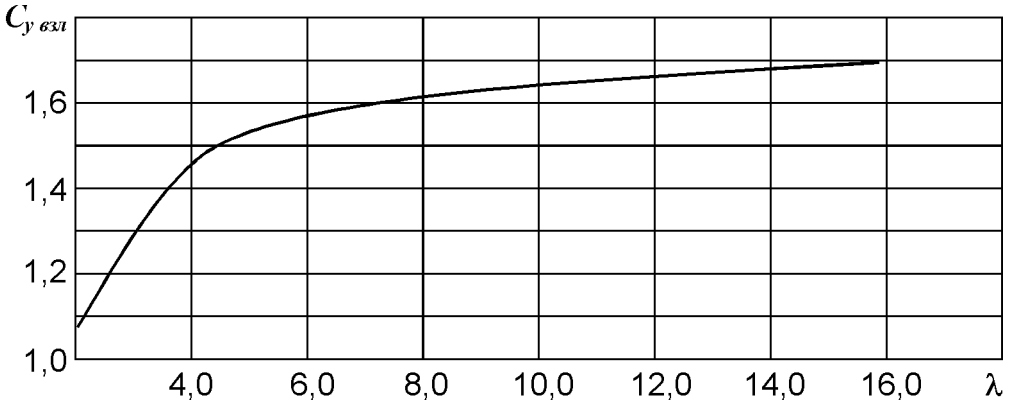


Рисунок 2.2 – Залежність коефіцієнта підйомної сили під час злету $C_{y\,взл}$ від подовження крила λ

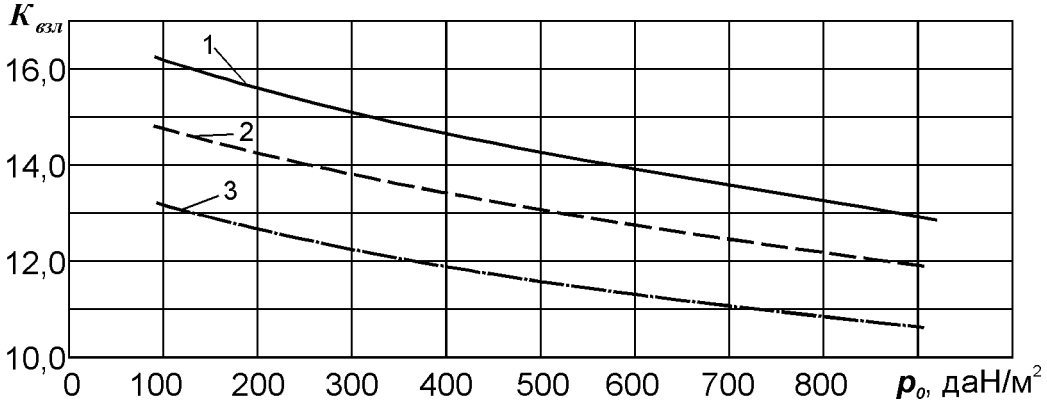


Рис. 2.3 – Залежність аеродинамічної якості літака $K_{зл}$ від подовження крила λ та питомого навантаження p:
1 – λ =12; 2 – λ =10; 3 – λ =8

2.2 Дослідження впливу параметрів на величину необхідних стартових тягоозброєностей літака

Тягоозброєність літака визначається виходячи з таких вимог: забезпечення крейсерського польоту із заданою швидкістю на заданій висоті; заданої довжини розбігу перед зльотом та забезпечення продовженого зльоту при відмові на злеті одного з двигунів.

Тягоозброєність, необхідну для забезпечення крейсерського польоту, визначаємо так:

$$t_{0\,крейс} = \frac{0{,}7\, p_H M^2_{крейс} C_{x\,крейс}}{\xi_V \xi_H \xi_{др.} \xi_{вз}\, p}. \qquad (2.17)$$

Крейсерські числа $M_{крейс}$ та $H_{крейс}$ встановлені при обробці статистики у розділі 1.

Відомо, що на крейсерських режимах польоту

$$C_{x\,крейс} \approx \frac{4}{3} C_{x0} = \frac{4}{3}\left(F_1 + F_2 p\right),$$

$$t_{0\,крейс} = \frac{0{,}933 p_H M^2_{крейс}}{\xi_V \xi_H \xi_{др} \xi_{вз}} \left(\frac{F_1}{p} + F_2 \right), \qquad (2.18)$$

де $F_1 = k_{оп} C_{x\,кр}$ – коефіцієнт лобового опору крила і оперення

$F_1 = k_{оп}\left(C_{x\,кр.тер} + C_{x\,кр.хв}\right)$;

$F_2 = \dfrac{C_{x\,ф}}{k_{мид}}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу та мотогондол;

$C_{x\,ф}$ – коефіцієнт лобового опору фюзеляжу;

$k_{мід}$ – навантаження на мідель (див. підрозділ 2.1.1);

p_H – атмосферний тиск на висоті крейсерського польоту;

ξ_V, ξ_H, $\xi_{др}$ – коефіцієнти, які враховують зміну тяги ТРД залежно від швидкості, висоти польоту та режиму роботи двигунів; визначаються з паспортних даних подібних двигунів для $M_{крейс}$ і $H_{крейс}$;

$\xi_{вз}$ – коефіцієнт, який враховує втрати тяги, пов'язані з втратами швидкісного напору в повітрозабірнику.

Можливе визначення коефіцієнтів ξ_V і ξ_H за наближеними залежностями [***] для двигунів зі ступенем двоконтурності 0,2...10:

$$\xi_V = 1 - \left(0{,}5 + 0{,}133y - 0{,}0069y^2\right)M + \left(0{,}6 + 0{,}01y\right)M^2; \qquad (2.19)$$

$$\xi_H = \frac{p_H}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_H}\right)^{2+0{,}2y} \quad \text{для } H \le 11 \text{ км};$$

$$\xi_H = \frac{p_{11}}{p_0}\left(\frac{T_0}{T_{11}}\right)^{2+0{,}2y} \quad \text{для } H > 11 \text{ км}, \qquad (2.20)$$

де p_0 – атмосферний тиск біля землі, даН/м^2;

T_0, T_{11}, T_H – температура атмосферного повітря біля землі, на висоті 11 км і на розрахунковій висоті.

Величини p_0, p_H, T_0, T_{11} и T_H, , і визначаються за таблицями стандартної атмосфери Землі [***].

Коефіцієнт лобового опору тертя крила $C_{x\,кр.тер}$ визначається за формулою (2.11) для крейсерського режиму польоту $M = M_{крейс}$ та $H = H_{крейс}$. . Значення Re для крейсерського режиму визначаємо так:

$$Re_{кр} = f(H)\cdot M_{крейс}\sqrt{\frac{m_{ком}\,g}{10\lambda\, p k_{отд}}},$$

$$f(H) = \left[2{,}33\left(1 - \frac{H_{крейс}}{12}\right) + 0{,}0045\,H^2_{крейс}\right]\cdot 10^7; \qquad (2.21)$$

де $H_{крейс}$ – крейсерська висота польоту, км.

