

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

—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;
- 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, 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);
- радіообладнання: 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).

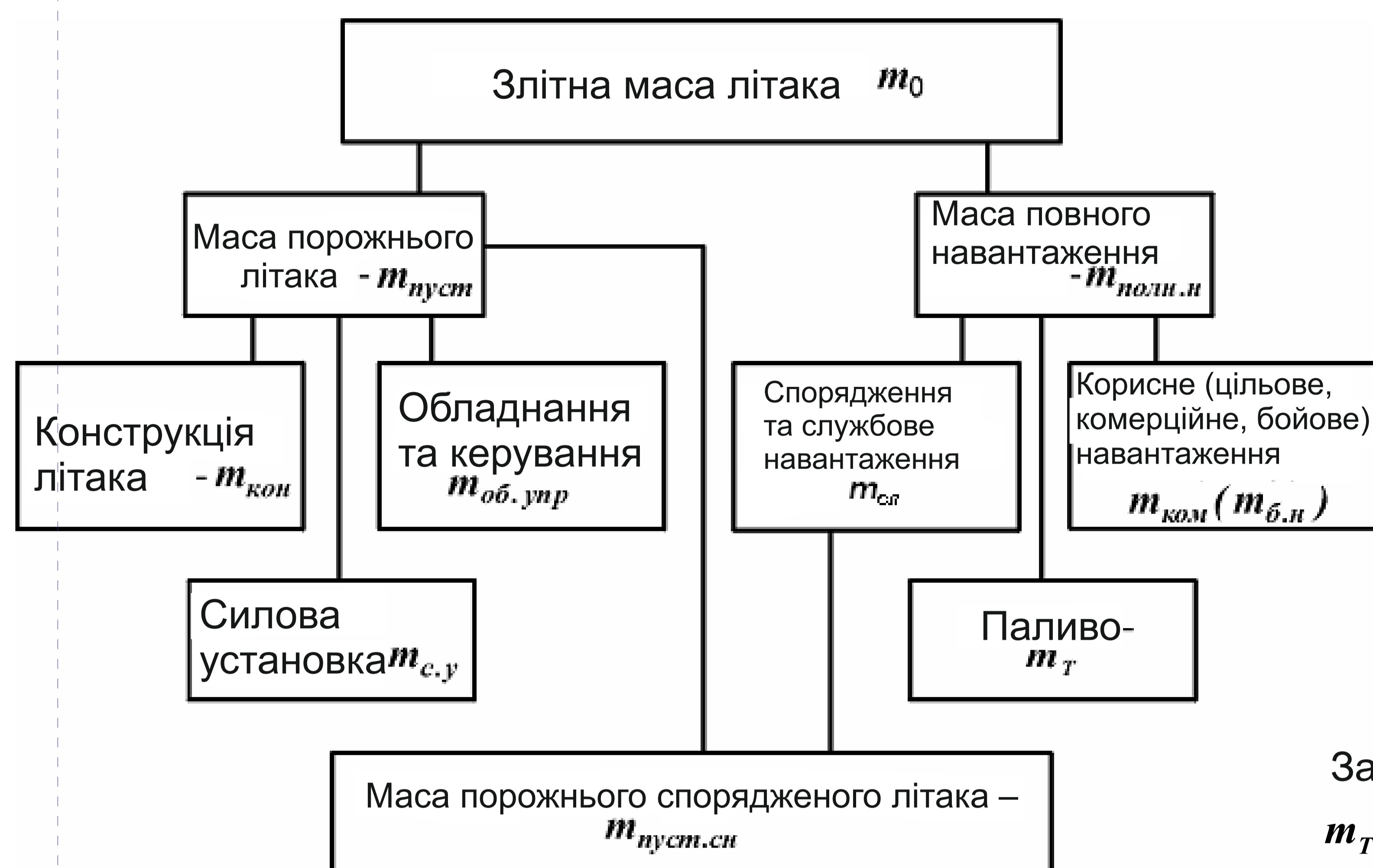
До корисного навантаження (комерційного, платного) слід відносити тільки цільове навантаження, заради транспортування якого і створюється літак.

Для пасажирських літаків комерційне (цільове) навантаження це **пасажир** зі своїм **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

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



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

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

$m_T = f_3(m_0, V, L, H, c_p, K, \text{режим польота})$ – маса палива;

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

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

$m_{\text{ц.н}} = \text{const}$ – задане цільове навантаження;

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

Розподіл злетної маси літака

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

Злітної маса літака в нульовому наближенні

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

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

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

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

L_p – у км; $V_{\text{крейс}}$ – 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		$\bar{m}_{\text{кон}}$	$\bar{m}_{\text{с.у}}$	$\bar{m}_{\text{об.упр}}$	\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-пілотажні		0,32...0,34	0,26...0,30	0,06...0,07	0,10...0,15
Сельськогосподарські спеціалізовані		0,24...0,30	0,12...0,15	0,12...0,15	0,08...0,12
Легкі гидросамолети		0,34...0,38	0,12...0,15	0,12...0,15	0,10...0,20
Мотопланери		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	легкі	0,26...0,28	0,10...0,12	0,10...0,12	0,35...0,40
	середні	0,22...0,24	0,08...0,10	0,07...0,10	0,45...0,50
	тяжелі	0,18...0,20	0,06...0,08	0,06...0,08	0,55...0,60
Военно-транспортні та вантажні	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
	тяжелі	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

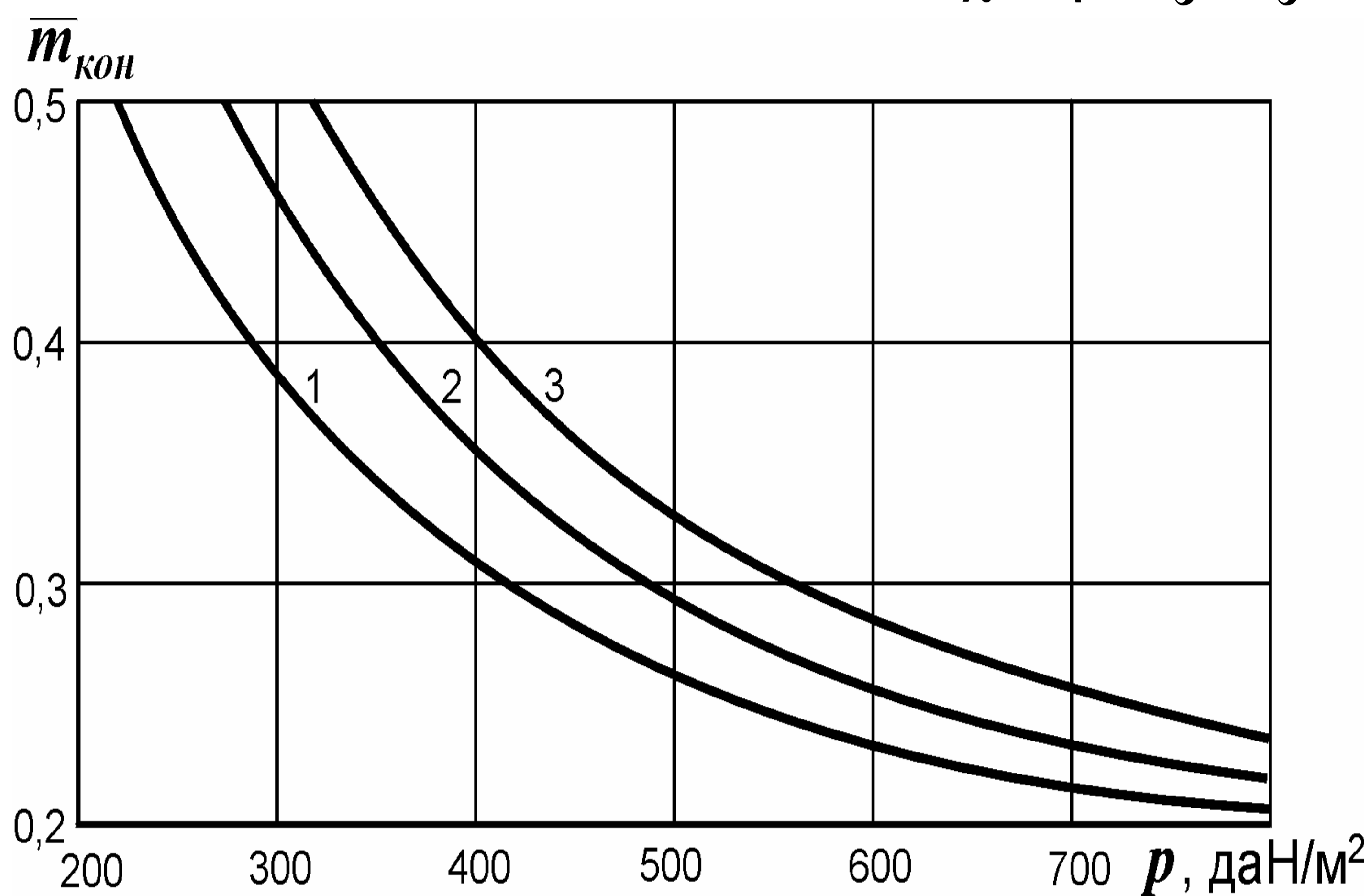
Для розрахунку маси літака у першому наближенні використовується формула, отримана на основі рівняння балансу мас:

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

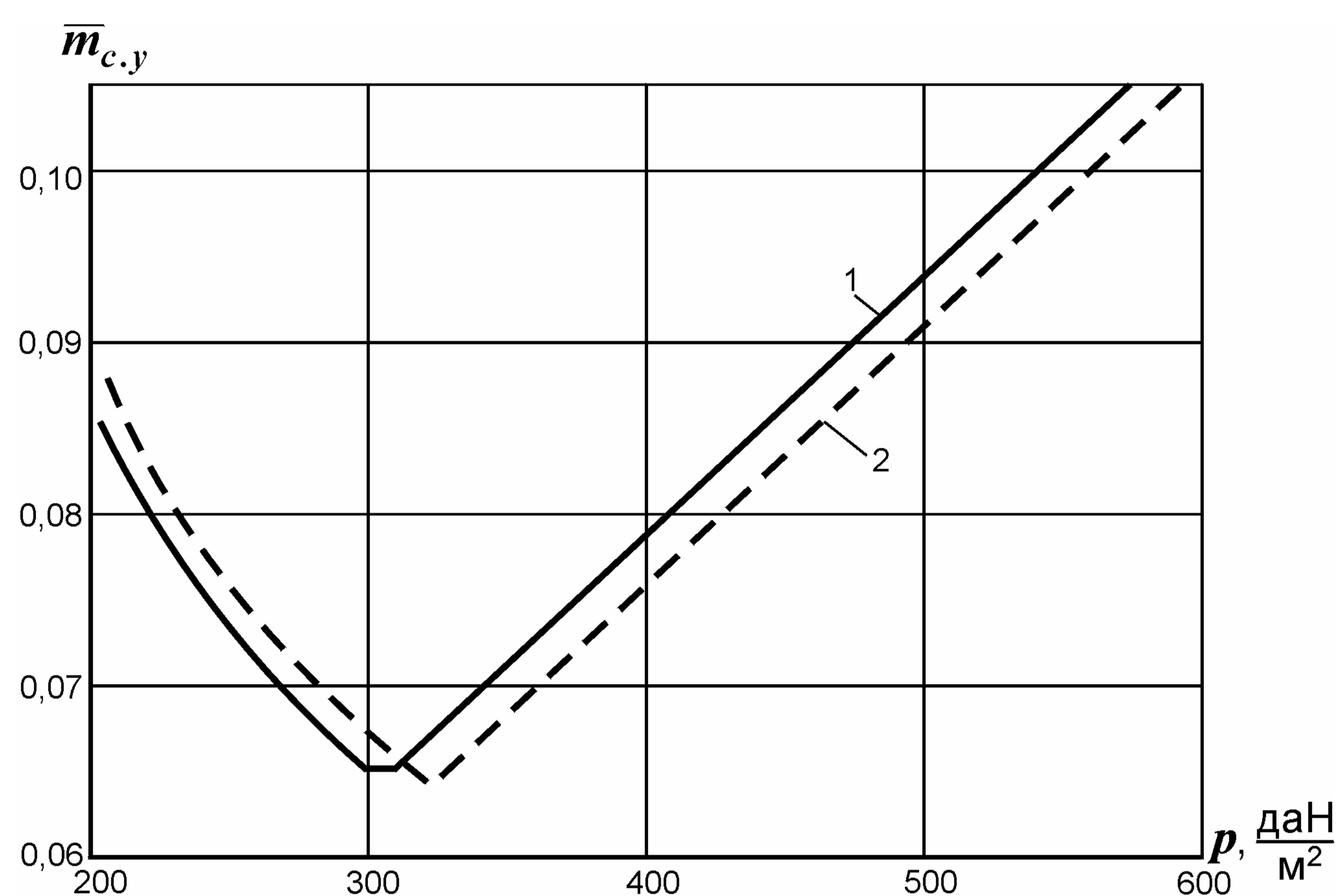
Де $m_{\text{ком}}$ – маса комерційного (цільового) навантаження, задана в технічному завданні, кг;
 $m_{\text{об.упр}} + m_{\text{сл}} = m_{\text{зок}}$ – маса екіпажу, обладнання та службового навантаження
 (Формули для обчислення цієї маси будуть наведені далі);

$\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}'_{\text{с.у}}$, \bar{m}_T – відносні маси конструкції, силової установки та палива.

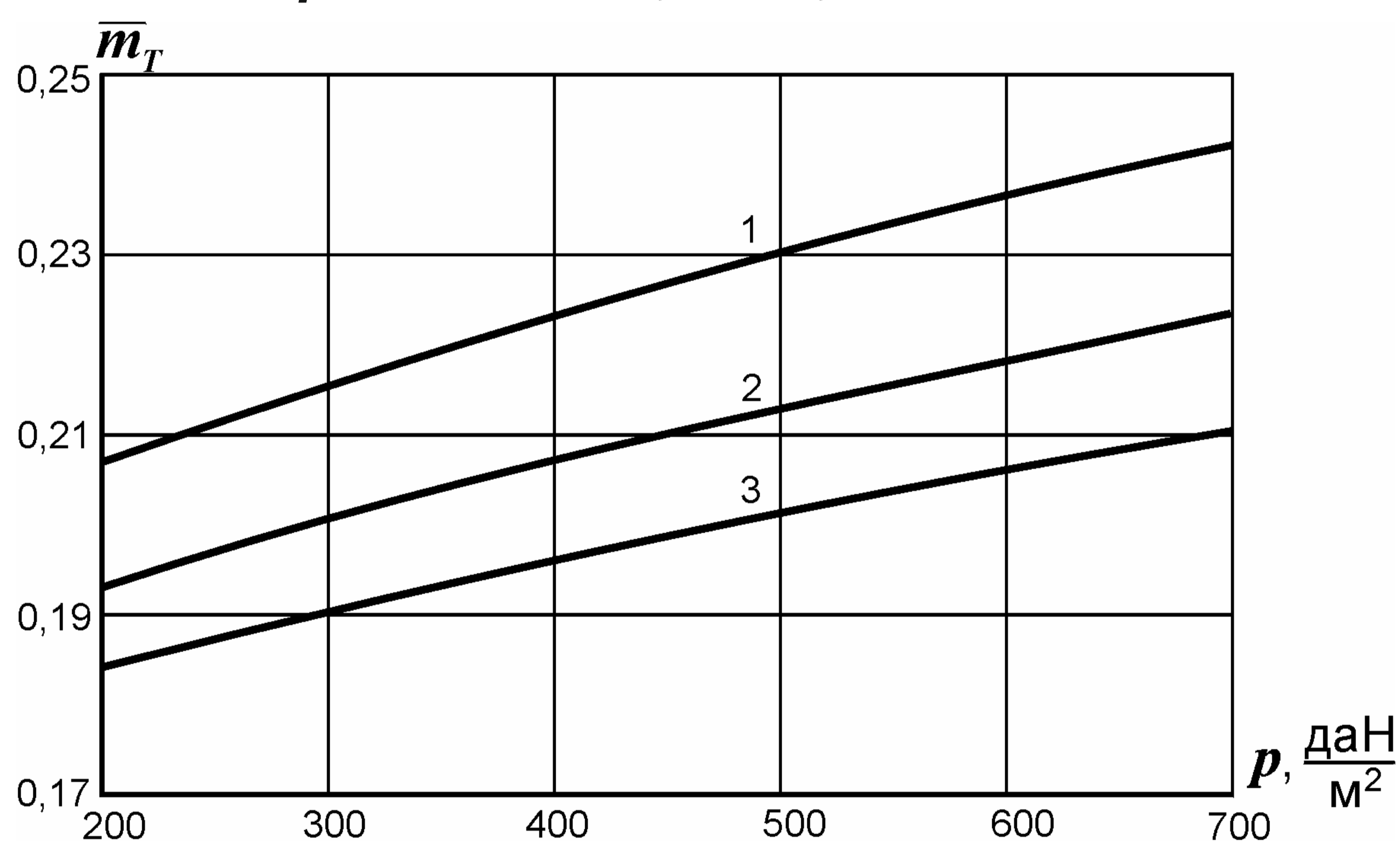
Суть методу – аналітичний розрахунок величин $m_{\text{об.упр}}$, $\bar{m}_{\text{кон}}$, $\bar{m}'_{\text{с.у}}$, \bar{m}_T та відповідних питомому навантаженню на крило ρ^* параметрів крила, λ , \bar{c} , χ , η , \bar{l}_3 , \bar{b}_3 , δ_3 , які забезпечують мінімальну величину m_0^I .



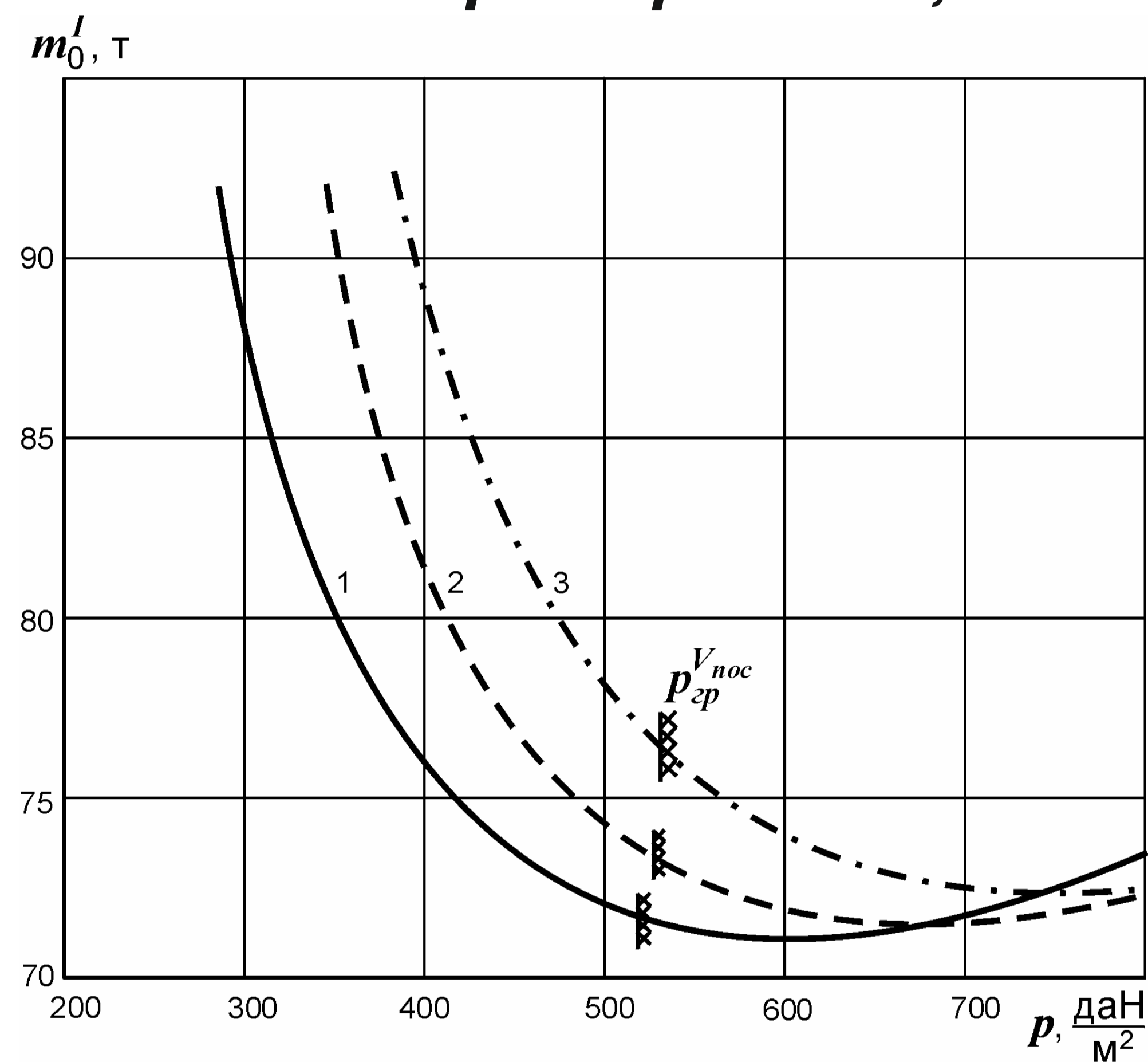
Залежність відносної маси конструкції літака $\bar{m}_{\text{кон}}$ від питомого навантаження ρ та подовження крила λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



Залежність відносної маси силової установки $\bar{m}'_{\text{с.у}}$ від подовження та питомого навантаження на крило ρ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=10$



Залежність відносної маси палива \bar{m}_m від подовження та питомого навантаження ρ :
 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

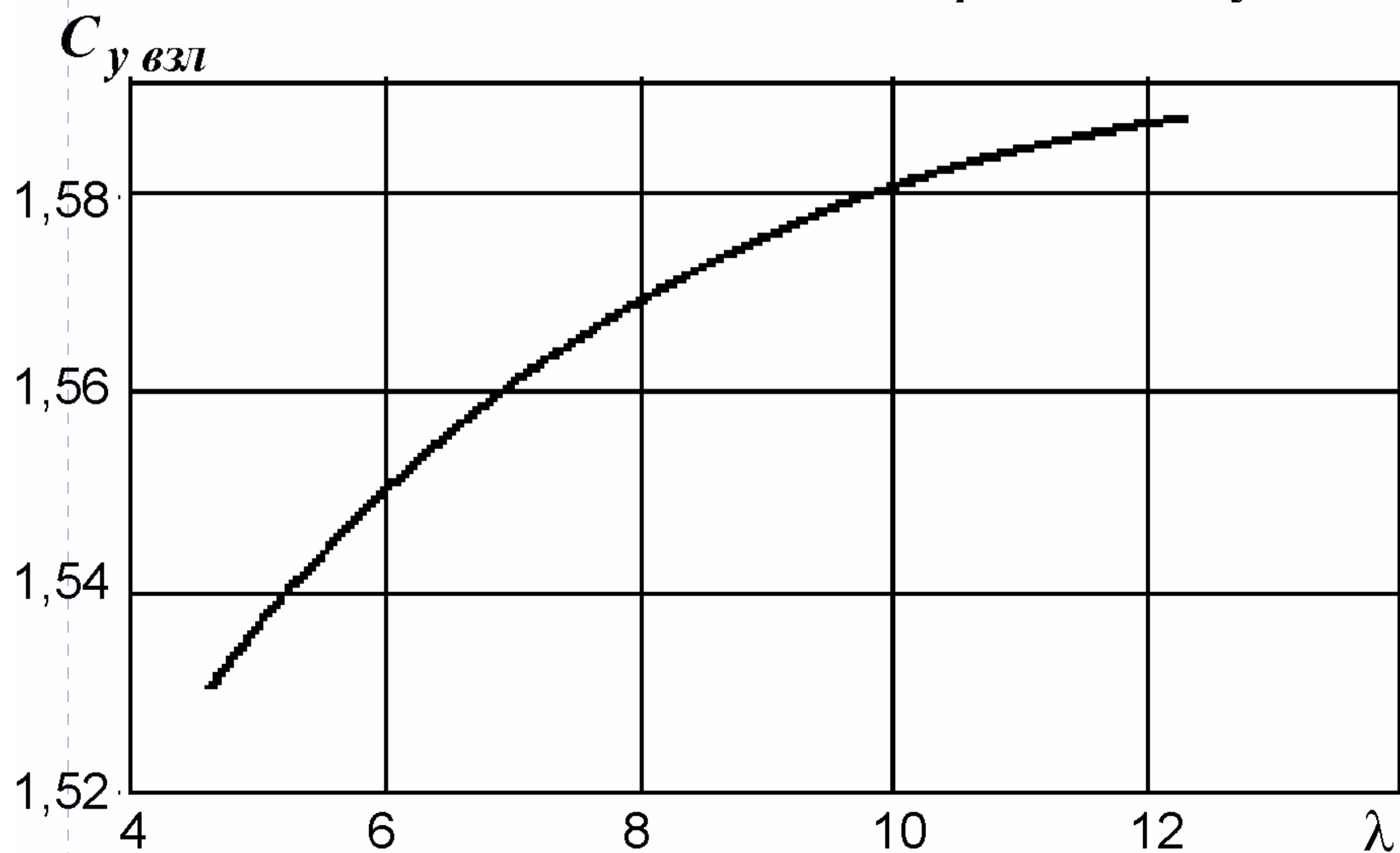


Злітна маса літака $m_0^I = f(\rho, \lambda)$:
 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$

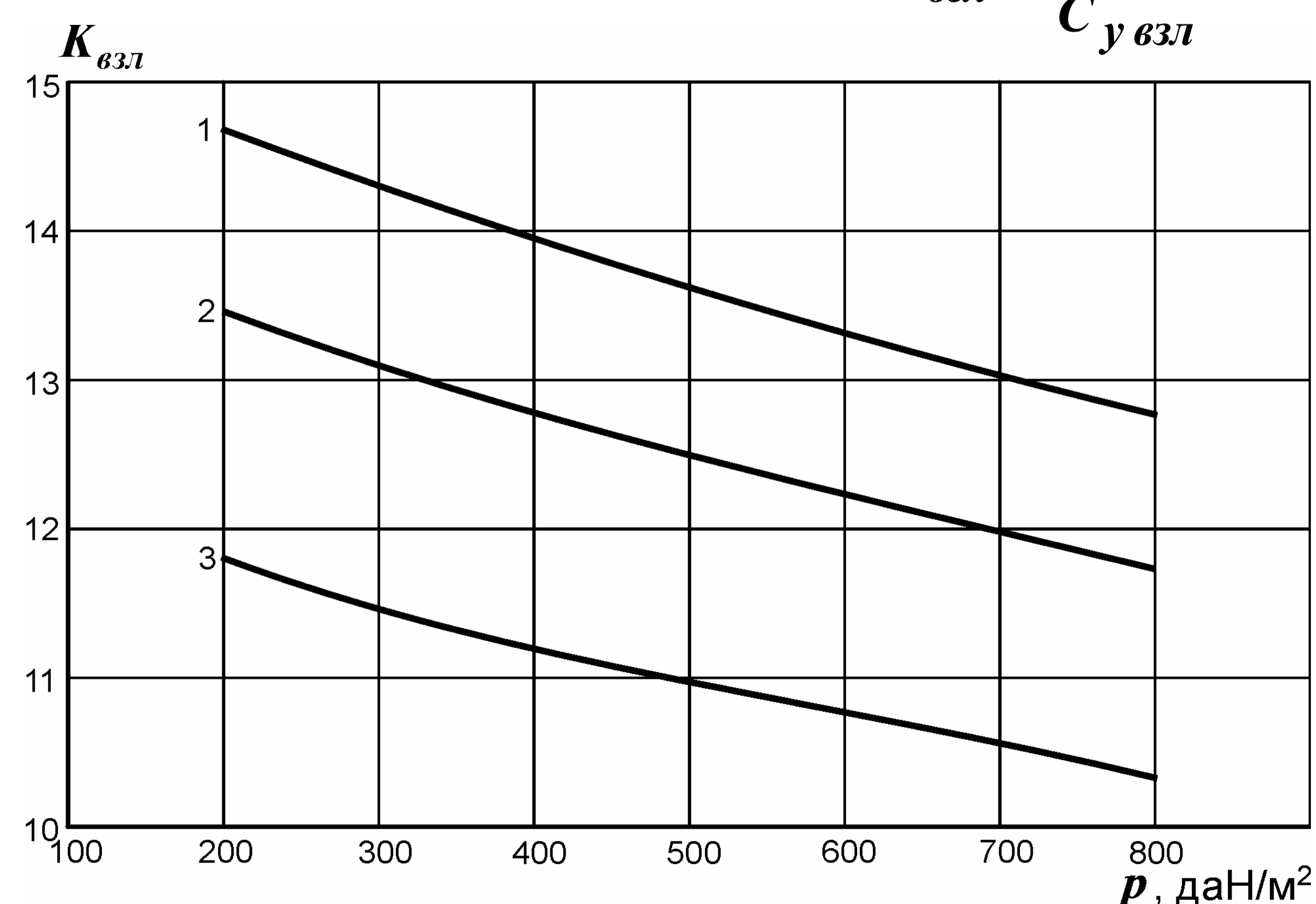
2.2. Розрахунок коефіцієнта підйомної сили та аеродинамічної якості літака під час зльоту

$$C_{x\text{взл}} = 0,012 + 1,1C_{x0\text{взл}} + \Delta C_{x\text{закр}} + A_{\text{зем}} C_{y\text{взл}}^2$$

$$K_{\text{взл}} = \frac{C_{y\text{взл}}}{C_{x\text{взл}}}$$



Залежність коефіцієнта підйомної сили при зльоті $C_{y\text{взл}}$ від подовження крила λ



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

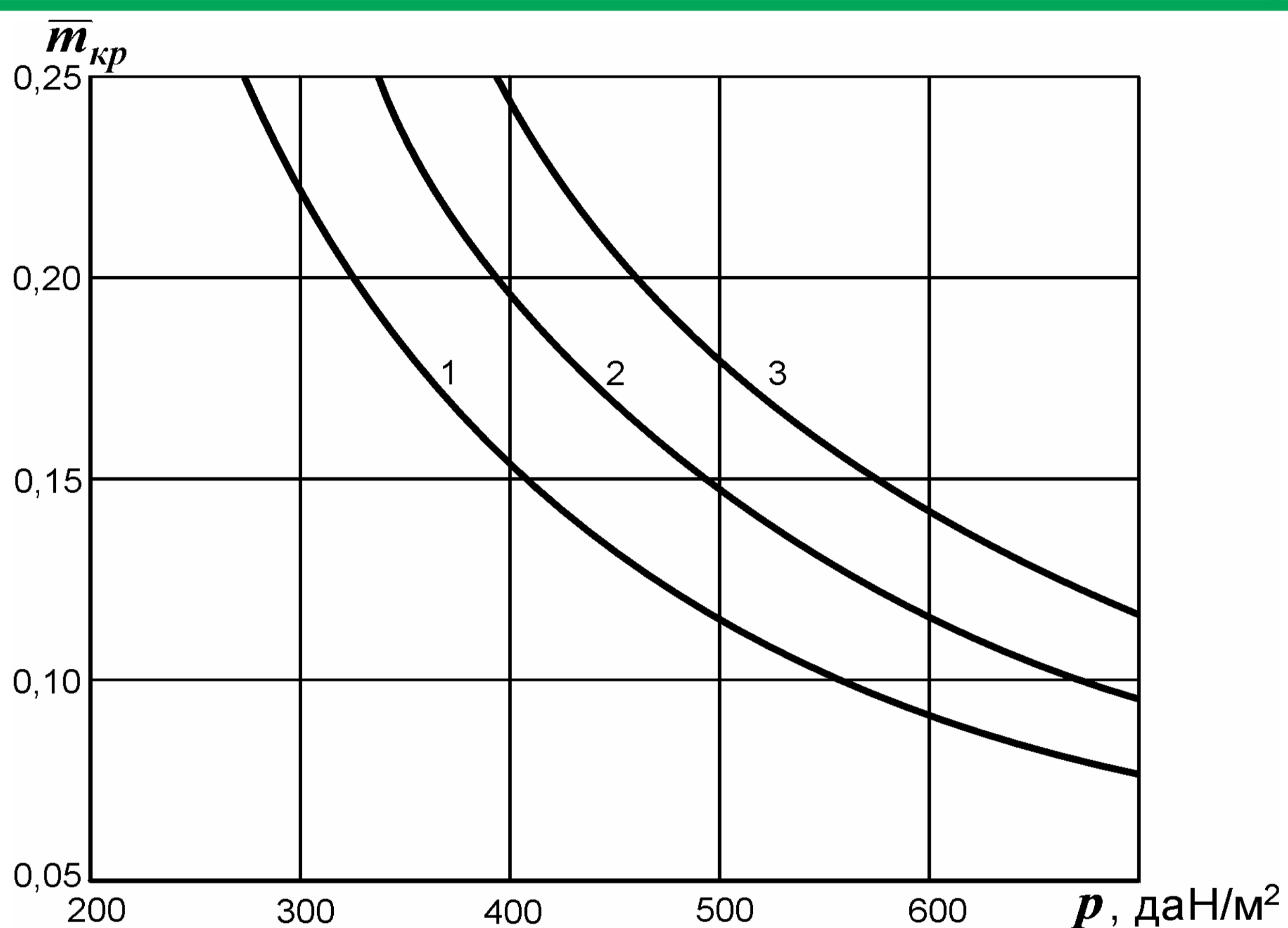
3. РОЗРАХУНОК МАСИ ПАСАЖИРСЬКОГО І ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА З ТРДД