Коефіцієнт хвильового опору $C_{x\,кр.хв}$ розраховується тільки в тому випадку, якщо крейсерський політ виконується на швидкості, більшій за критичну $M_{крейс} > M_{крит}$, в іншому випадку $C_{x\,кр.хв}$ приймається рівним нулю. Використовуються формули [***]:

$$M_{крит.кр} = 1 - \frac{0{,}7\lambda^2\sqrt{\bar{c}}}{\lambda^2 + 0{,}1}\cos\chi_{0{,}5},$$

$$C_{x\,кр.хв} = C_{x.хв.max}\left(\frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{Cx.хв.max} - M_{крит.кр}}\right)^3\left(4 - 3\frac{M_{крейс} - M_{крит.кр}}{M_{Cx.хв.max} - M_{крит.кр}}\right)$$

$$C_{x.хв.max} = \frac{2\pi\lambda(\bar{c})^2 \cos^2\chi_{0,5}}{2+\lambda(\bar{c})^{1/2}\cos^{5/3}\chi_{0,5}},$$

$$M_{Cx.хв.max} = \frac{1}{\cos\chi_{0,5}}\left\{1+0,4\frac{(\bar{c})^{2/3}}{\cos^{2/3}\chi_{0,5}}\left[2-\lambda(\bar{c})^{1/3}\cos^{2/3}\chi_{0,5}\right]\right\}.$$

Коефіцієнт лобового опору фюзеляжу та мотогондол визначається виразом

$$F_2 = \frac{C_{x\,ф.тер} + C_{x\,ф.в}}{k_{мід}}; \qquad (2.22)$$

де $C_{x\,ф.тер}$ – коефіцієнт лобового опору тертя обчислюється з використанням формул [***],

$$C_{x\,ф.тер} = 3,1\lambda_ф\left(1+0,1M^2_{крейс}\right)^{-0,67}\left[\frac{0,455}{\left(\lg Re_ф\right)^{2,58}} - \frac{1700}{Re_ф}\right],$$

$$Re_{кр} = f(H)\cdot M_{крейс}\,\lambda_ф\,d_ф;$$

де $f(H)$ – обчислюється по (2.21).

Тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданої довжини розбігу перед зльотом, розраховується за формулою [***]:

$$t_{0p} = \frac{1}{\xi_{взл}}\left[\frac{0,832p}{L_p C_{y\,взл}} + \frac{1}{3}\left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f\right)\right], \qquad (2.23)$$

де $\xi_{взл} = \xi_V\,\xi_H\,\xi_{вз}\,\xi_{др}$ – коефіцієнти, описані в (2.18) і розраховані для режиму зльоту $M = M_{отр}$ і H = 0;

L_p – довжина розбігу перед зльотом, задана в ТЗ, м;

$C_{y\,взл}$, $K_{взл}$ – визначені у підрозділі 2.1;

f – коефіцієнт тертя коліс шасі про поверхню ЗПС під час розбігу:

f =0,02 – 0,03 для сухого бетону;

f = 0,05 для мокрого бетону;

f =0,07 – 0,1 для ґрунту.

Тягоозброєність, необхідна для забезпечення продовженого зльоту при відмові одного двигуна під час розбігу на зльоті,

$$t_{0\theta} = \frac{n_{дв}}{\xi_{взл}(n_{дв}-1)}\left(\frac{1}{K_{взл}} + tg\theta_3\right), \qquad (2.21)$$

де $n_{дв}$ – Число двигунів, встановлених на літаку;

$\xi_{взл}$, $K_{взл}$ – див. вище;

$tg\theta_3$ – градієнт набору висоти на третьому етапі зльоту з одним двигуном, що відмовив, задається в Нормах льотної придатності літаків:

$tg\theta_3$ – 1,2 % для літаків із двома двигунами;

$tg\theta_3$ – 1,5% для літаків з трьома двигунами;

$tg\theta_3$ – 1,7% для літаків з чотирма і більше двигунів.

Для проведення розрахунків щодо дослідження впливу параметрів літака на величину потрібних стартових тягоозброєностей літака необхідно сформовані вихідні дані (див. таблицю 2.2) доповнити наступними величинами (таблиця 2.4).

Таблиця 2.4 – Вихідні дані щодо розрахунків

Параметр	Розмірність	Параметр	Розмірність
$\xi_{вз}$		$M_{крейс}$	
$\xi_{зл}$		$H_{крейс.поч}$, $H_{крейс.кін}$	км
$\xi_{крейс}$		f	
y		L_p	м

Результати розрахунків представлені у вигляді залежностей потрібних стартових тягоозброєностей для перерахованих вимог від досліджуваних параметрів (у прикладі – питоме навантаження на крило та подовження) у таблиці 2.5 та на рисунку 2.4.

Таблиця 2.5 – Результати розрахунку потрібних тягоозброєностей залежно від параметрів

Вихідні дані

C= 10.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 ¤; LZ= 0.67;
BZ= 0.25; DZB= 20.00 ; KZ= 0.30; LP= 0.85; KP= 0.15;
DCY= 2.00; AOT= 9.00 ; MOT= 0.28; DF= 3.50 м; LF= 7.70;
KMI= 3025.00 даН/м²; KIN= 1.00; KOP= 1.35; NP= 75; KOTD= 0.23;
HOT= 1.06; LOT= 8.23;
ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 4.90;
MX= 0.78; HN= 12.00 км; HK= 12.50 км; FTR= 0.02; LR= 1500.00 м

Результати розрахунків

Стартова тягоозброєність, що визначається довжиною розбігу

λ	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00	12.00	14.00	16.00	18.00	20.00	22.00
p_0 , даН/ м²	t_{0p}										
100.0	0.199	0.128	0.111	0.103	0.098	0.095	0.093	0.091	0.090	0.089	0.088
200.0	0.278	0.184	0.163	0.153	0.147	0.143	0.140	0.138	0.137	0.135	0.134
300.0	0.356	0.240	0.214	0.202	0.196	0.191	0.188	0.185	0.184	0.182	0.181
400.0	0.433	0.296	0.265	0.252	0.244	0.239	0.235	0.233	0.230	0.229	0.227
500.0	0.510	0.351	0.317	0.301	0.292	0.287	0.283	0.280	0.277	0.275	0.274
600.0	0.586	0.407	0.368	0.351	0.341	0.335	0.330	0.327	0.324	0.322	0.320
700.0	0.662	0.462	0.419	0.400	0.389	0.382	0.377	0.374	0.371	0.369	0.367
800.0	0.738	0.517	0.470	0.449	0.438	0.430	0.425	0.421	0.418	0.415	0.413
900.0	0.814	0.572	0.521	0.499	0.486	0.478	0.472	0.468	0.465	0.462	0.460

Стартова тягоозброєність, що визначається безпекою зльоту

λ	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00	12.00	14.00	16.00	18.00	20.00	22.00
p_0 , даН/ м²	$t_{0\theta}$										
100.0	0.707	0.399	0.321	0.283	0.259	0.243	0.231	0.223	0.216	0.210	0.206
200.0	0.743	0.413	0.331	0.291	0.266	0.249	0.237	0.228	0.221	0.216	0.211
300.0	0.771	0.426	0.340	0.298	0.273	0.255	0.243	0.233	0.226	0.220	0.216
400.0	0.795	0.436	0.348	0.305	0.278	0.261	0.248	0.238	0.231	0.225	0.220
500.0	0.816	0.446	0.355	0.311	0.284	0.266	0.253	0.243	0.236	0.230	0.225
600.0	0.836	0.455	0.362	0.317	0.289	0.271	0.258	0.248	0.240	0.234	0.229
700.0	0.854	0.464	0.369	0.323	0.295	0.276	0.262	0.252	0.245	0.238	0.233
800.0	0.871	0.472	0.375	0.328	0.300	0.281	0.267	0.257	0.249	0.243	0.238
900.0	0.887	0.480	0.381	0.334	0.305	0.285	0.272	0.261	0.253	0.247	0.242

Стартова тягоозброєність, що визначається крейсерською швидкістю польоту

λ	2.00	4.00	6.00	8.00	10.00	12.00	14.00	16.00	18.00	20.00	22.00
p_0, даН/ м^2	$t_{0крейс}$										
100.0	0.468	0.508	0.530	0.545	0.556	0.565	0.573	0.579	0.585	0.591	0.595
200.0	0.269	0.294	0.308	0.317	0.324	0.329	0.334	0.338	0.341	0.344	0.347
300.0	0.203	0.222	0.232	0.239	0.244	0.248	0.252	0.255	0.257	0.260	0.262
400.0	0.171	0.186	0.194	0.200	0.204	0.208	0.210	0.213	0.215	0.217	0.218
500.0	0.151	0.164	0.172	0.176	0.180	0.183	0.185	0.187	0.189	0.191	0.192
600.0	0.138	0.150	0.156	0.161	0.164	0.166	0.169	0.170	0.172	0.173	0.175
700.0	0.129	0.140	0.146	0.149	0.152	0.155	0.156	0.158	0.160	0.161	0.162
800.0	0.122	0.132	0.137	0.141	0.144	0.146	0.147	0.149	0.150	0.151	0.152
900.0	0.117	0.126	0.131	0.134	0.137	0.139	0.140	0.142	0.143	0.144	0.145