3.1. Розрахунок відносної маси конструкції

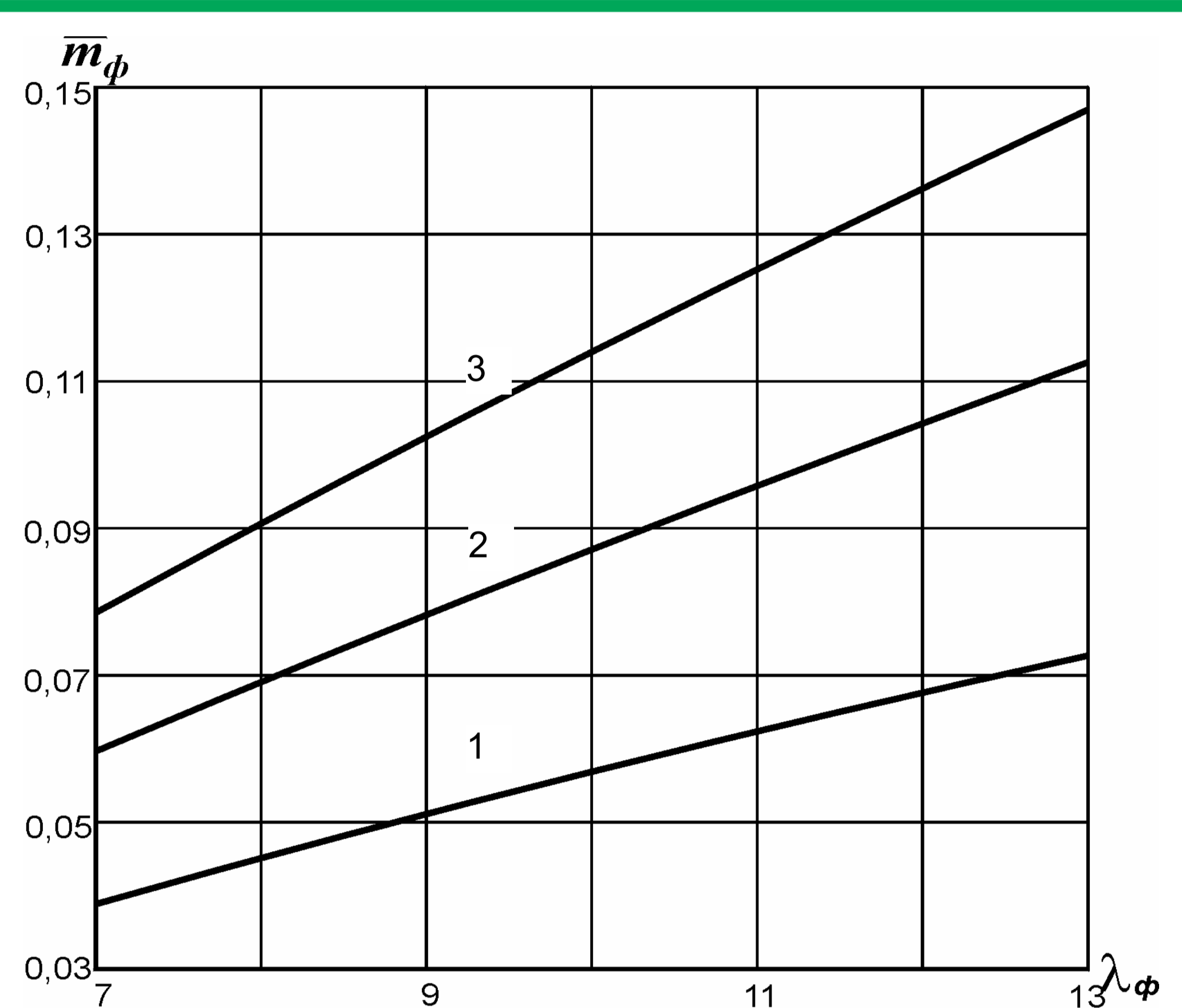
Відносна маса конструкції складається з відносних мас крила, фюзеляжа, оперення й шасі:

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

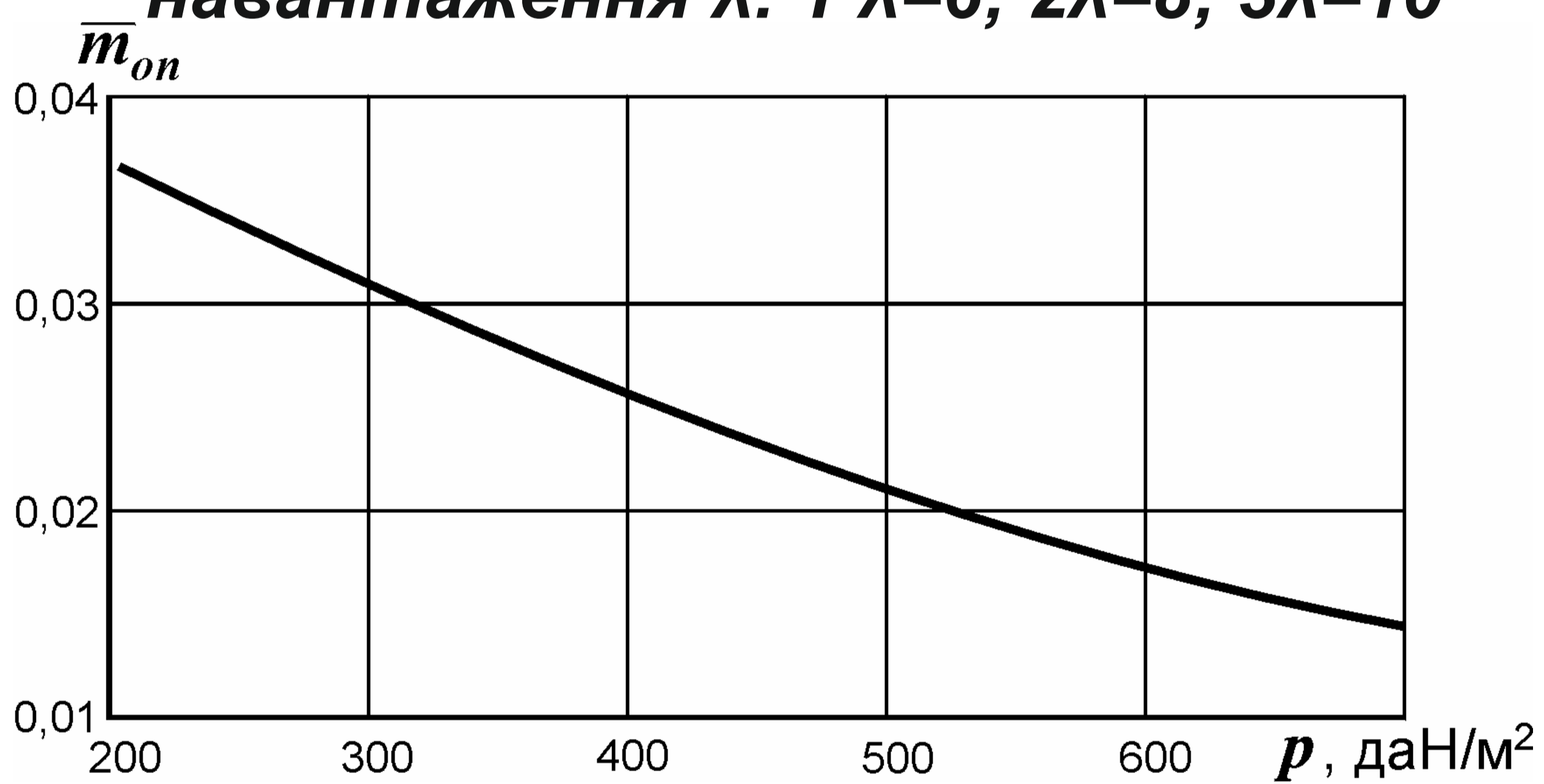
Для розрахунку відносної маси крила використовують формулу А. А. Бадягіна	$\bar{m}_{кр} = \frac{7,2k_1 n_A^p (m_0^0)^{0,5} \varphi \lambda}{10^4 p \bar{c}_0^{0,75} \cos^{1,5} \chi_{0,25}} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{4,5k_2 k_3}{p} + 0,015$
Відносна маса фюзеляжа розраховують за формулою В.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



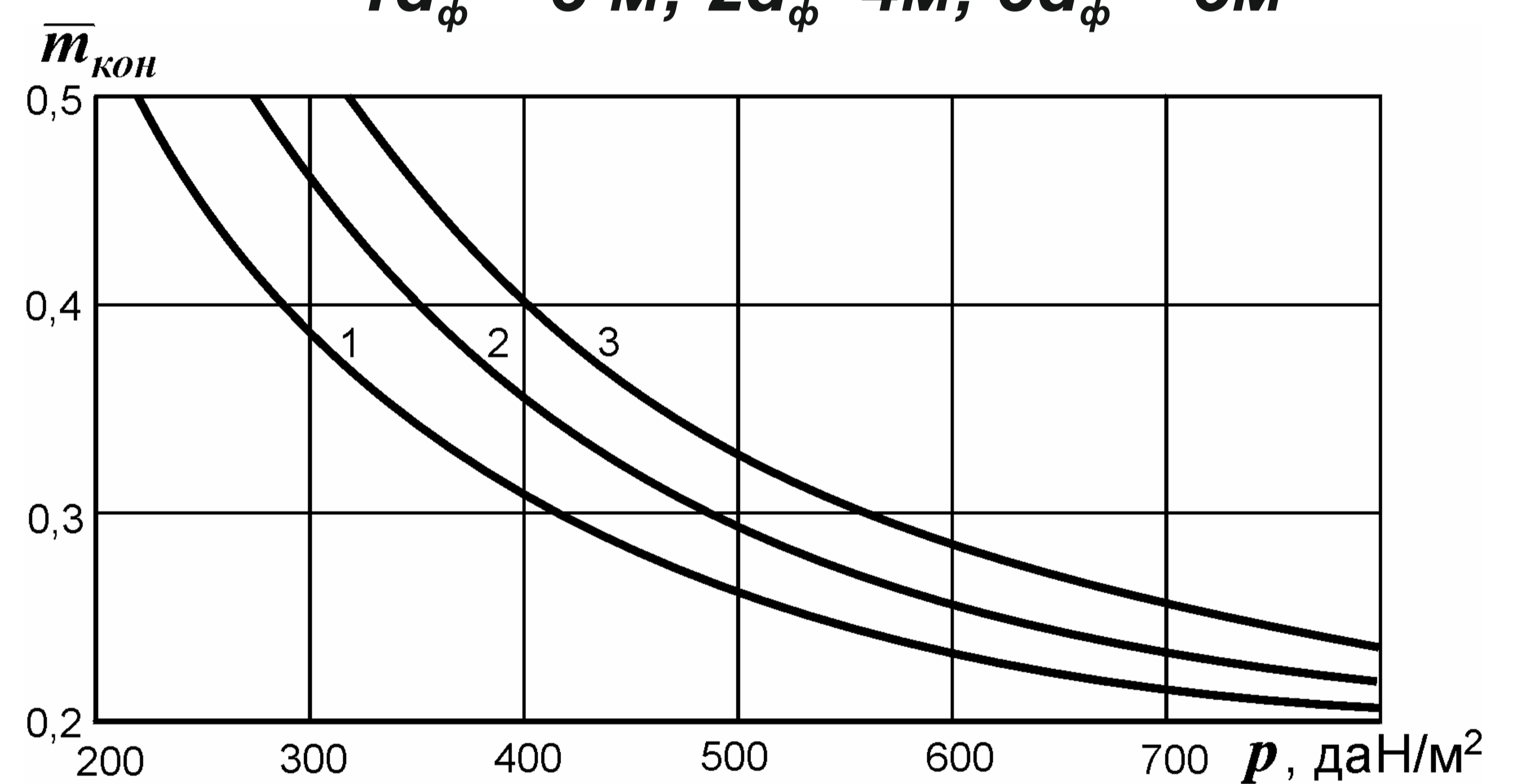
Залежність відносної маси крила $\bar{m}_{кр}$ від подовження крила й питомого навантаження λ : 1 $\lambda=6$; 2 $\lambda=8$; 3 $\lambda=10$



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



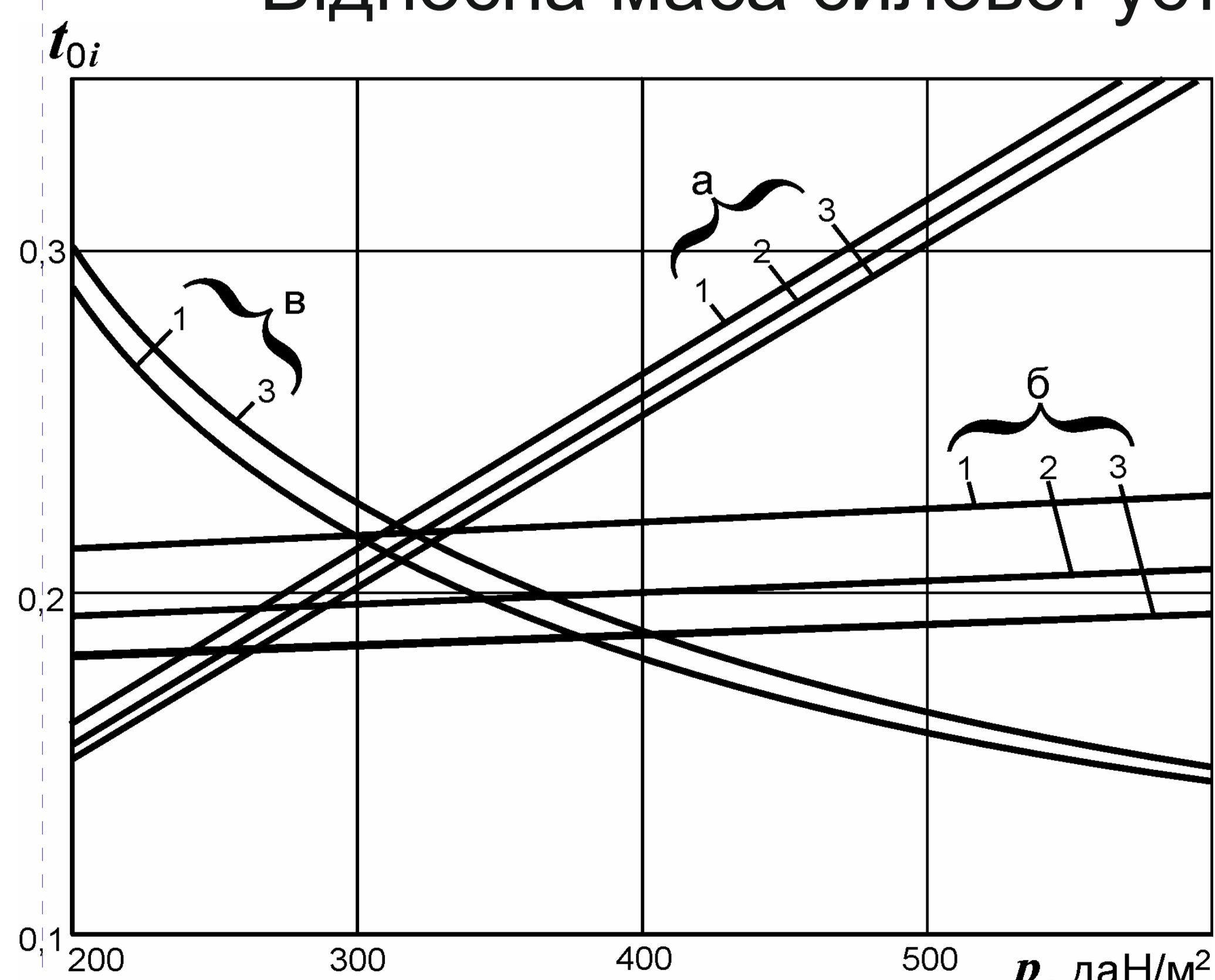
Залежність відносної маси оперення $\bar{m}_{оп}$ від питомого навантаження на крило p



Сумарна відносна маса конструкції

3.2. Расчет относительной массы силовой установки

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



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 польота

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

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

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

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

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

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:

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

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

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

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

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

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

$\bar{m}_{T.ост}$ – 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:

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

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

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

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

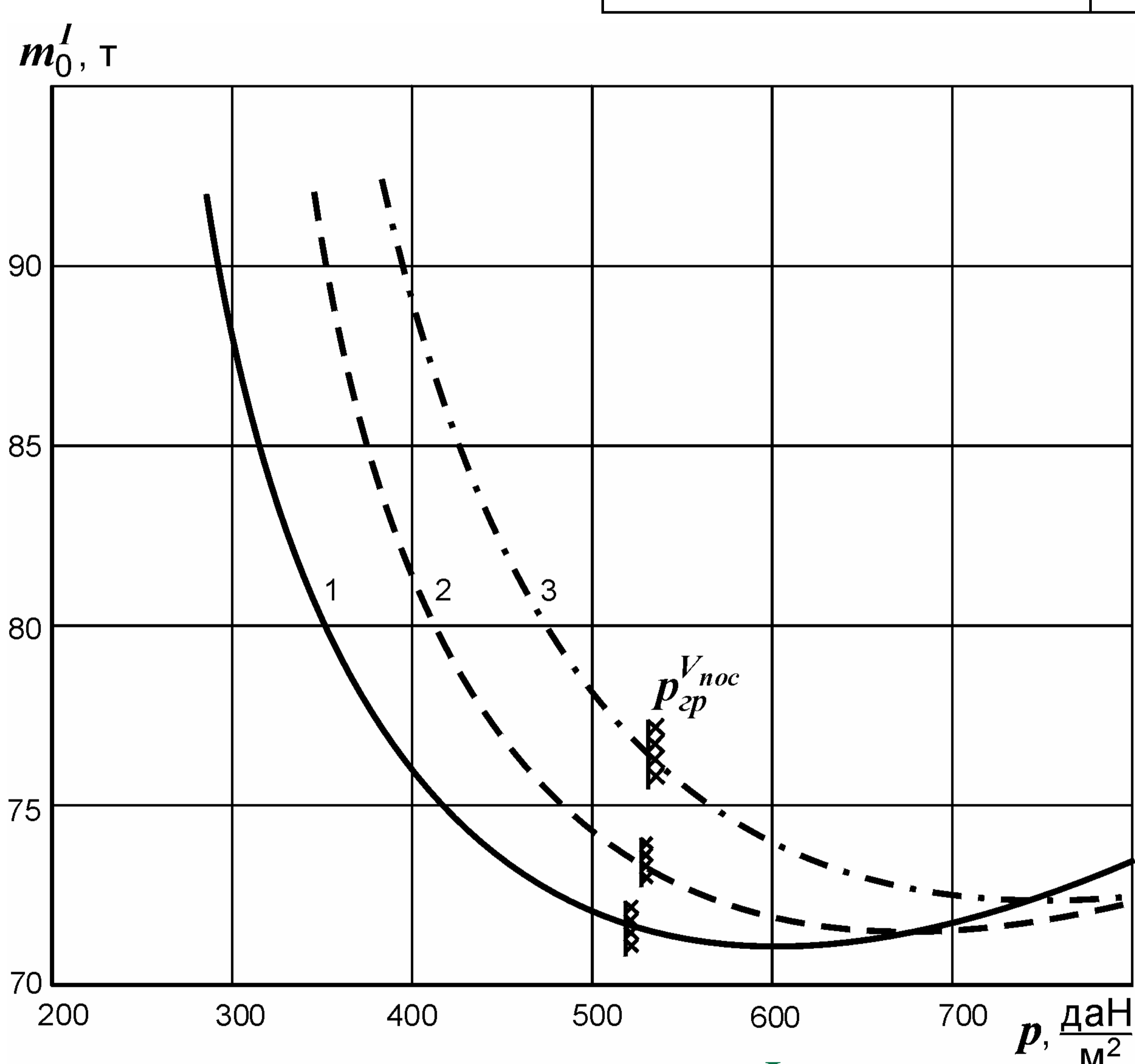
На військово-транспортних та цивільних вантажних літаках можуть бути особи, які супроводжують вантажі. Їхню масу краще додати до корисного навантаження $90 \times n_{сопр}$

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

3.5. Розрахунок маси літака

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

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



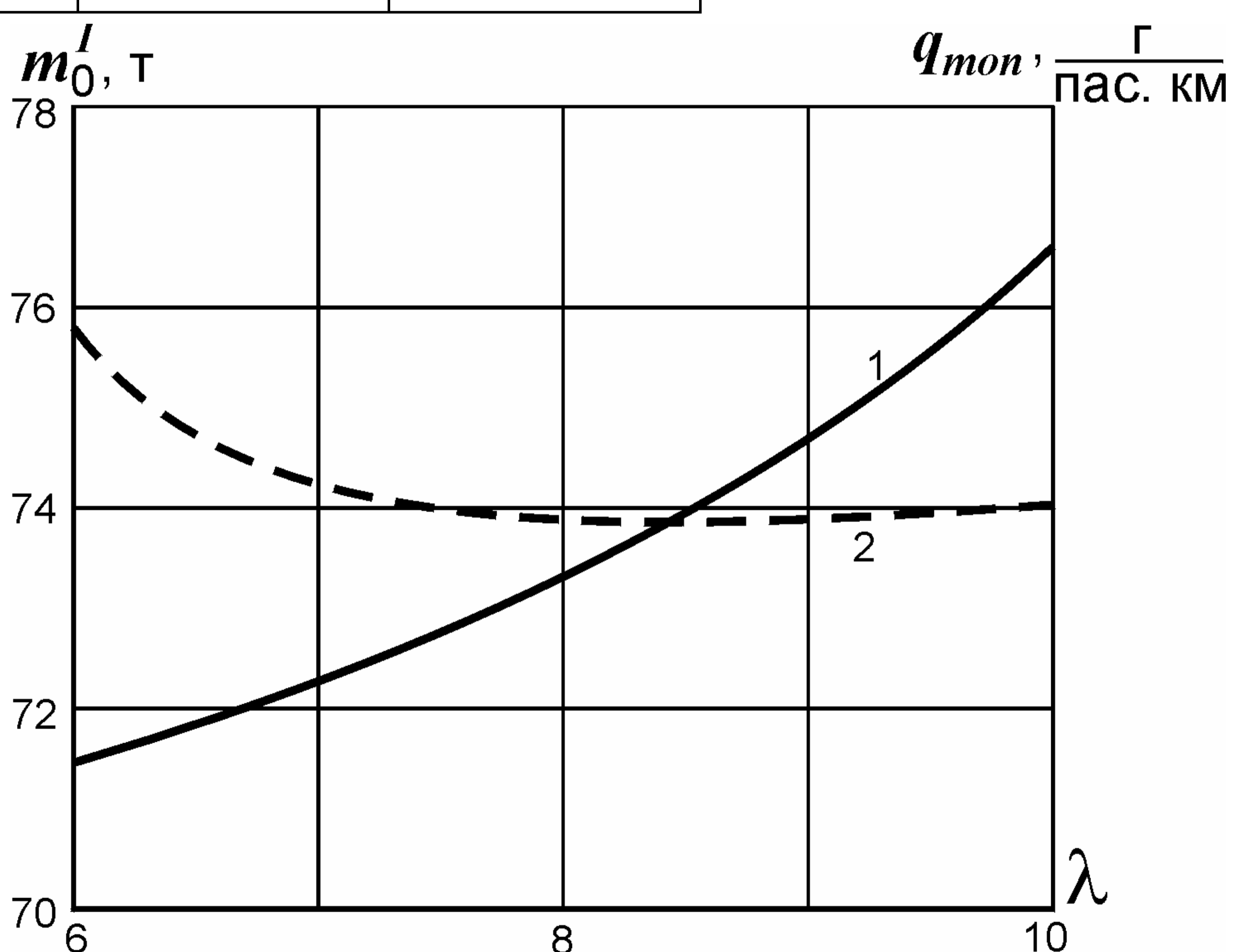
Злітна маса літака $m_0^I = f(p, \lambda)$:

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

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

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

для $\lambda=10$ $p_{сп}^{V_{noc}} = 528$ 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.

4.1. Розрахунок відносної маси конструкції

Для розрахунку маси крила використовують формулу:

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

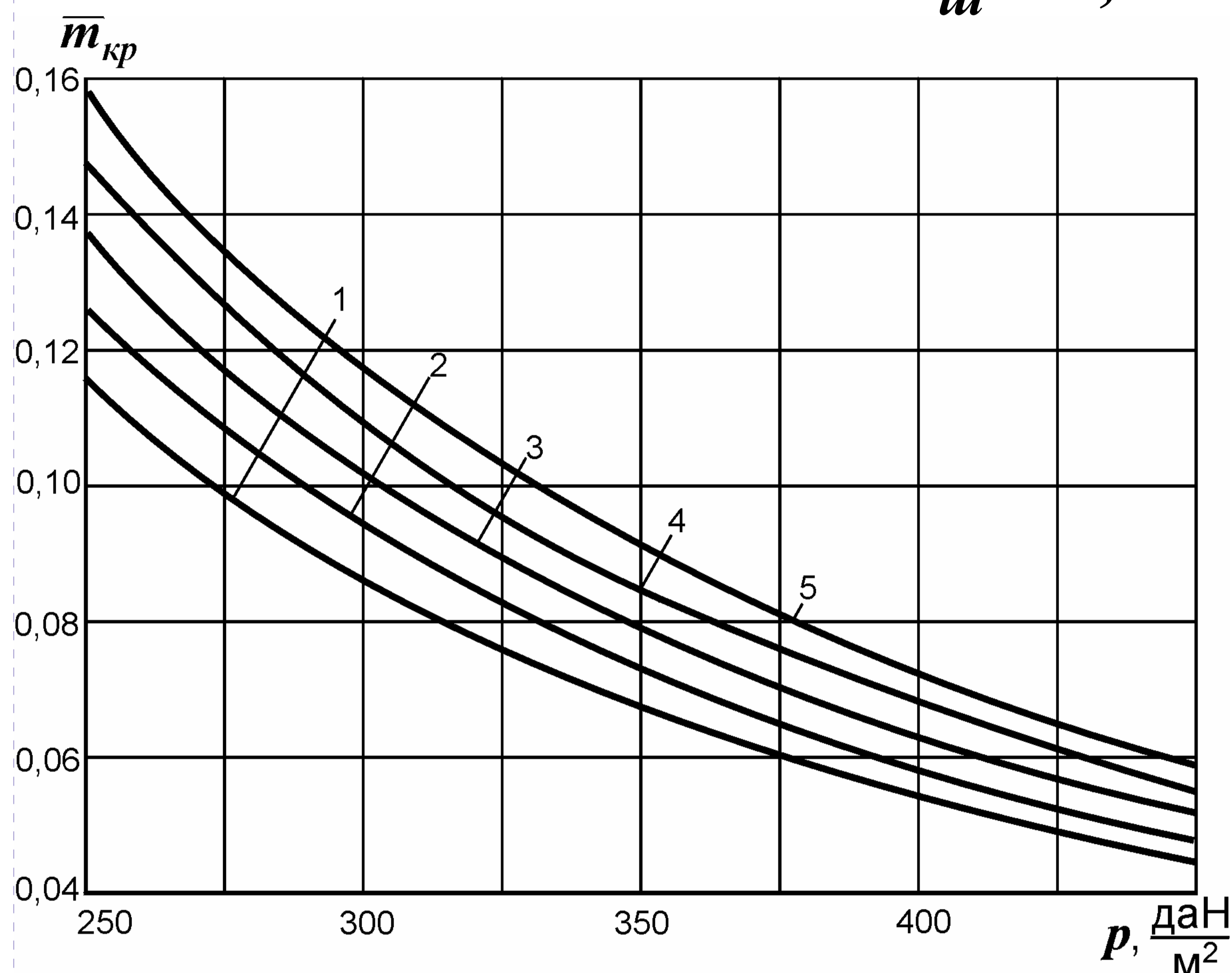
Відносна маса фюзеляжа розраховується за формулою: $\bar{m}_ф = k_{де} \lambda_\phi d_\phi^2 (m_0^0)^{i-1} + k_{шф} + k_{ш.уб} + k_\phi$

Відносна маса оперення розраховується за формулою, що статистично перетворена:

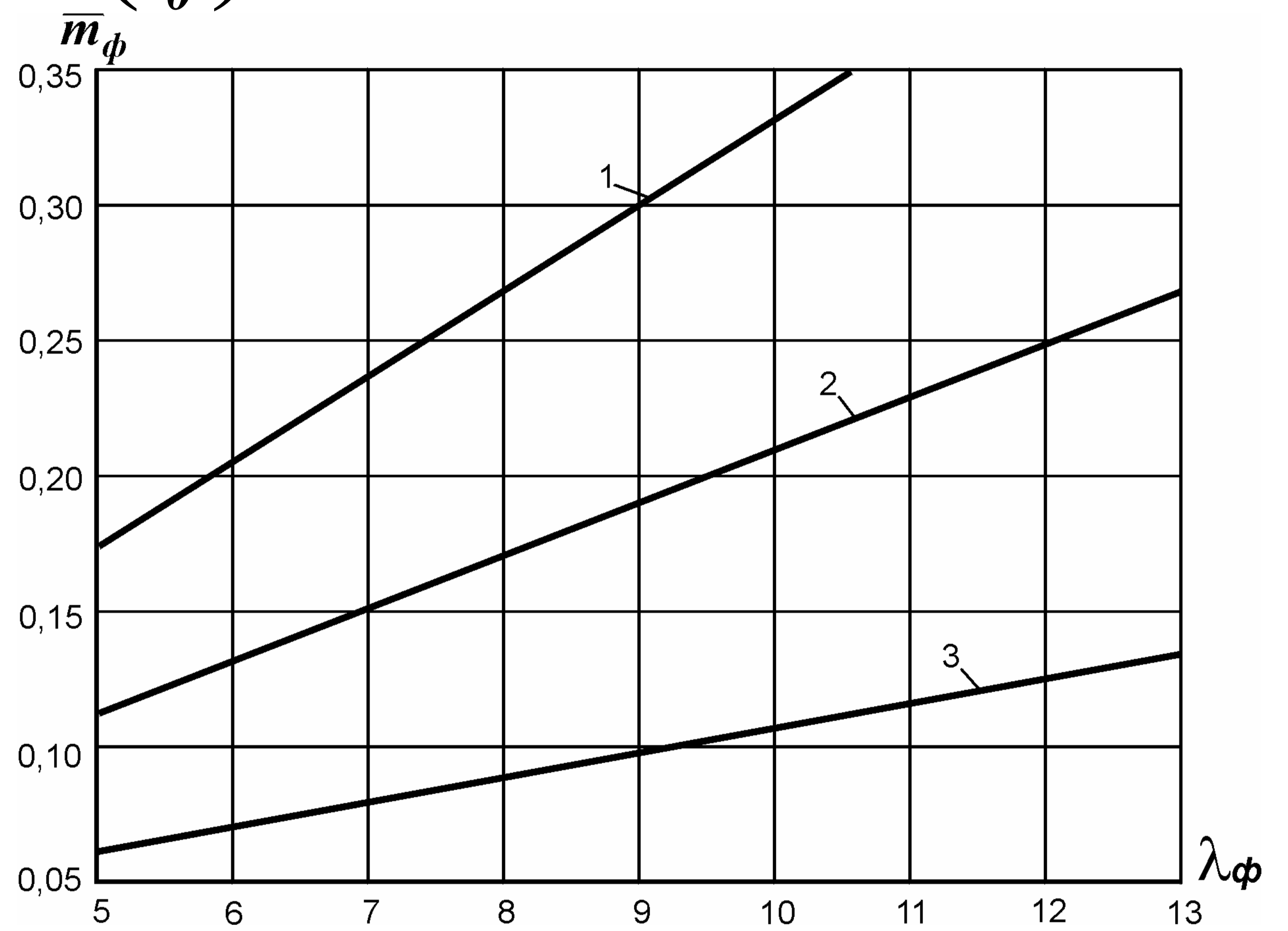
$$\bar{m}_{он} = (0,986 - 4,53 \cdot 10^{-4} p) k_{м.он} k_{он}^{сх} (\bar{S}_{он})^{1,16} p^{-0,56} (m_0^0)^{0,16}$$

Відносна маса шасі розраховується за формулою:

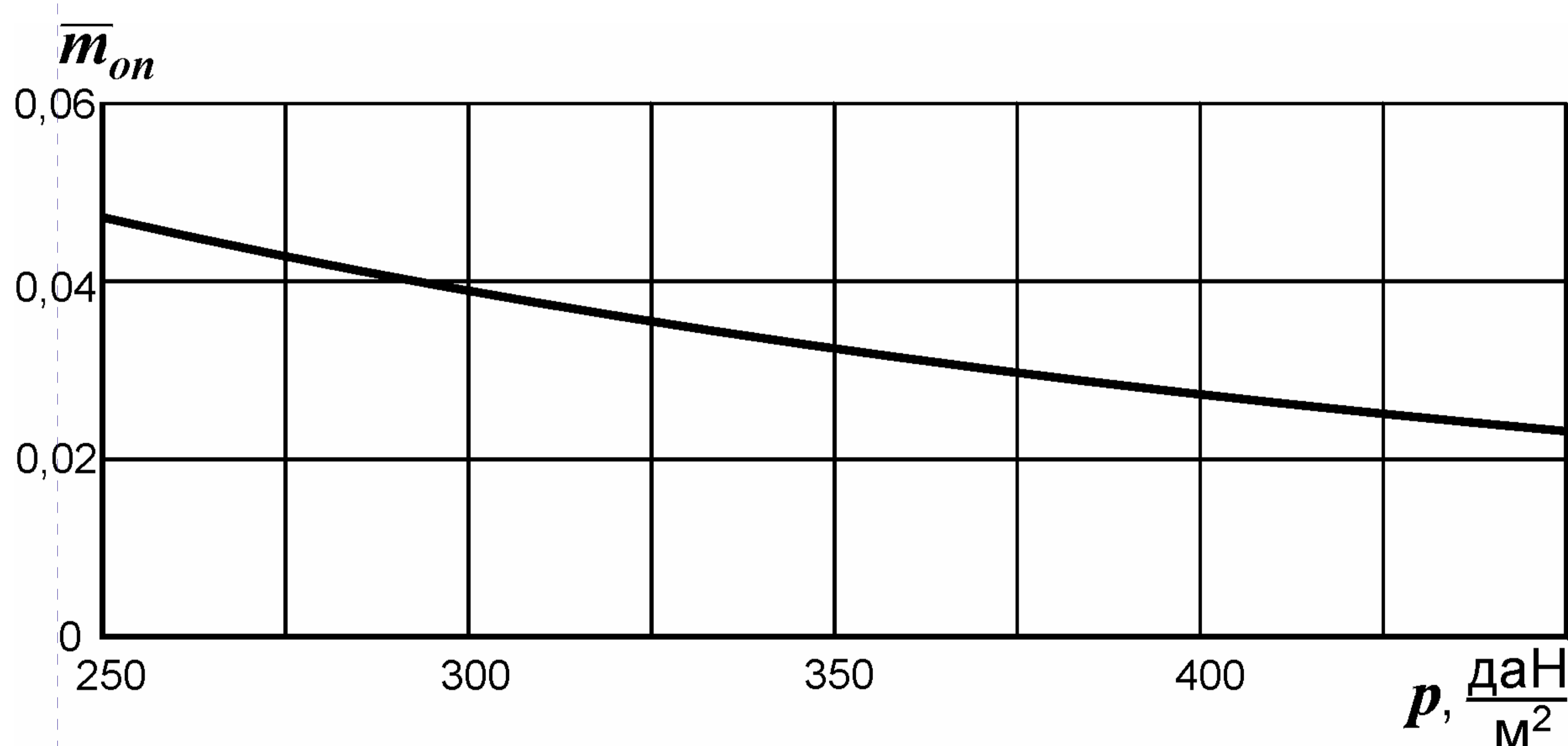
$$\bar{m}_{ш} = 0,129 k_{см} (m_0^0)^{-0,12}$$