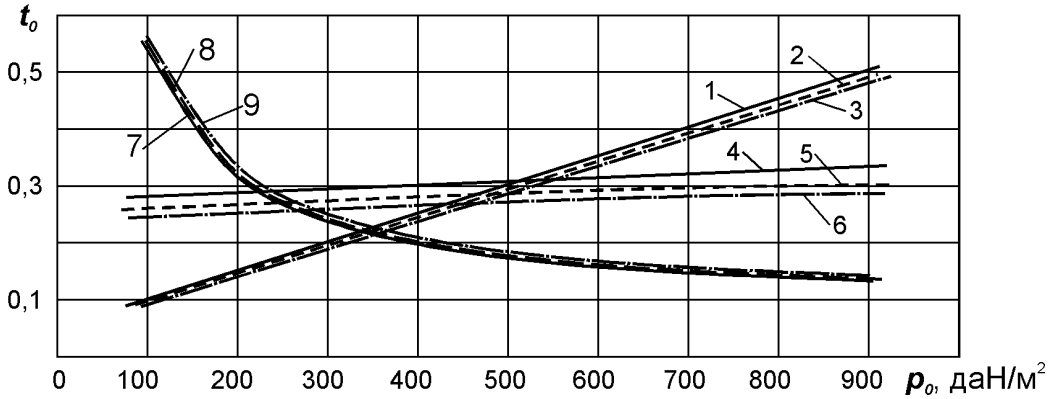


Рисунок 2.4 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на потрібну тягоозброєність для забезпечення:
– заданої довжини розбігу: 1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12;
– безпечного зльоту: 4 – λ = 8; 5 – λ = 10; 6 – λ = 12;
– крейсерської швидкості: 7 – λ = 8; 8 – λ = 10; 9 – λ = 12

2.3 Дослідження впливу параметрів на відносну масу силової установки

Відносна маса силової установки визначається за формулою

$$\overline{m}_{c.y} = R\gamma_{дв}t_{0max}, \qquad (2.22)$$

де R – коефіцієнт, що враховує збільшення маси силової установки в порівнянні з масою двигунів:

$$R = k_1\left(1+0{,}1\frac{n_{дв.рев}}{n_{дв}}\right)\left[1+\frac{0{,}0236}{\gamma_{дв}}\left(1{,}5+0{,}275y^{0{,}75}\right)^2\right], \qquad (2.23)$$

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість і розташування двигунів на літаку (приймається за таблицею 2.6);

$n_{дв}$ – кількість двигунів, встановлених літаком;

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

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

y – ступінь двоконтурності двигуна.

Якщо дані питомої ваги двигуна відсутні, можна скористатися для розрахунку формулою:

$$\gamma_{дв} = 0{,}22 - 0{,}0288y + 0{,}0077y^{1{,}5}. \qquad (2.24)$$

Таблиця 2.6 - Значення коефіцієнта k_1 в залежності від кількості та розташування двигунів на літаку

Розміщення двигунів	Число двигунів			
	2	3	4	4
Число двигунів	1,00	1,02	1,03	1,03
На крилі	0,95	–	1,00	1,02

Для виконання розрахунків щодо дослідження впливу параметрів на відносну масу силової установки сформовані вихідні дані необхідно доповнити значеннями $n_{дв}$, $n_{дв.рев}$ та k_1. Результати розрахунків представлені у таблиці 2.7 та на рисунках 2.5 та 2.6.

Таблиця 2.7 – Результати розрахунку потрібної тягозброєності та відносної маси силової установки залежно від параметрів

Вихідні дані :

C= 10.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 град; LZ= 0.67;
BZ= 0.25; DZB= 20.00 град; KZ= 0.30; LP= 0.85; KP= 0.15;
DCY= 2.00; AOT= 9.00 град; MOT= 0.28; DF= 3.50 м; LF= 7.70;
KMI= 3025.00 Дан/м¤; KIN= 1.00; KOP= 1.35; NP= 75; KOTD= 0.23;
HOT= 1.06; LOT= 8.23;
ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 4.90;
MX= 0.78; HN= 12.00 км; HK= 12.50 км; FTR= 0.02; LR= 1500.00 м;
NDR= 2; K11= 1.03;

Результати розрахунку:

Стартова тягоозброєність дозвукового пасажирського літака

λ	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
p_0, даН/ м²	t_0										
100,0	0,707	0,508	0,530	0,545	0,556	0,565	0,573	0,579	0,585	0,591	0,595
200,0	0,743	0,413	0,331	0,317	0,324	0,329	0,334	0,338	0,341	0,344	0,347
300,0	0,771	0,426	0,340	0,298	0,273	0,255	0,252	0,255	0,257	0,260	0,262
400,0	0,795	0,436	0,348	0,305	0,278	0,261	0,248	0,238	0,231	0,229	0,227
500,0	0,816	0,446	0,355	0,311	0,292	0,287	0,283	0,280	0,277	0,275	0,274
600,0	0,836	0,455	0,368	0,351	0,341	0,335	0,330	0,327	0,324	0,322	0,320
700,0	0,854	0,464	0,419	0,400	0,389	0,382	0,377	0,374	0,371	0,369	0,367
800,0	0,871	0,517	0,470	0,449	0,438	0,430	0,425	0,421	0,418	0,415	0,413
900,0	0,887	0,572	0,521	0,499	0,486	0,478	0,472	0,468	0,465	0,462	0,460

Відносна маса СУ дозвукового пасажирського літака

λ	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
p_0, даН/ м²	$\overline{m}_{c.y}$										
100,0	0,240	0,172	0,179	0,184	0,188	0,191	0,194	0,196	0,198	0,200	0,202
200,0	0,252	0,140	0,112	0,107	0,110	0,111	0,113	0,114	0,116	0,117	0,118
300,0	0,261	0,144	0,115	0,101	0,092	0,086	0,085	0,086	0,087	0,088	0,089
400,0	0,269	0,148	0,118	0,103	0,094	0,088	0,084	0,081	0,078	0,077	0,077
500,0	0,277	0,151	0,120	0,105	0,099	0,097	0,096	0,095	0,094	0,093	0,093
600,0	0,283	0,154	0,125	0,119	0,115	0,113	0,112	0,111	0,110	0,109	0,109
700,0	0,289	0,157	0,142	0,136	0,132	0,130	0,128	0,127	0,126	0,125	0,124
800,0	0,295	0,175	0,159	0,152	0,148	0,146	0,144	0,143	0,142	0,141	0,140
900,0	0,300	0,194	0,176	0,169	0,165	0,162	0,160	0,158	0,157	0,157	0,156

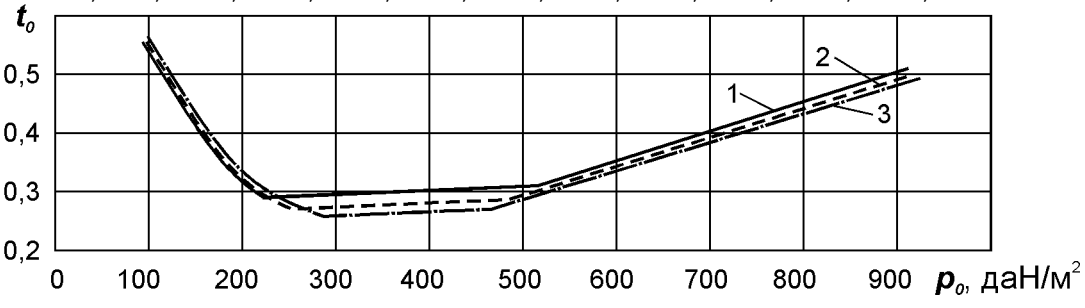


Рисунок 2.5 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на тягоозброєність літака: 1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12

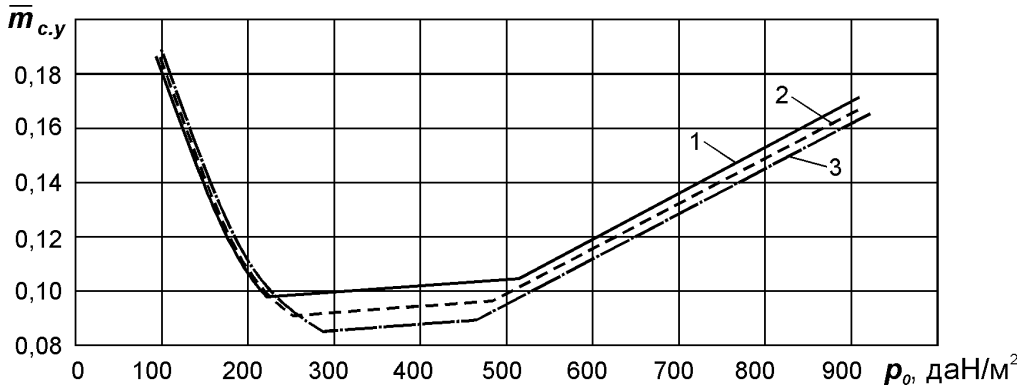


Рисунок 2.6 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу силової установки: 1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12

2.5 Дослідження впливу параметрів на відносну масу палива

Відносна маса палива є $\overline{m}_п$ сумою

$$\overline{m}_п = \overline{m}_{п.зл} + \overline{m}_{п.крейс} + \overline{m}_{п.н.з} + \overline{m}_{п.зн.п} + \overline{m}_{п.зал}, \qquad (2.25)$$

де $\overline{m}_{п.зл}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зліт та набір висоти;

$\overline{m}_{п.крейс}$ – відносна маса палива, яка витрачається в крейсерському польоті з на $M_{крейс}$ на $H_{крейс}$;

$\overline{m}_{п.н.з}$ – відносна маса навігаційного запасу палива;

$\overline{m}_{п.зн.п}$ – відносна маса палива, яка витрачається на зниження та посадку;

$\overline{m}_{п.зал}$ – відносна маса палива, яка не може бути витрачена (залишки між конструктивними елементами).

$$\overline{m}_{п.зл} = \frac{0{,}0035H_{нач}\left(1-0{,}03y\right)}{1-0{,}004H_{нач}};$$

$$\overline{m}_{п.зн.п} = 0{,}002H_{кон}\left(1-0{,}03y\right)\left(1-0{,}023H_{кон}\right),$$

де $H_{поч}$, $H_{кін}$, – початкова і кінцева висоти крейсерського польоту, км;

y – ступінь двоконтурності двигунів, встановлених на літаку.

$$\overline{m}_{Т.крейс} + \overline{m}_{Т.н.з} = 0{,}052 +$$

$$+\left[\frac{0{,}2\left(L-40H_{ср}\right)}{a_H M_{крейс} - 0{,}28W_в} + 1\right] C_{р.крейс}\sqrt{\frac{k_2\left(1+\overline{S}_{фг}\right)}{k_1\lambda}\left(F_1 + F_2 p\right)},$$

де L – дальність польоту, км;

$H_{сер} = \left(H_{поч} + H_{кін}\right)/2$ – середня висота крейсерського польоту, км;

a_H – швидкість звуку на середній висоті крейсерського польоту, м/с;

$M_{крейс}$ – число Маха, що відповідає крейсерській швидкості польоту;

$W_в$ – швидкість зустрічного вітру, км/год;

$C_{р.крейс}$ – питома витрата палива на крейсерському режимі польоту, кг/даН*год;

k_1, k_2, $\overline{S}_ф$ – див. підрозділ 2.1; $F_1 = k_{оп} C_{х кр}$; $F_2 = C_{х ф} / k_{мід}$.

Коефіцієнти лобового опору крила $C_{х кр}$ та фюзеляжу $C_{х ф}$ розраховуються для значень $M_{крейс}$ і $H_{крейс}$.

Питому витрату палива бажано взяти з паспортних даних двигунів, які будуть близькі до двигуна, передбачуваного для встановлення на літаку. У разі відсутності таких даних можна скористатися статистичними формулами [***]:

для $H_{крейс} \le$ 11 км

$$C_{р.крейс} = \frac{0{,}8}{1 + 0{,}38 y^{0{,}75}} \left[1 + \left(0{,}27 + 0{,}2 y M^2_{крейс} \right) \sqrt{M_{крейс}} - 0{,}02 H_{крейс} \right]; \qquad (2.26)$$

для > 11 км

$$C_{р.крейс} = \frac{0{,}8}{1 + 0{,}38 y^{0{,}75}} \left[0{,}78 + \left(0{,}27 + 0{,}2 y M^2_{крейс} \right) \sqrt{M_{крейс}} \right]. \qquad (2.27)$$

Результати розрахунків представлені як залежності відносної маси палива від досліджуваних параметрів (у прикладі – питома навантаження на крило і подовження) в таблиці 2.8 і рисунку 2.7.

Таблиця 2.8 - Вплив параметрів літака на відносну масу палива

Вихідні дані:

C= 10.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 град; DF= 3.50 м;
LF= 7.70; KMI= 3025.00 Дан/м¤; KIN= 1.00; KOP= 1.35; NP= 75;
KOTD= 0.23; DM= 4.90; MX= 0.78; HN= 12.00 км; HK= 12.50 км; L= 2500.00 км;

Результати розрахунку:

Вплив подовження крила на відносну масу палива пасажирського літака

λ	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
p_0, даН/ м²	$\overline{m}_n$										
100,0	0,254	0,195	0,178	0,169	0,163	0,158	0,154	0,151	0,149	0,147	0,145
200,0	0,270	0,204	0,185	0,175	0,168	0,163	0,159	0,156	0,153	0,150	0,148
300,0	0,284	0,212	0,192	0,180	0,173	0,167	0,163	0,159	0,156	0,154	0,152
400,0	0,298	0,219	0,198	0,186	0,177	0,171	0,167	0,163	0,160	0,157	0,154
500,0	0,311	0,227	0,203	0,190	0,182	0,175	0,170	0,166	0,163	0,160	0,157
600,0	0,323	0,233	0,208	0,195	0,186	0,179	0,173	0,169	0,165	0,162	0,160
700,0	0,335	0,240	0,214	0,199	0,189	0,182	0,176	0,172	0,168	0,165	0,162
800,0	0,346	0,246	0,219	0,203	0,193	0,185	0,179	0,175	0,171	0,167	0,165
900,0	0,358	0,253	0,223	0,207	0,197	0,189	0,182	0,177	0,173	0,170	0,167

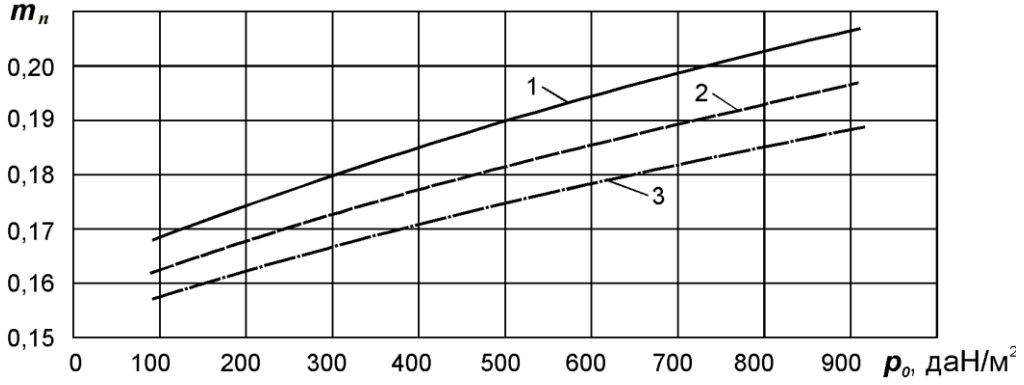


Рис. 2.7. Влияние удельной нагрузки и удлинения крыла на относительную массу топлива: 1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12