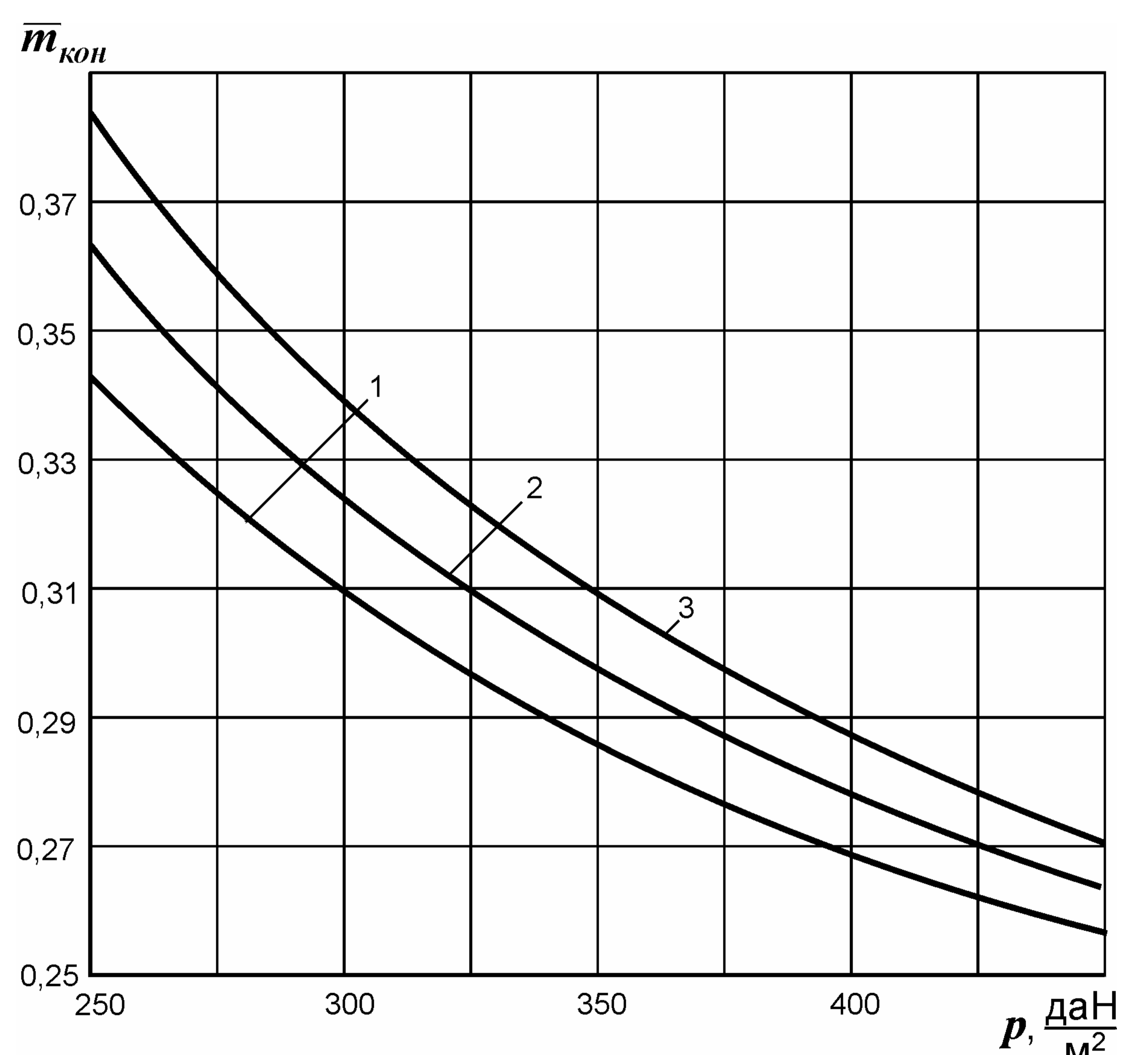
Залежність відносної маси крила $\bar{m}_{кр}$ від питомого навантаження p та подовження крила λ :
1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=10$; 3 $\lambda=11$; 4 $\lambda=12$; 5 $\lambda=13$



Залежність відносної маси фюзеляжа $\bar{m}_ф$ від діаметра d_ϕ та удлинєння λ_ϕ :
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



Залежність відносної маси конструкції $\bar{m}_{кон}$ від удлинєння крила λ та удельної нагрузки p :
1 $\lambda=9$; 2 $\lambda=11$; 3 $\lambda=13$

3.1. Розрахунок відносної маси силової установки

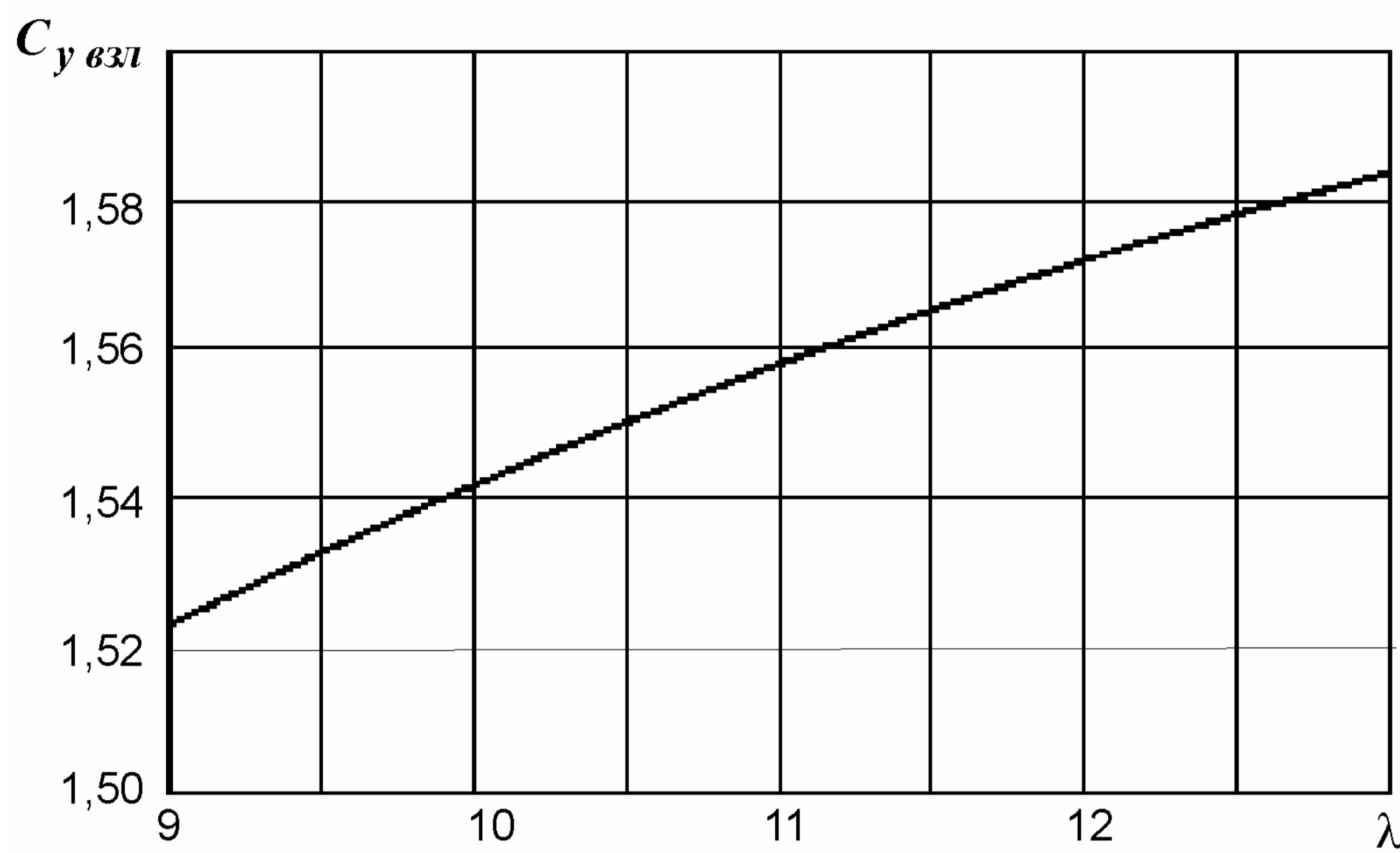
Відносна маса палива розраховується за формулою: $\bar{m}_{c,y} = R \gamma_{\text{дв}} t_{0 \text{ max}}$

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

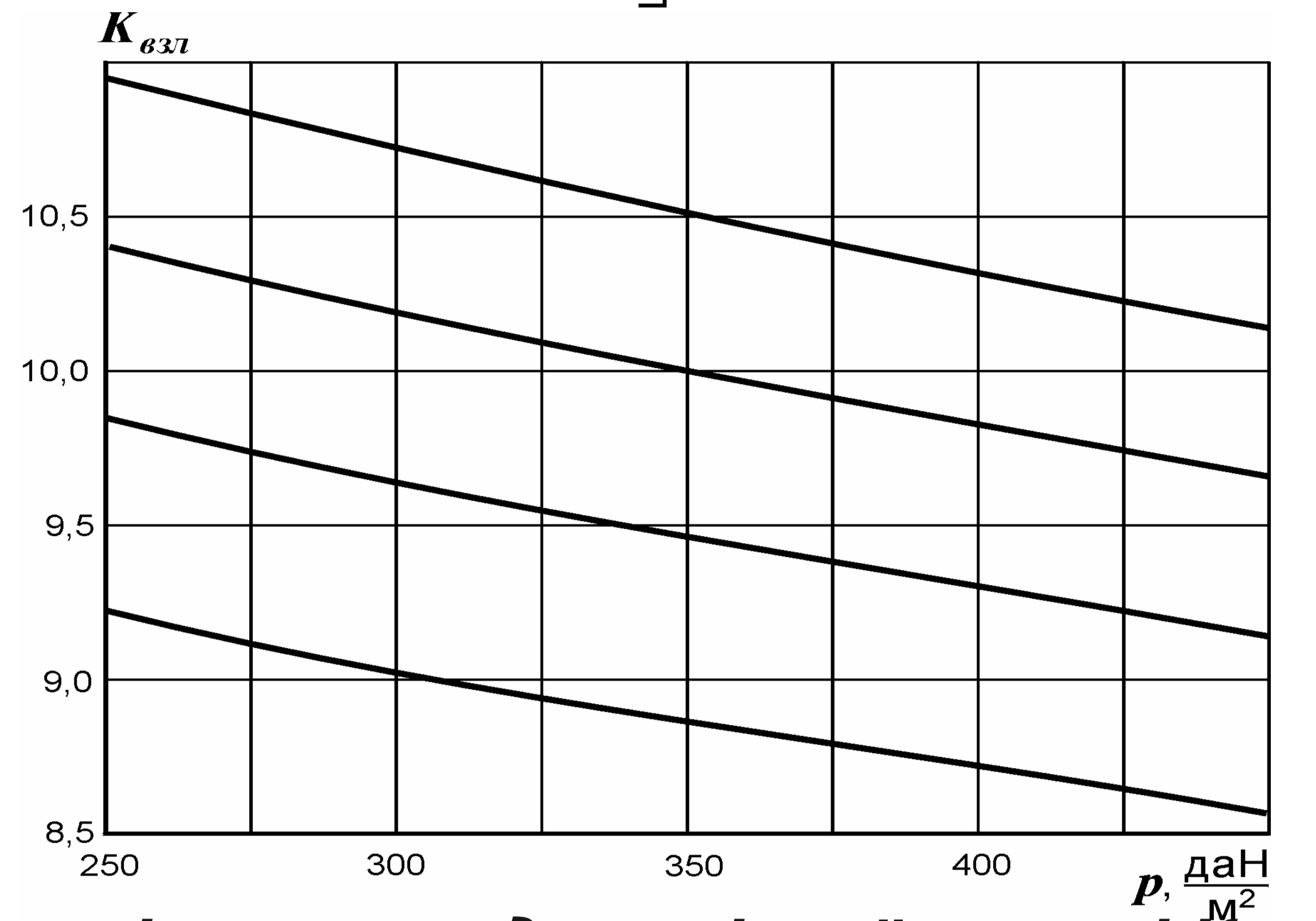
$$t_{0 \text{ крейс}} = \frac{1,43 \cdot 10^{-5} \rho_H V_{\text{крейс}}^3 (F_1 + F_2 p)}{\xi_{\text{крейс}} \eta_{\text{вкрейс}} P}$$

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

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



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



Залежність аеродинамічної якості $K_{\text{взл}}$ 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 скоропідйомності 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:

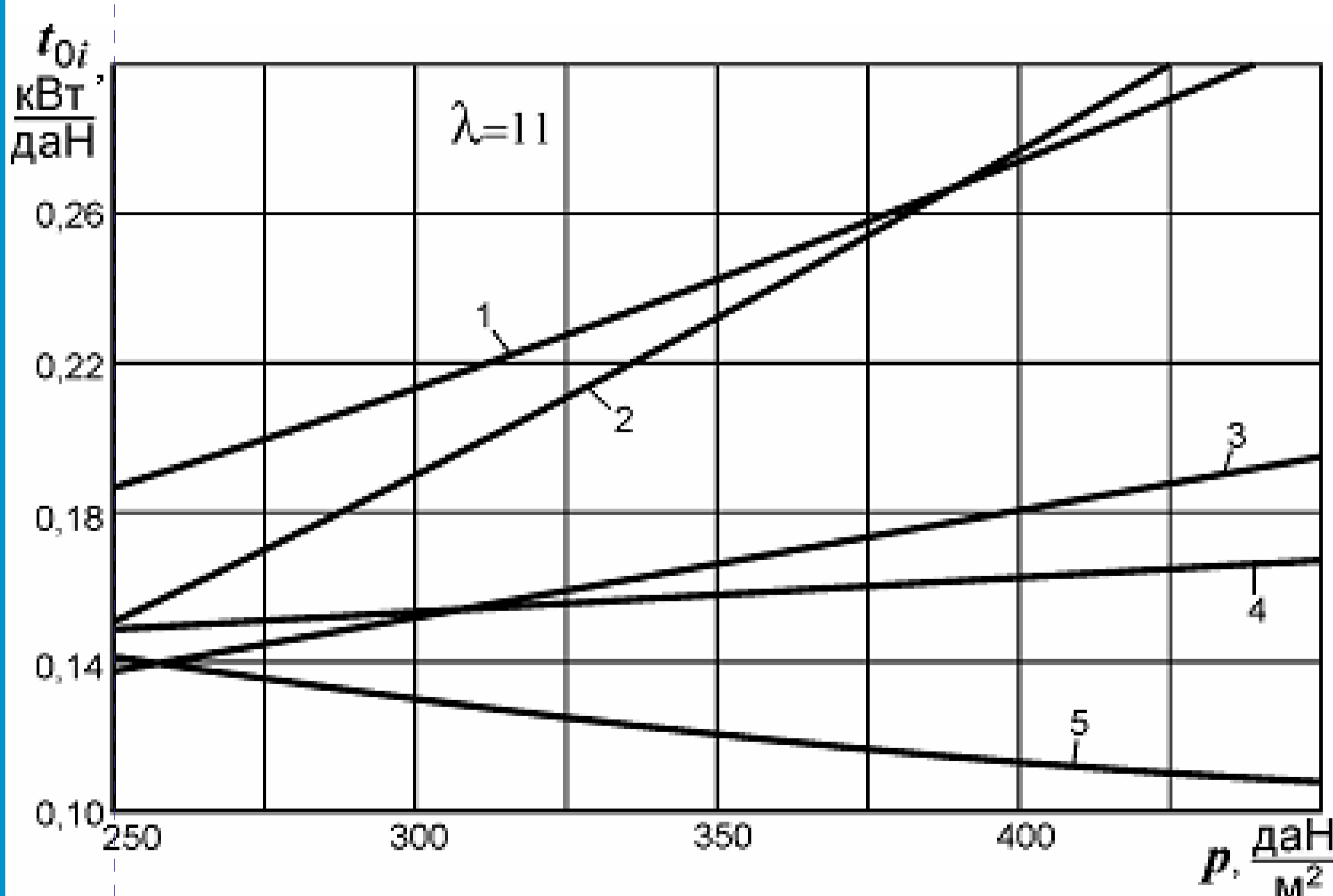
$$t_{0\theta} = \frac{0,04 n_{\text{дв}}}{\eta_{\text{взл}} (n_{\text{дв}} - 1)} \sqrt{\frac{p}{C_{y \text{ взл}}} \left(\frac{1}{K_{\text{взл}}} + \text{tg}\theta_3 \right)}$$

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:

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

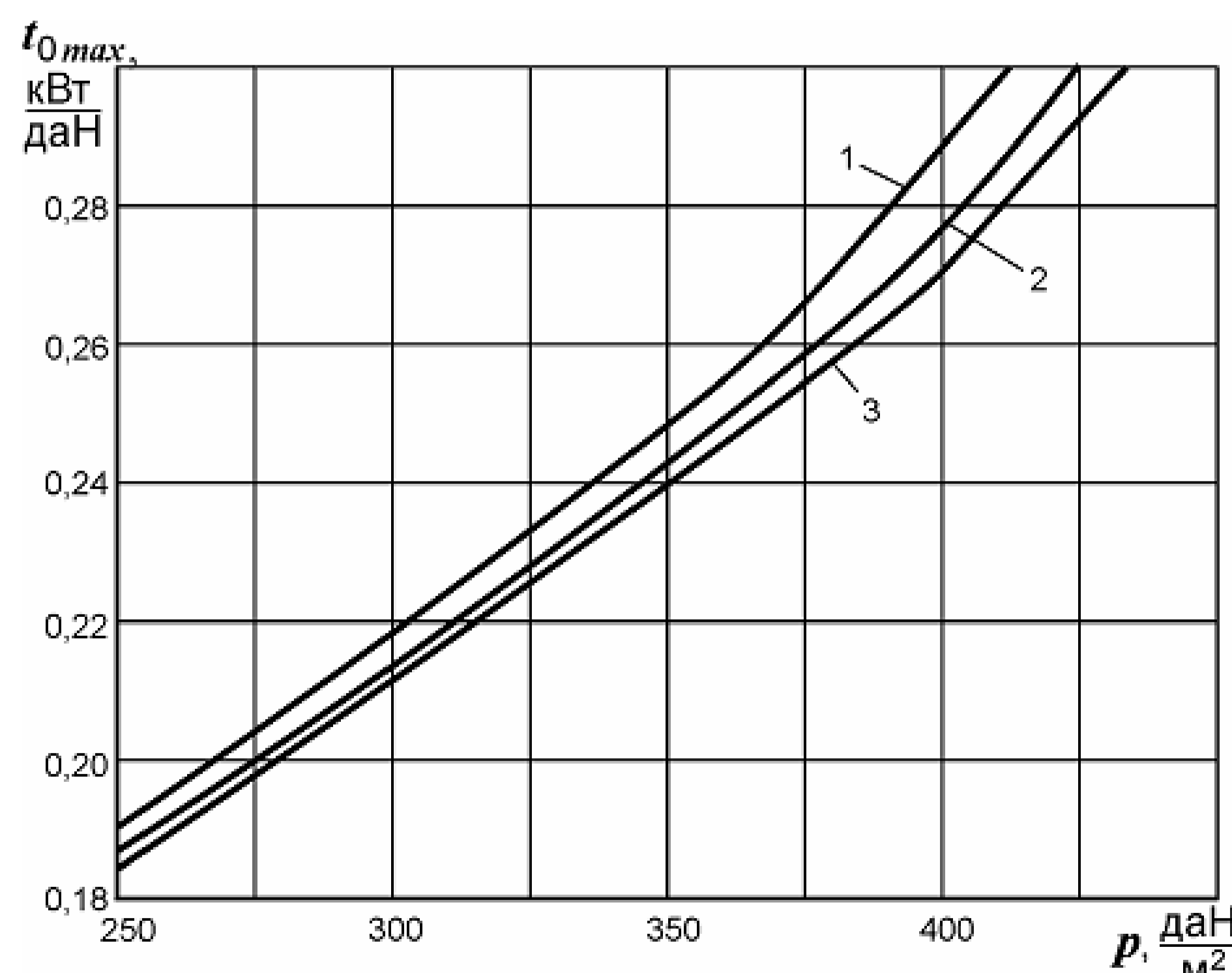
$$R = 1,4 + \frac{1,7 (0,1 + 0,9 / \sqrt[3]{N_{0i}})}{\gamma_{\text{дв}}}$$

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

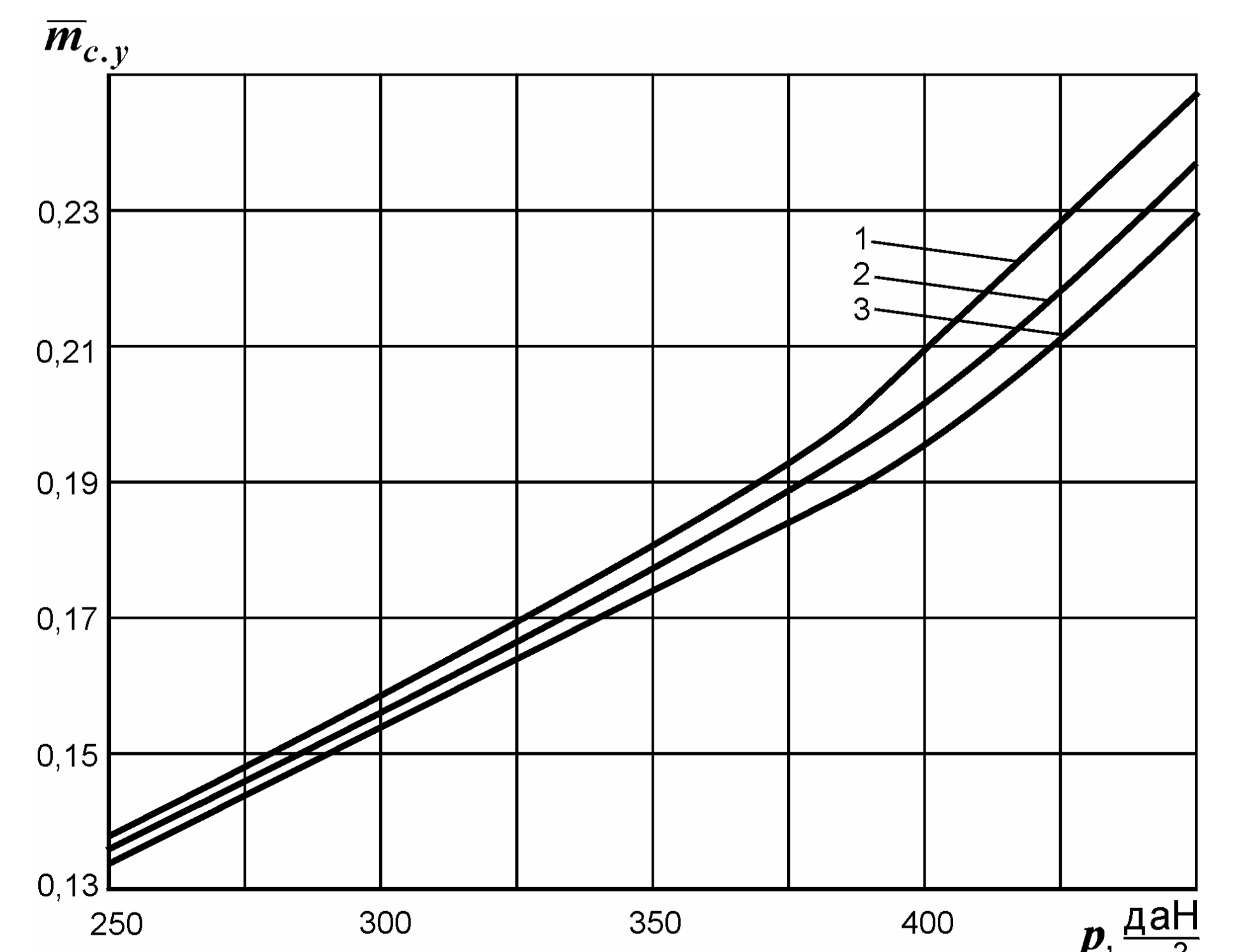


Залежність потрібної енергозброєності t_{0i} від питомого навантаження на крило p та вимог до літака:

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



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



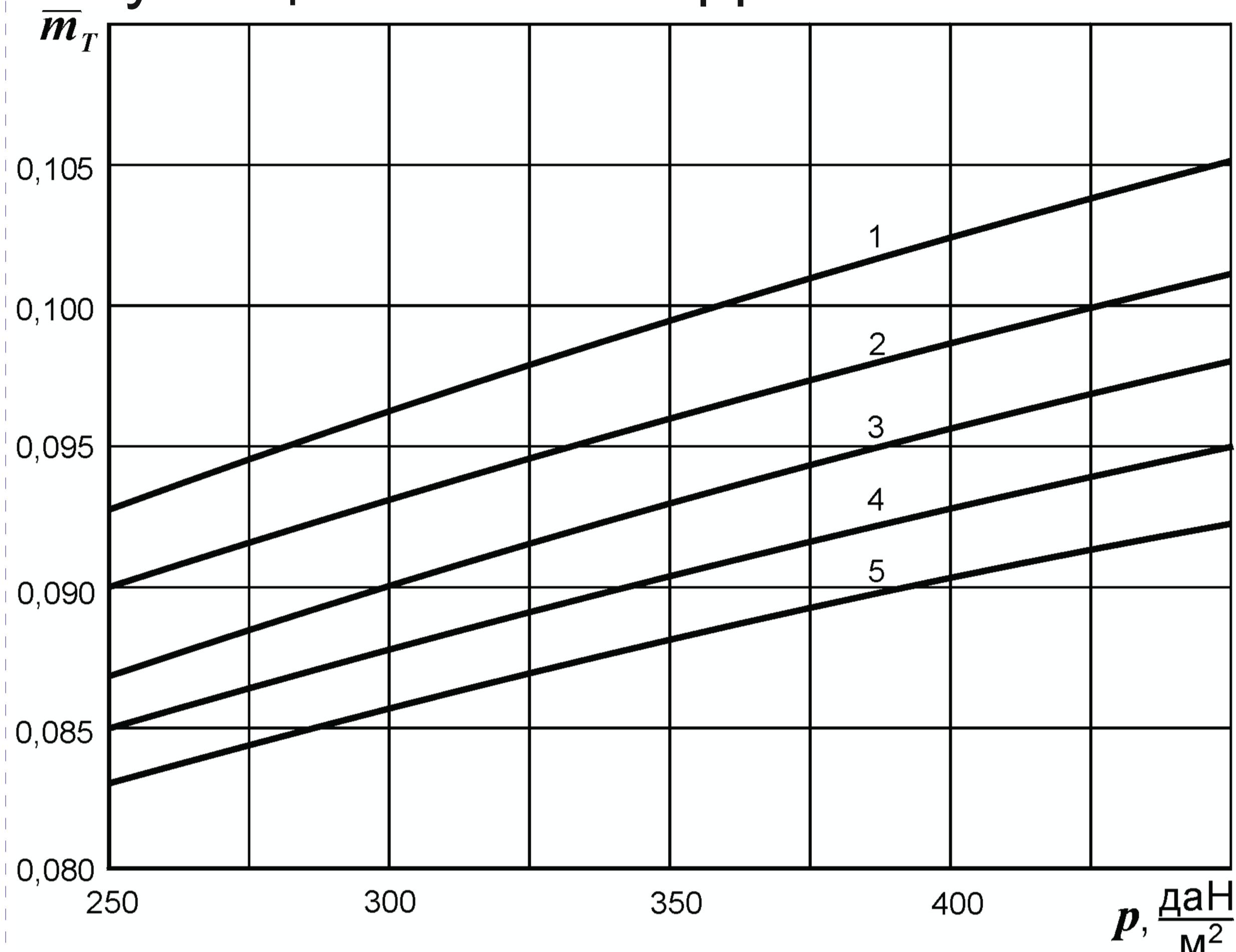
Залежність відносної маси $\bar{m}_{c,y}$ силової установки від подовження та питомого навантаження на крило p : $\lambda = 9$; 2 $\lambda = 11$; 3 $\lambda = 13$

4.3. Розрахунок відносної маси палива

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

- $\bar{m}_{T.н.в}$ - 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;
- $\bar{m}_{T.сн.п}$ - 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 $\bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.сн.п}$ 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 $\lambda=13$

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

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.

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

$C_{екрейс}$ - 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:

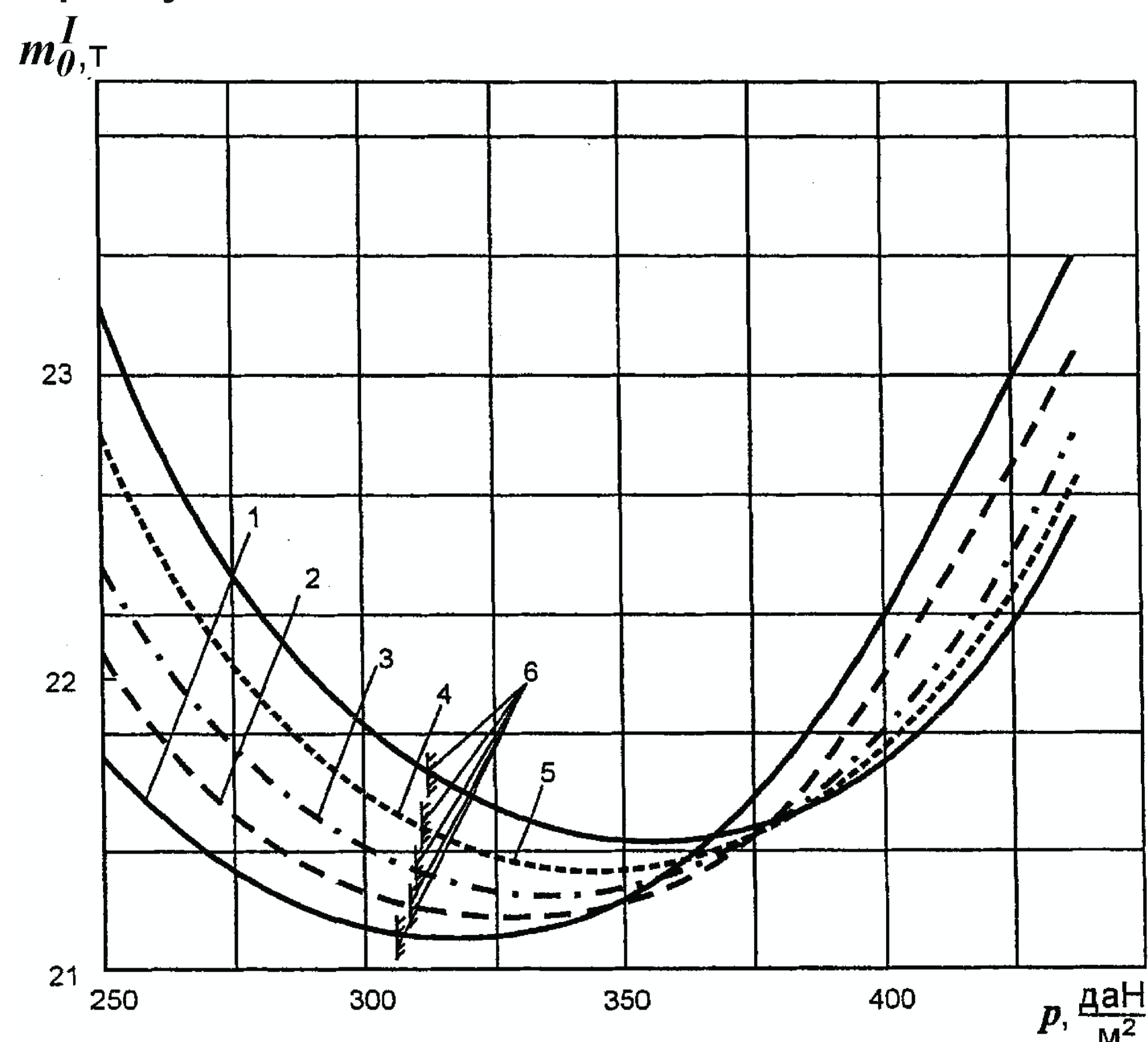
$$m_{ком} = 100 n_{пас} \text{ кг при } L \leq 3000 \text{ км};$$

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

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

Розрахунок злітної маси літака здійснюється так:

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



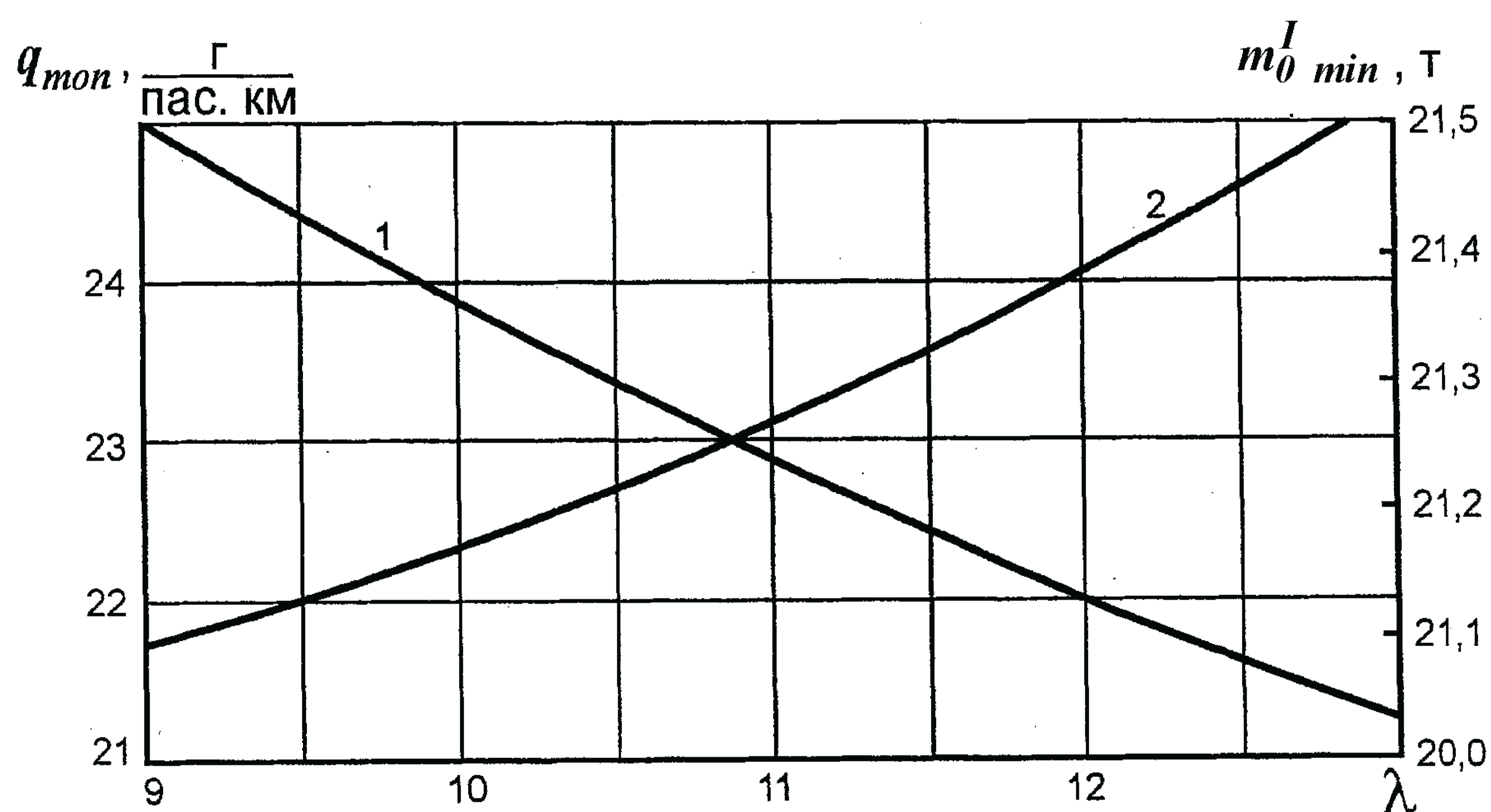
Залежність злітної маси літака m_0^I від подовження та питомого навантаження на крило p :
1 $\lambda = 9$; 2 $\lambda = 10$; 3 $\lambda = 11$; 4 $\lambda = 12$; 5 $\lambda = 13$;
6 - обмеження питомого навантаження крила за величиною посадкової швидкості $V_{пос}^{V_{пред}}$