2.6 Вплив параметрів на відносну масу конструкції літака

Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжу, оперення та шасі.

$$\overline{m}_{кон} = \overline{m}_{кр} + \overline{m}_{ф} + \overline{m}_{оп} + \overline{m}_{ш}. \qquad (2.28)$$

Для розрахунку відносної маси крила використовується формула А. А. Бадягіна [***]

$$\overline{m}_{кр} = \frac{7{,}2k_1 n_A^p \left(m_0^0\right)^{0,5} \varphi\lambda}{10^4\, p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta+4}{\eta+1} + \frac{4{,}5k_2k_3}{p} + 0{,}015,$$

де k_1 – коефіцієнт, що враховує тип панелей;

k_2 – коефіцієнт, що враховує наявність напливів крила, інтерцепторів, закрилків, передкрилків;

k_3 – коефіцієнт, що враховує спосіб герметизації паливних відсіків крила;

n_A^p – коефіцієнт розрахункового навантаження для випадку **А**, $n_A^p = 82/\sqrt{p}$;

$\varphi = b - 0{,}83\,\overline{m}_T$ – коефіцієнт розвантаження крила паливом і двигунами;

p – питоме навантаження на крило, даН/м^2;

λ, $\bar{c}$, $\chi_{0,25}$, η – подовження, відносна товщина, стрілоподібність по 0,25 хорд і звуження крила;

$b = 0{,}91$ – для літаків із двигунами на фюзеляжі, $b = 0{,}87$ – для літаків із двигунами на крилі.

Відносна маса фюзеляжу визначається за формулою В. М. Шейніна [***]:

$$\overline{m}_{ф} = k_1 \lambda_{ф} d_{ф}^2 \left(m_0^0\right)^i + k_2 + k_3 + k_4,$$

де k_1 =4,56 – 0,441 $d_{ф}$ для схем із двигунами на фюзеляжі;

k_1 =3,4 – 0,26 $d_{ф}$ для схем із двигунами на крилі або при змішаному компонуванні двигунів (DC–10, L–1011));

i = - (0,77-0,01);

k_2 – коефіцієнт, що враховує місце кріплення основних стійок шасі;

k_3 – коефіцієнт, що враховує місце прибирання основних стояків шасі;

k_4 – коефіцієнт, що враховує спосіб завантаження багажу.

Для розрахунку відносної маси оперення використовується статистична формула [***]

$$\overline{m}_{оп} = 0{,}85 k_n k_{оп}^{сх} p^{-0,56} \overline{S}_{оп}^{1,16} \left(m_0^0\right)^{0,16},$$

де k_n=1 при $p \le$ 450 даН/м^2; k_n=0,84 при $p >$ 450 даН/м^2;

$\overline{S}_{оп} = \overline{S}_{г.о} + \overline{S}_{в.о}$;

$$k_{on}^{cx} = \frac{1{,}564 - 0{,}0011 S_{on}}{3{,}1 + 0{,}0038\, p}$$ для низько розташованого ГО;

$$k_{on}^{cx} = \frac{1{,}33 - 0{,}0032 S_{on}}{1{,}295 + 0{,}0028\, p}$$ для Т-подібного оперення;

$$S_{on} = \overline{S}_{on} \cdot \left(m_0^0 / p \right).$$

Для розрахунку відносної маси шасі використовується формула Фадєєва [***]

$$\overline{m}_{ш} = k_{ш} k_{d\phi} \frac{m_0^0 + 204000}{m_0^0 + 79000},$$

де $k_{ш}$ – коефіцієнт, який враховує кількість головних стояків шасі;

$k_{d\phi}$ – коефіцієнт, який враховує вплив на масу шасі розмірів фюзеляжу і типу двигунів.

Результати розрахунків представлені у вигляді залежності відносної маси конструкції від досліджуваних параметрів (у прикладі – питоме навантаження на крило та подовження) у таблиці 2.9 та на рисунках 2.8 – 2.11.

Таблиця 2.9 - Вплив параметрів літака на відносну масу конструкції

Вихідні дані:

C= 10.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 град; DF= 3.50 м;
LF= 7.70; KMI= 3025.00 Дан/м¤; KIN= 1.00; KOP= 1.35; NP= 75;
KOTD= 0.23; DM= 4.90; MX= 0.78; HN= 12.00 км; KGE=1.05;
HK= 12.50 км; L= 2500.00 км; KPA=0.97; KNID=1.60; KD=0.87; KS=1,0;
KFD=0,02728

Результати розрахунку:

Вплив подовження крила на відносну масу крила літака

λ	2,00	4,00	6,00	8,00	10,00	12,00	14,00	16,00	18,00	20,00	22,00
p_0, даН/м²	$\overline{m}_{кр}$										
100,0	0,211	0,383	0,556	0,731	0,908	1,086	1,265	1,444	1,624	1,805	1,985
200,0	0,095	0,156	0,217	0,279	0,342	0,405	0,468	0,531	0,595	0,659	0,723
300,0	0,063	0,096	0,130	0,163	0,197	0,232	0,266	0,301	0,335	0,370	0,405
400,0	0,049	0,070	0,092	0,114	0,136	0,158	0,181	0,203	0,226	0,248	0,271
500,0	0,041	0,056	0,072	0,087	0,103	0,119	0,135	0,151	0,167	0,183	0,200
600,0	0,036	0,047	0,059	0,071	0,083	0,095	0,107	0,120	0,132	0,144	0,157
700,0	0,032	0,042	0,051	0,060	0,070	0,080	0,089	0,099	0,109	0,118	0,128
800,0	0,030	0,037	0,045	0,053	0,061	0,068	0,076	0,084	0,092	0,100	0,108
900,0	0,028	0,034	0,041	0,047	0,054	0,060	0,067	0,074	0,080	0,087	0,094

Вплив подовження та діаметру фюзеляжу на відносну масу фюзеляжу

$d_ф$, м	1,00	2,00	3,00	4,00	5,00	6,00	7,00	8,00	9,00	10,00	11,00
$\lambda_ф$	$\overline{m}_ф$										
5,0	0,020	0,037	0,060	0,085	0,109	0,188	0,216	0,233	0,234	0,216	0,173
7,0	0,023	0,046	0,078	0,114	0,147	0,257	0,297	0,320	0,322	0,296	0,237
9,0	0,025	0,055	0,096	0,142	0,185	0,326	0,377	0,408	0,410	0,377	0,301
11,0	0,028	0,064	0,115	0,171	0,223	0,396	0,458	0,495	0,498	0,458	0,364
13,0	0,031	0,074	0,133	0,199	0,261	0,465	0,539	0,583	0,586	0,538	0,428
15,0	0,033	0,083	0,151	0,227	0,299	0,535	0,619	0,670	0,674	0,619	0,492
17,0	0,036	0,092	0,170	0,256	0,337	0,604	0,700	0,758	0,762	0,700	0,555
19,0	0,038	0,101	0,188	0,284	0,375	0,673	0,781	0,845	0,850	0,780	0,619
21,0	0,041	0,110	0,206	0,313	0,413	0,743	0,862	0,933	0,938	0,861	0,683