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

$$m_{0\ min}^I = 21090 \text{ кг при } \lambda = 9; m_{0\ min}^I = 21170 \text{ кг при } \lambda = 10;$$

$$m_{0\ min}^I = 21260 \text{ кг при } \lambda = 11; m_{0\ min}^I = 21387 \text{ кг при } \lambda = 12;$$

$$m_{0\ min}^I = 21520 \text{ кг при } \lambda = 13.$$

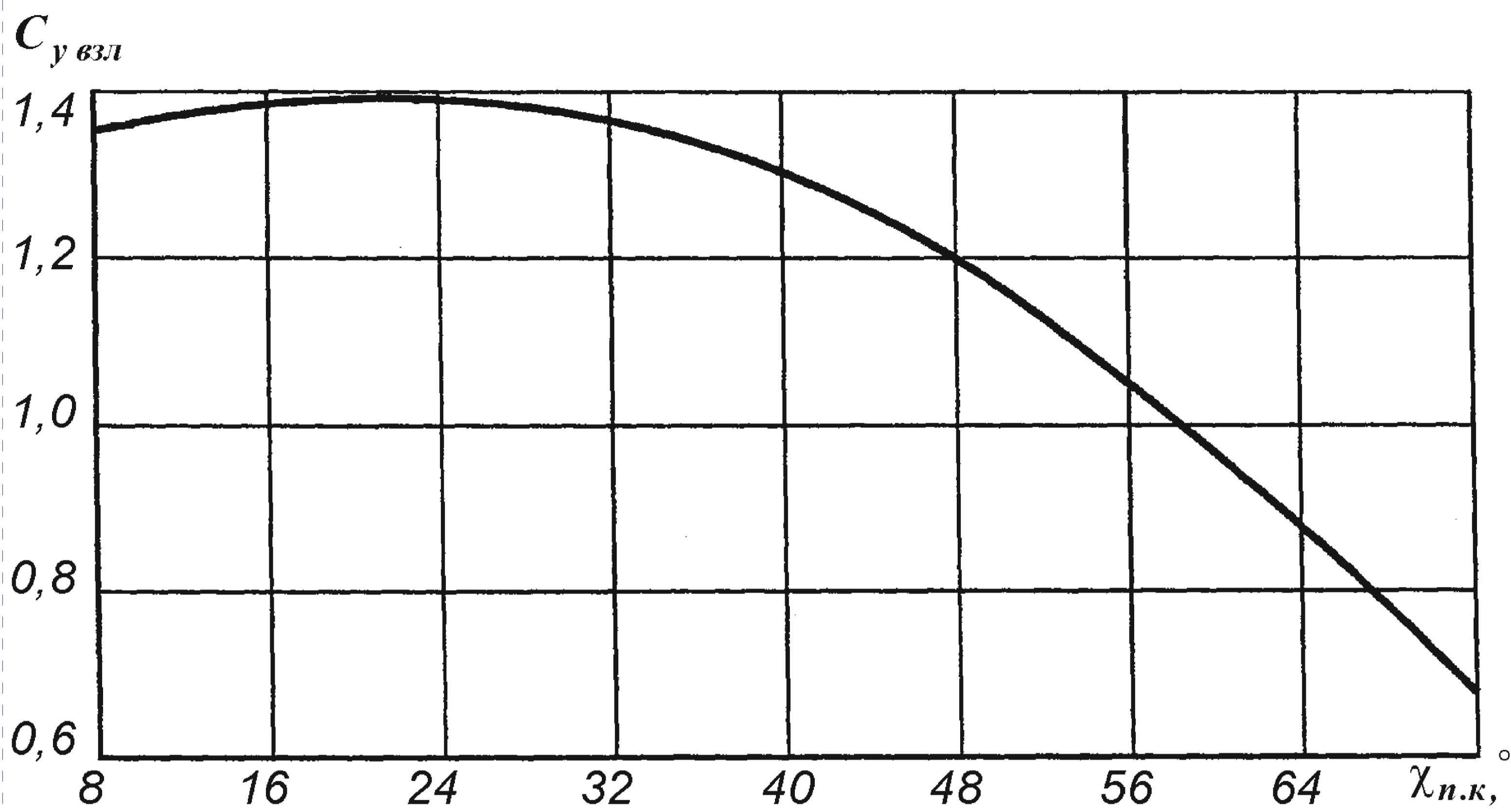


Залежність мінімальної злітної маси літака $m_{0\ min}^I$ (з урахуванням обмеження $V_{пос}^{V_{пред}}$ від подовження крила та паливної ефективності літака $q_{мон}$ від подовження крила:

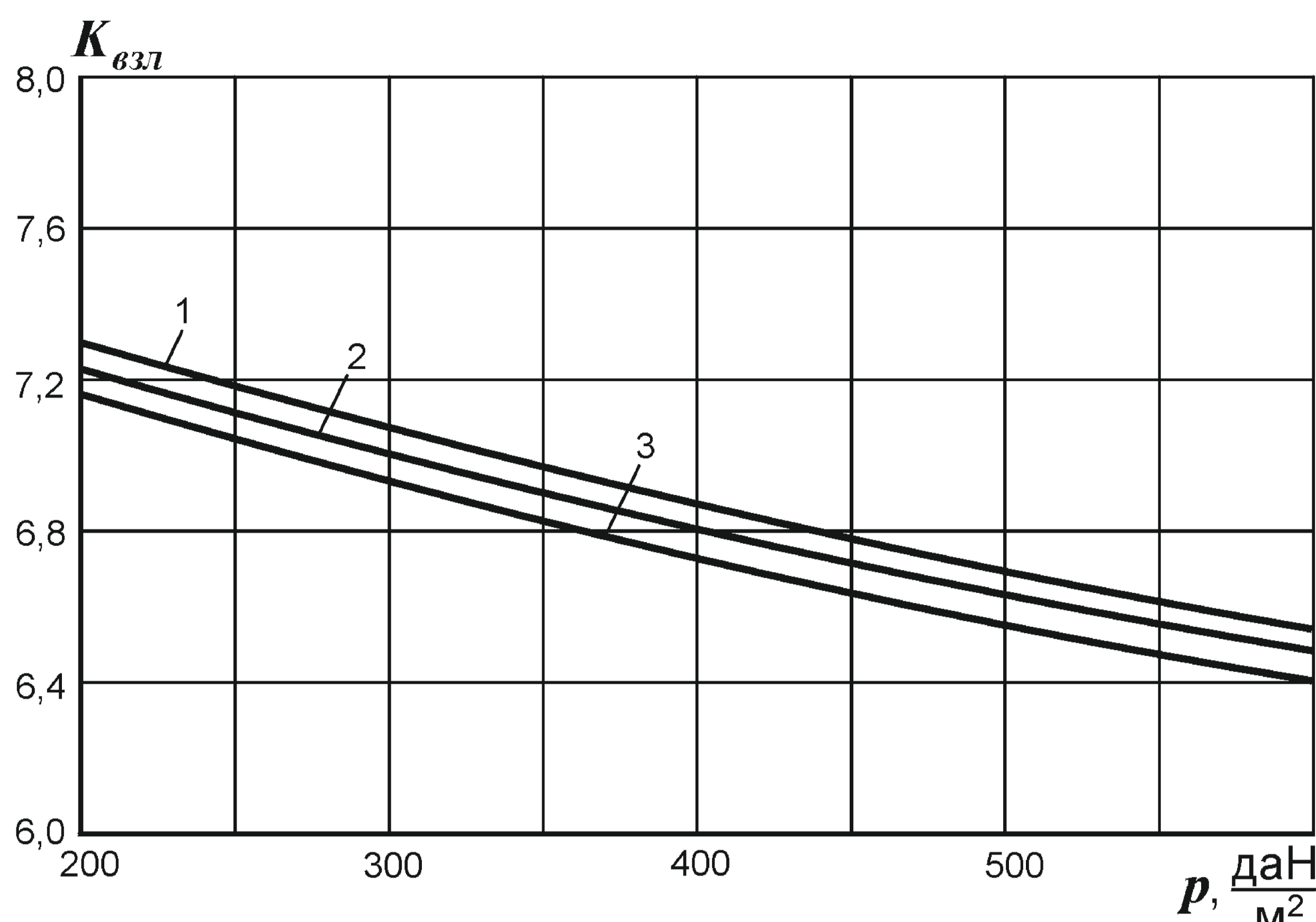
$$1 - q_{мон} = f_1(\lambda); 2 - m_{0\ min}^I = f_2(\lambda)$$

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

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



Залежність коефіцієнта підйомної сили при злеті $C_{y_{взл}}$ 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

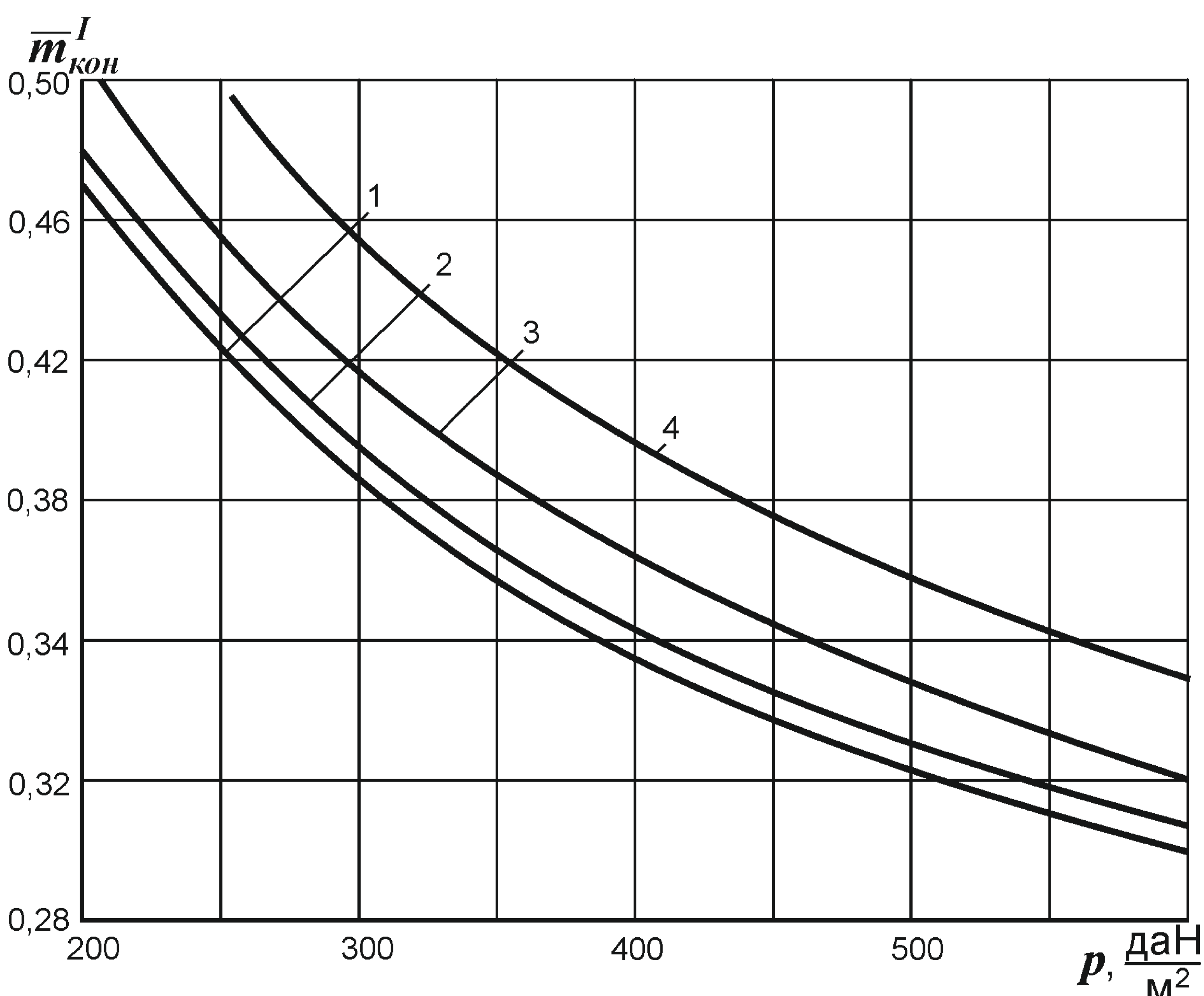
Расчет относительной массы конструкции выполняется с помощью формулы:

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

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

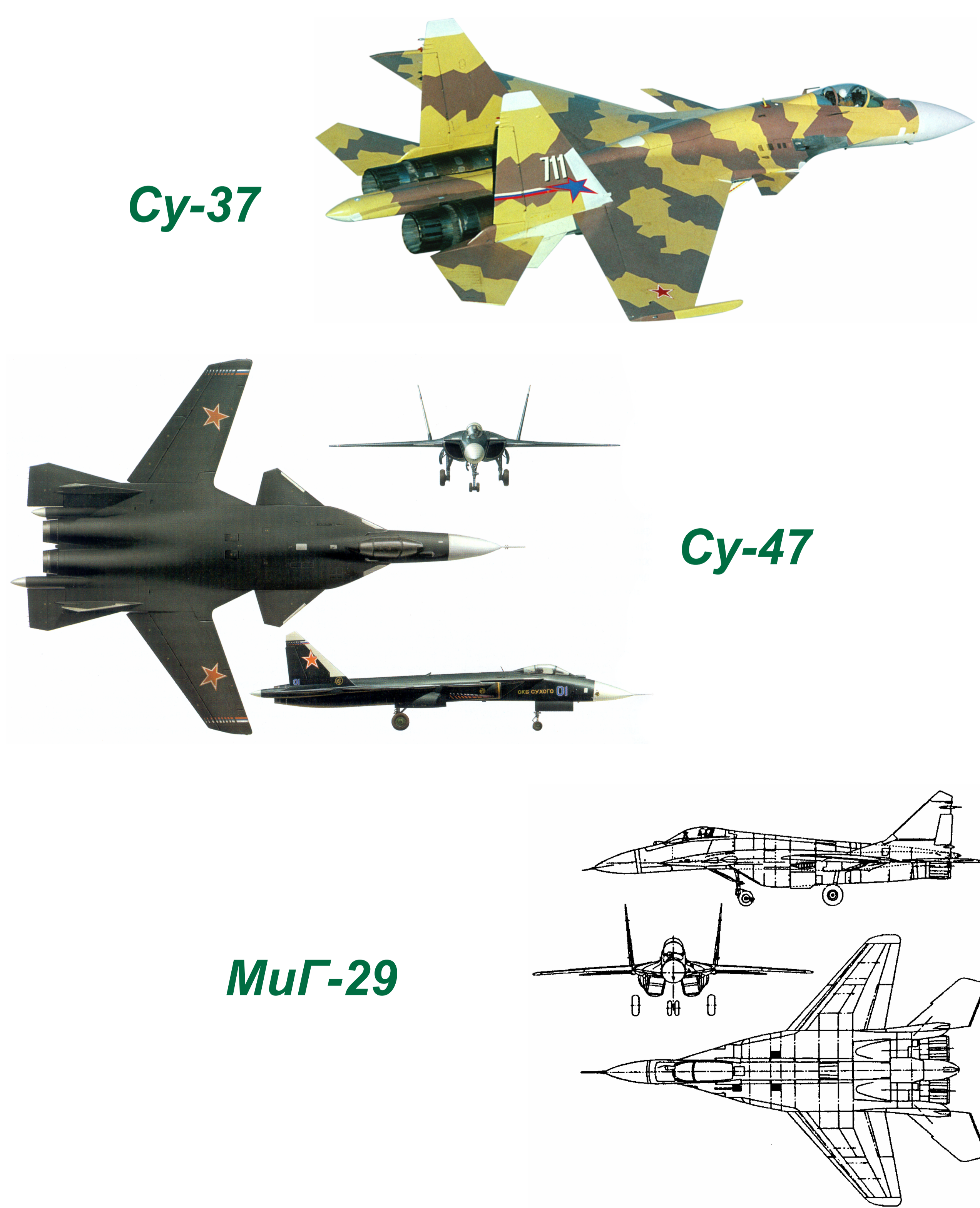
Матеріал	Температура, °C		
	100	150	200
Звичайний сплав типу Д16	1,03	1,06	1,14
Жароміцний сплав типу Д19	1,015	1,05	1,10