Відносна маса шасі $\overline{m}_ш$ = 0,056

Вплив питомого навантаження на масу оперення $\overline{m}_{on}$

p_0, даН/ м²	100,00	200,00	300,00	400,00	500,00	600,00	700,00	800,00	900,00
$\overline{m}_{on}$	0,0699	0,0574	0,0437	0,0344	0,0234	0,0195	0,0165	0,0143	0,0125

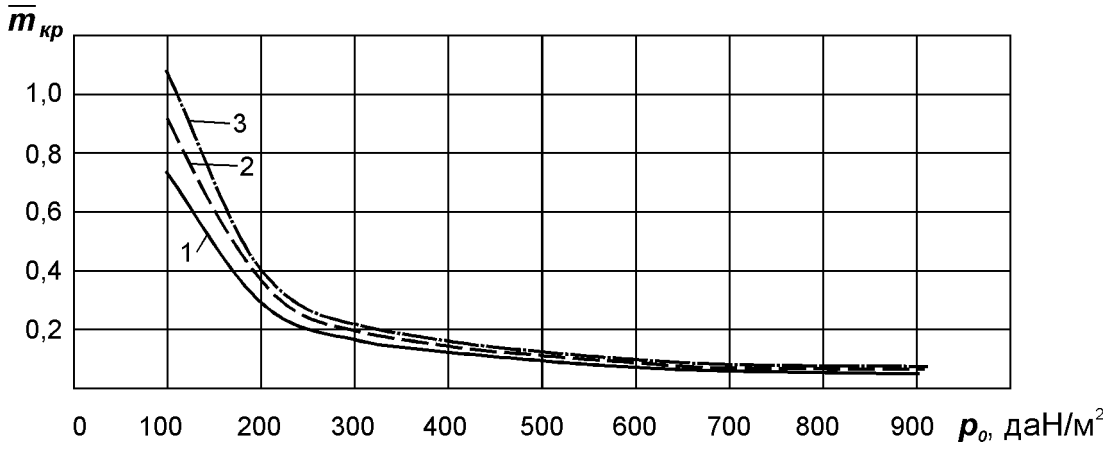


Рисунок 2.8 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу конструкції крила: 1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12

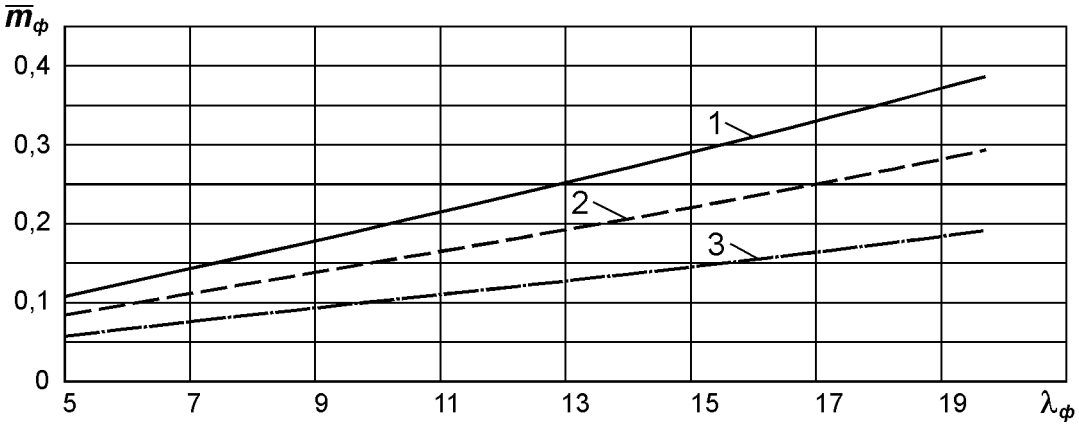


Рисунок 2.9 – Вплив подовження фюзеляжу та його діаметра на відносну масу конструкції фюзеляжу:

1 – $d_ф$ = 5 м; 2 – $d_ф$ = 4 м; 3 – $d_ф$ = 3 м

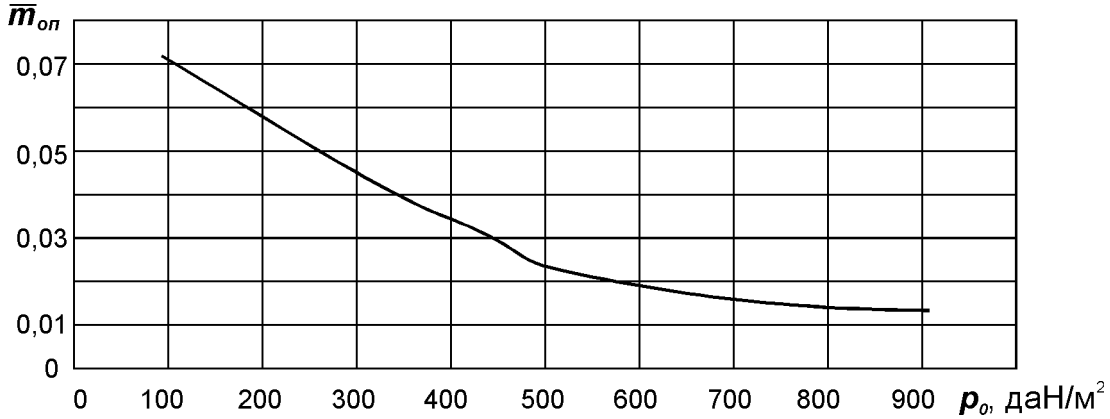


Рисунок 2.10 – Влияние удельной нагрузки на крыло на относительную массу конструкции оперения

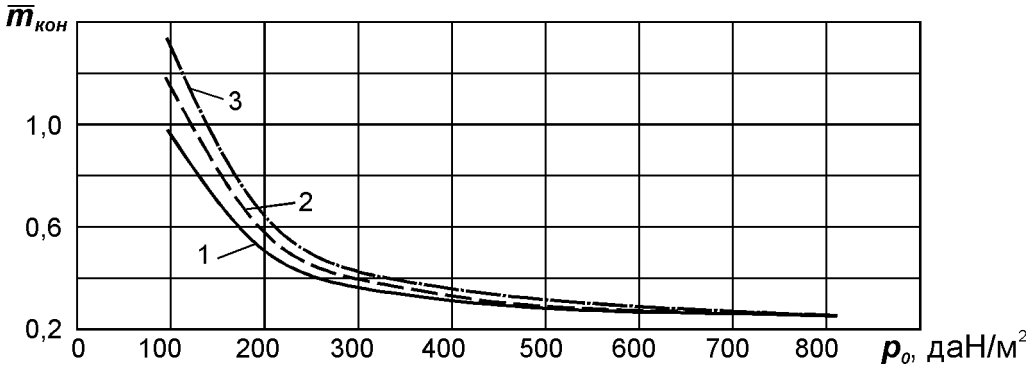


Рисунок 2.11 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на відносну масу конструкції літака:
1 – λ = 8; 2 – λ = 10; 3 – λ = 12

2.7 Розрахунок маси обладнання, управління, службового та комерційного навантаження

Розрахунок маси комерційного та службового навантаження виконуємо за формулами (1.5) – (1.10) першого розділу залежно від типу літака.

Для визначення маси обладнання та управління використовуємо формулу [***]

$$m_{об.упр} = 95 n_{пас} \left(5 \cdot 10^{-5} L + 0{,}66\right), \text{ кг}, \qquad (2.29)$$

де $n_{пас}$ – число пасажирів;

L – розрахункова дальність польоту із зазначеним числом пасажирів, км (задана в ТЗ).

Маса екіпажу визначається його чисельністю $n_{эк}$, що залежить від типу літака. Маса одного члена екіпажу приймається рівною 80 кг. Таким чином, кг

$$m_{эк} = 80 \cdot n_{эк}.$$

Число членів льотного екіпажу встановлюється на основі наступних рекомендацій:

– для місцевих авіаліній $n_{эк}$ = 1 - 2 чол.;

– для малих магістральних ліній $n_{эк}$ = 2 чол.;

– для середніх магістральних ліній $n_{эк}$ = 2 – 3 чол.;

– для магістральних ліній великої дальності $n_{эк}$ = 3 – 4 чол.;

– для міжнародних ліній великої дальності $n_{эк}$ = 4 – 5 чол.

До складу екіпажу входять також бортпровідники, кількість яких визначається нормами:

– для салону I класу – один бортпровідник на 15 – 16 пасажирів;

– для салонів II та III класів – один бортпровідник на 30 – 35 пасажирів.

Для транспортних літаків розрахунок маси обладнання, управління та спорядження рекомендується виконати за об'єднаною формулою [***], тони

$$m_{об.упр.сп} = \left[0{,}2345 + 5 \cdot 10^{-4} m_0^0 + 1{,}9 \cdot 10^{-6} \left(m_0^0\right)^2\right] \left(m_0^0\right)^{0{,}7622 - 4{,}37 \cdot 10^{-4} m_0^0}, \quad (2.30)$$

де m_0^0 – маса літака нульового наближення, тон;

$m_{эк} = \left(80 \cdot n_{эк} + 10 n_{эк}\right)$, кг.

На літаках транспортної категорії можуть бути особи, які супроводжують вантажі. Їх масу краще додати до корисного навантаження з розрахунку $90 \times n_{сопр}$:

$$m_{\sum ком} = m_{ком} + m_{сопр}.$$

2.8. Розрахунок маси літака

Скориставшись результатами розрахунків відносних мас $\overline{m}_{кон} = f_1(p, \lambda)$, $\overline{m}_{с.у} = f_2(p, \lambda)$, $\overline{m}_n = f_3(p, \lambda)$, $\overline{m}_{об.упр.сп} = f_4(L, n_{пас})$ отримаємо залежність $m_0^1 = f_5(p, \lambda)$. На рисунку 2.12 представлені типові залежності маси літака від питомого навантаження на крило та подовження крила.

У таблиці 2.10 показані вихідні дані та результати розрахунків злітної маси літака.

Таблиця 2.10 – Вплив параметрів літака на його злітну масу.

Вихідні дані :

C= 10.00 %; LKR= 9.60; TK= 4.00; XP= 26.00 град; LZ= 0.67;
BZ= 0.25; DZB= 20.00 град; KZ= 0.30; LP= 0.85; KP= 0.15;
DCY= 2.00; AOT= 9.00 град; MOT= 0.28; DF= 3.50 м; LF= 7.70;
KMI= 3025.00 Дан/мS; KIN= 1.00; KOP= 1.35; **NP= 75**; KOTD= 0.23;
HOT= 1.06; LOT= 8.23;
ND= 2; ZW= 0.96; ZDO= 0.95; ZD= 0.75; DM= 4.90;
MX= 0.79; HN= 12.00 км; HK= 12.50 км; FTR= 0.02; LR= 1500.00 м;
NDR= 2; K11= 0.95;
NEK= 12; L= 2500.00 км; KGE=1.05; KB=0.000;
KPA=0.97; KSF=0.01; KSU=0.004; KD=0.87; KS=1.00;
KGO=1.00; PKD=1.000; SGO= 0.25; SBO= 0.20; KFD=0.02728; KNIP=1.60;

Результати розрахунку:

P,[Дан/м²]	100.0	200.0	300.0	400.0	500.0	600.0	700.0	800.0	900.0
λ	m_0^1, т								
2.00	183.41	83.66	74.93	74.17	74.65	78.25	82.93	88.63	95.45
4.00	484.87	53.11	44.10	41.35	39.89	39.63	39.71	41.45	43.59
6.00	------	56.33	42.47	38.54	36.53	35.97	36.82	37.96	39.36
8.00	------	68.36	43.59	38.21	35.63	35.40	35.91	36.74	37.81
10.00	------	91.12	45.92	38.74	35.73	35.37	35.61	36.21	37.07
12.00	------	138.72	49.24	39.77	36.36	35.63	35.62	36.03	36.73
14.00	------	296.65	54.46	41.19	37.19	36.07	35.82	36.06	36.61
16.00	------	------	61.19	42.94	38.18	36.64	36.15	36.22	36.64
18.00	------	------	69.99	45.02	39.32	37.32	36.57	36.47	36.77

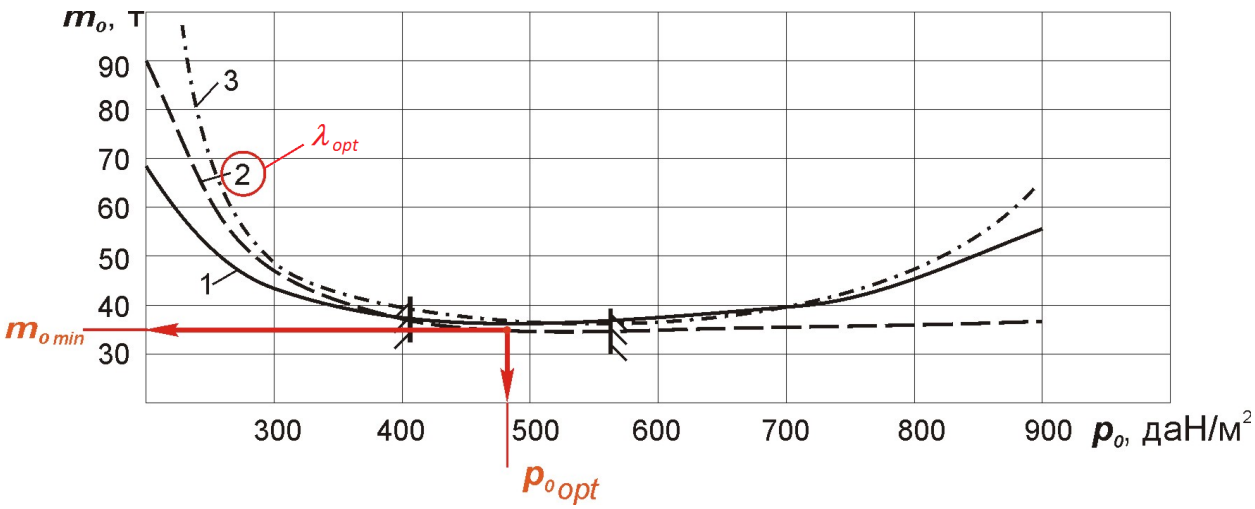


Рисунок 2.11 – Вплив питомого навантаження та подовження крила на злітну масу конструкції літака:
1 – λ = 8; 2 – λ = 10, λ = 12

Після побудови графіків потрібно знайти одну точку – точку мінімуму на кожній з трьох кривих. Мінімум знімаємо візуально, але в межах обмежень. Значення параметрів для цієї точки будемо розглядати як оптимальні. Для спрощення викладання обмеження показано для однієї з кривих, але це треба зробити для усіх трьох Обмеження максимального значення p пов'язано з наступним. Існує максимальне значення питомого навантаження (це підйомна сила одного квадратного метра крила), більше якої крило створити не може і літак летіти не може. Розрахунок ведемо для швидкості посадки, як найменшої із усіх етапів польоту. C_y беремо із результатів розрахунків у підрозділу 2.1, а відносну масу палива $\overline{m}_n$ – з підрозділу 2.5.

$$p^{Vпос}_{граничн} = \frac{V^2_{пос}\, C_{y\,пос}}{187(1-0{,}9\overline{m}_n)}$$

Граничне мінімальне значення визначаємо через перевантаження при польоті в умовах турбулентності. Якщо питоме навантаження буде ще меншим, літак буде занадто «легким» та буде суттєво схильним до впливу поривів вітру.

$$p^{ny}_{граничн} = 15 C^{\alpha}_{y} V_{пос},$$

де $C^{\alpha}_{y} = \dfrac{0{,}11 - 0{,}29\sqrt[4]{c}}{\dfrac{1}{\cos\chi_{0,25}} + \dfrac{2}{\lambda}}$.

2.9. Розрахунок складових мас літака, підбір двигуна.

У всіх попередніх розрахунках було досліджено вплив параметрів на характеристики літаків, проведено якісний та кількісний аналіз цього впливу, але параметри літака, що проектується, отримано тільки після

знайдення мінімуму злітної маси. Після цього доцільно визначити характеристики проектованого літака, повернувшись до вже побудованих графіків із визначеними оптимальними значеннями параметрів (рисунок 2.12).

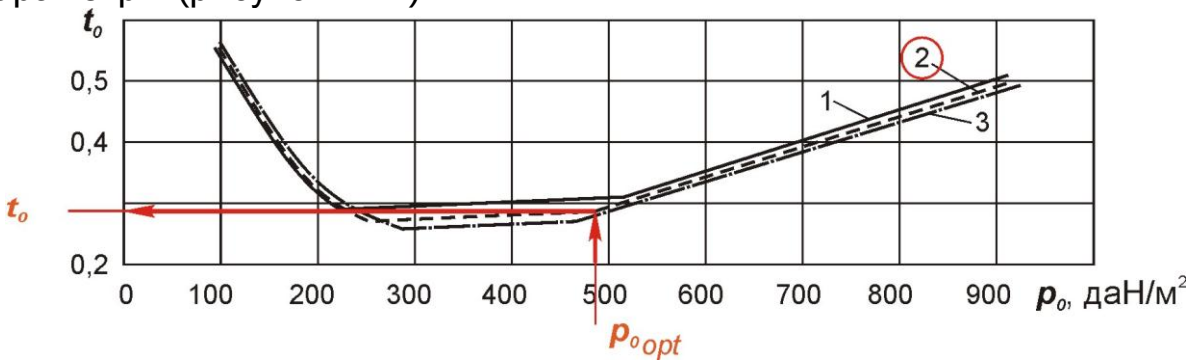


Рисунок 2.12 – Визначення значення стартової тягоозброєності проектованого літака

Тягоозброєність за визначенням є відношення сумарної максимальної тяги всіх двигунів до злітної ваги літака $t_0 = \Sigma P_0 / mg$. З цієї залежності для розрахунків першого наближення отримаємо $P_0 = \frac{t_0 m_0^1 g}{n_{дв}}$, де $n_{дв}$ – кількість двигунів, встановлених на літаку. Розрахувавши потрібну тягу підбираємо двигун для проектованого літака із переліка існуючих.

Визначення складових мас літака (рисунки 2.13 – 2.1).

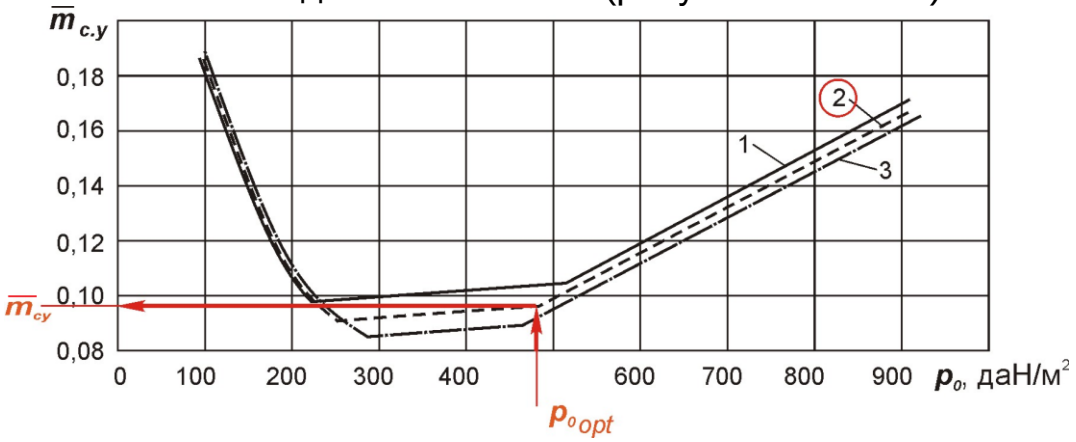


Рисунок 2.13 – Визначення значення відносної маси силової установки

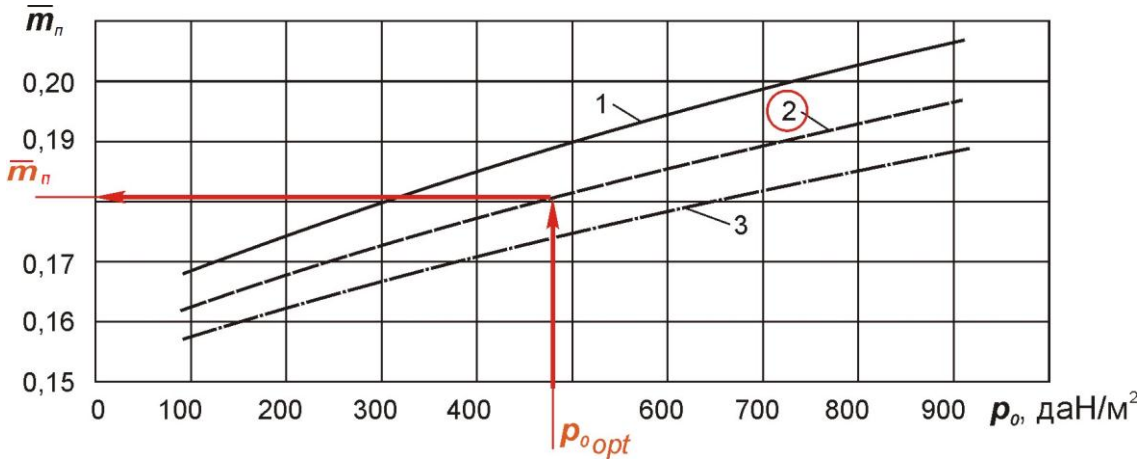


Рисунок 2.14 – Визначення значення відносної маси палива

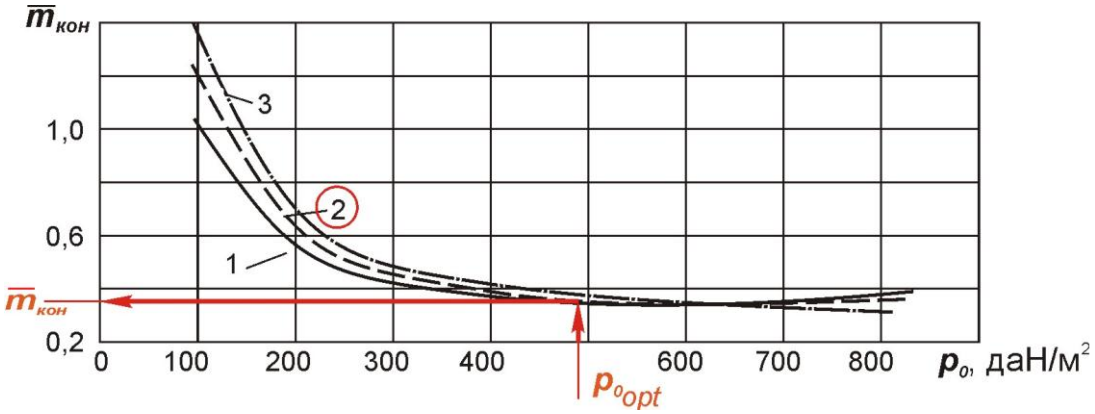


Рисунок 2.15 – Визначення значення відносної маси конструкції

Абсолютні значення складових мас розраховуємо через злітну $m_i = \overline{m}_i \, m_0^1$.

Побудову креслення загального вигляду проводимо так, як це зроблено після нульового наближення (див. відповідний посібник). При побудові креслення загального вигляду використовуємо знайдені значення параметрів, а параметри, які не підлягали оптимізації, приймаємо зі статистики.