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 $\bar{m}_{c.y} = R \gamma_{\partial в} t_{0 max}$

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

$k_{вз}$ коефіцієнт, який враховує число M польота, форми повітрязабірників та сопел (див. таблицю)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

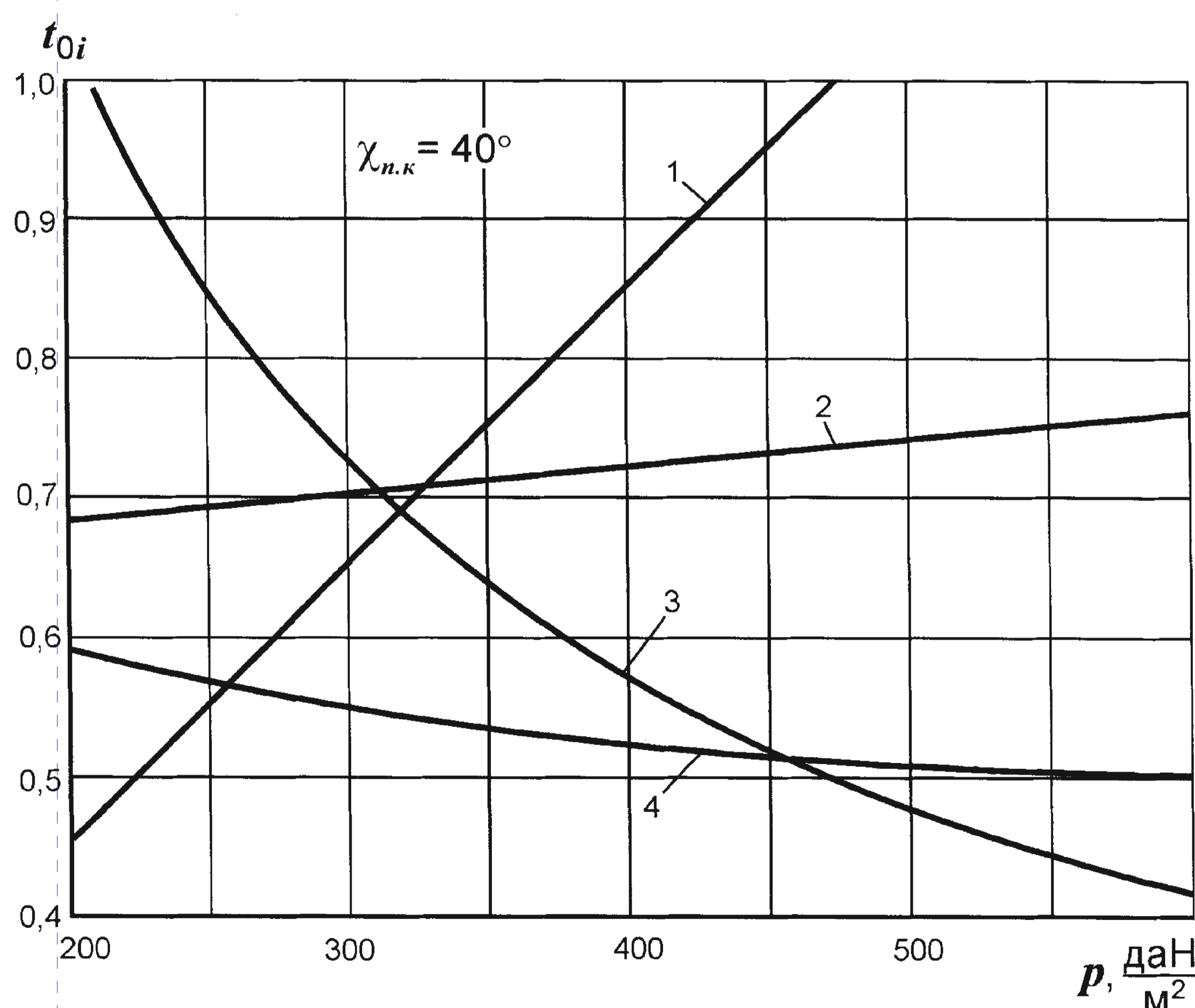
Питома надмірна потужність V_y^* вимірюється м/с і визначає здатність літака до розгону.

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

$$t_{0}^* = \frac{1}{\xi^*} \left[\frac{(1 - \bar{m}_{т.н.р}) V_y^*}{a_H^* M^*} + \frac{q^* C_x^*}{p} \right]$$

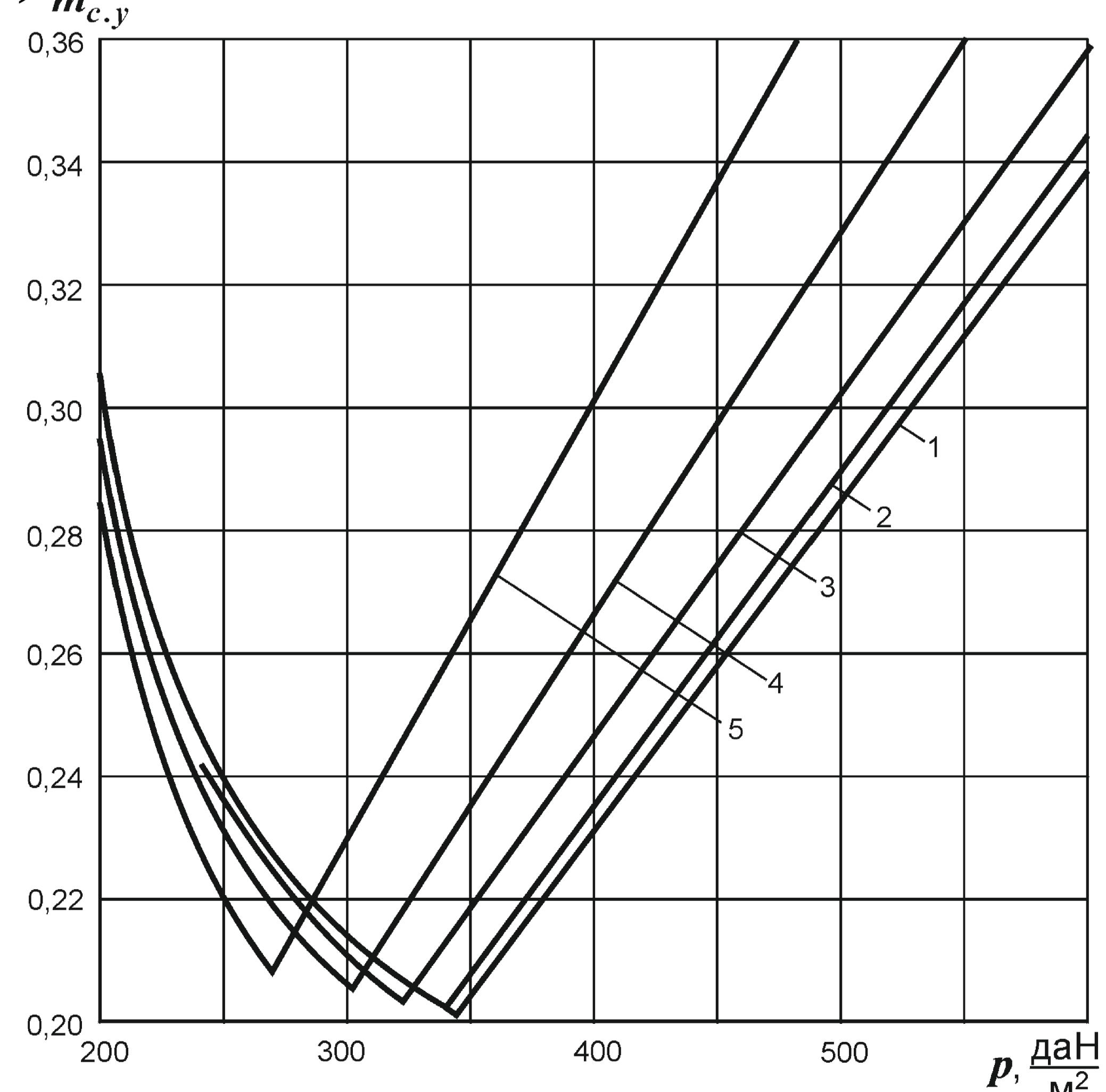
Для винищувачів (особливо винищувачів повітряного бою для завоювання переваги повітря) важливо забезпечити можливість досягнення певних перевантажень. Тягоозброєність, яка забезпечує задану величину навантаження при маневруванні, розраховується за формулою:

$$t_{0n} = \frac{1,13 n_y}{\xi_n} \sqrt{A(F_{1n} + F_{2n} P)} \bar{m}_{c.y}$$



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 $H_{пот}$;
- 3 тягоозброєність, необхідна для забезпечення заданого максимального числа M 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 $\chi_{н.к} = 24$; 2 $\chi_{н.к} = 32$; 3 $\chi_{н.к} = 40$;
4 $\chi_{н.к} = 48$; 5 $\chi_{н.к} = 56$

ЗП

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

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

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

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

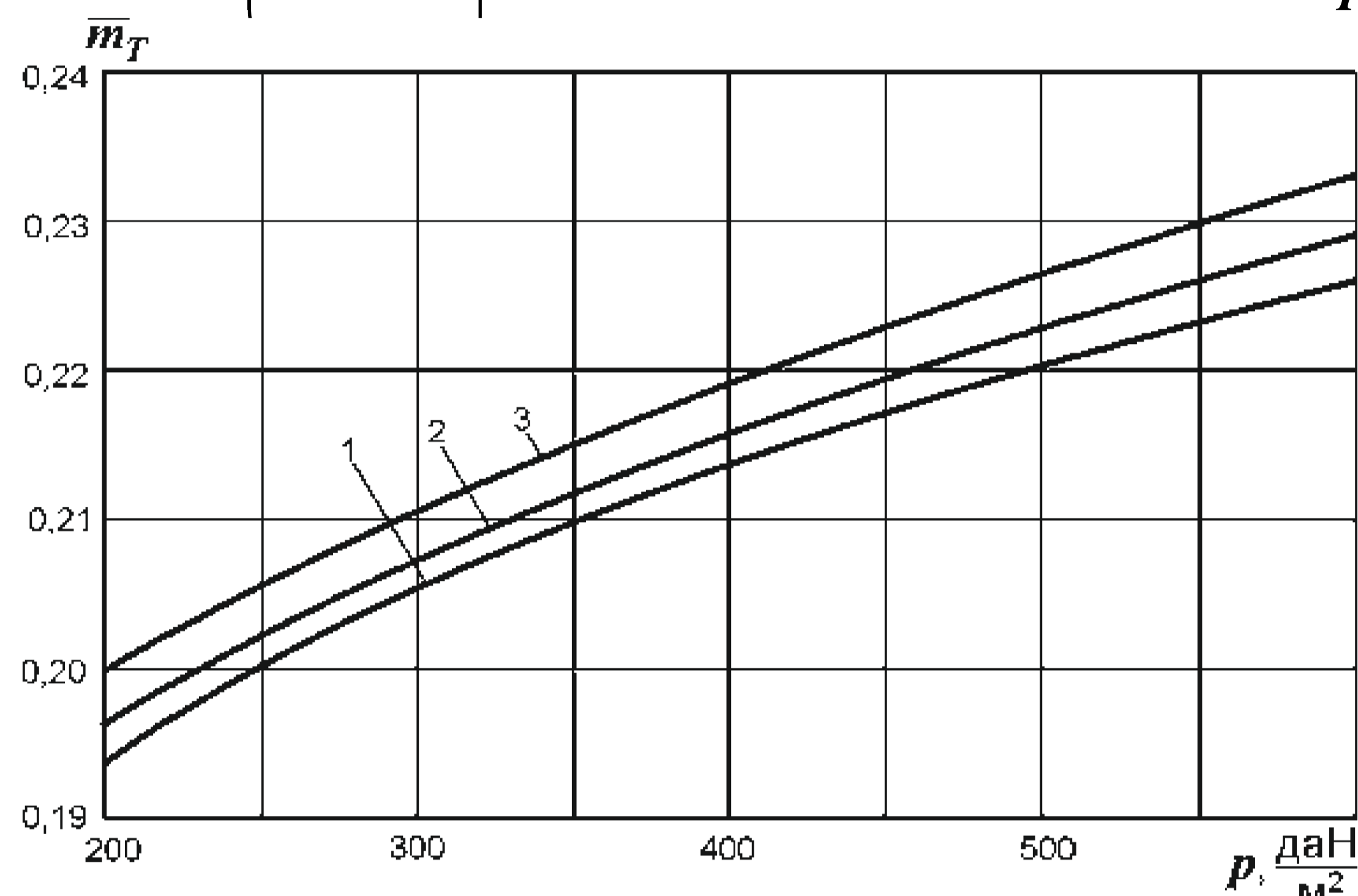
Розрахункові формули для надзвукового крейсерського польота ($M'_{крейс} > 1,3$) наступні:

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

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

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:

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



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

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

5.4. Маса літака у першому наближенні

Взлетная масса самолета в первом приближении:

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

5.5. Розрахунок маси конструкції

Маса крила літака розраховується за формулою:

$$m_{кр} = 1,14 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{н.м} \varphi_2 n_p \times \frac{\lambda}{\cos^{1,5} \chi_{0,25}} \sqrt{\frac{(m_0^I)^3}{p \cdot \theta \cdot c_0} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3} \right)},$$

Для розрахунку маси крила надзвукового літака використовується формула:

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

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:

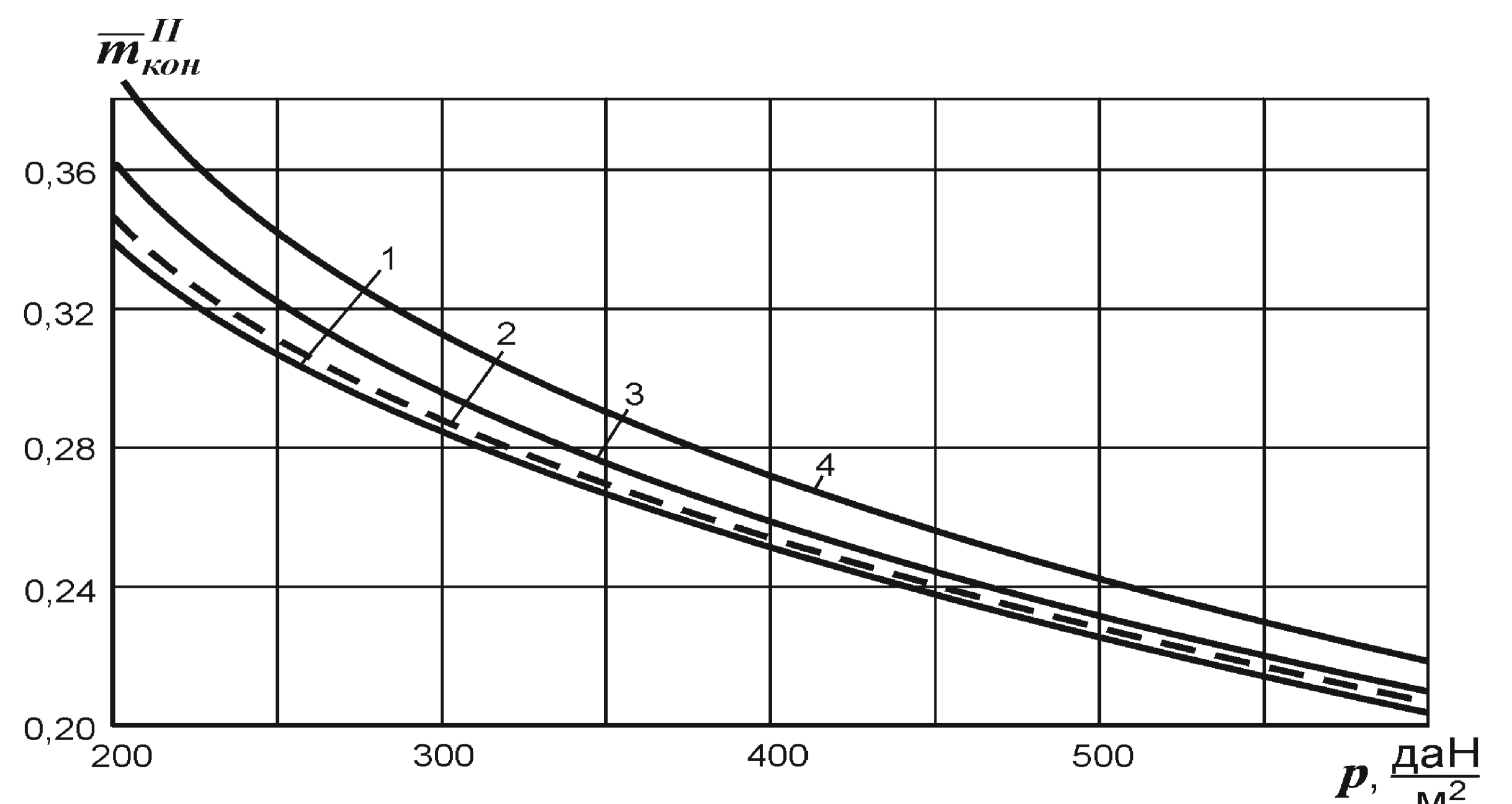
$$m_{он} = (0,946 + 1,5 \cdot 10^{-3} V_{расч}) (4,4 + 8 \cdot 10^{-4} m_0^I) (\bar{S}_{z.o} + \bar{S}_{в.o}) \frac{m_0^I}{p}$$

Для надзвукових літаків маса оперення розраховується за формулою:

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

Маса шасі розраховується за формулою:

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



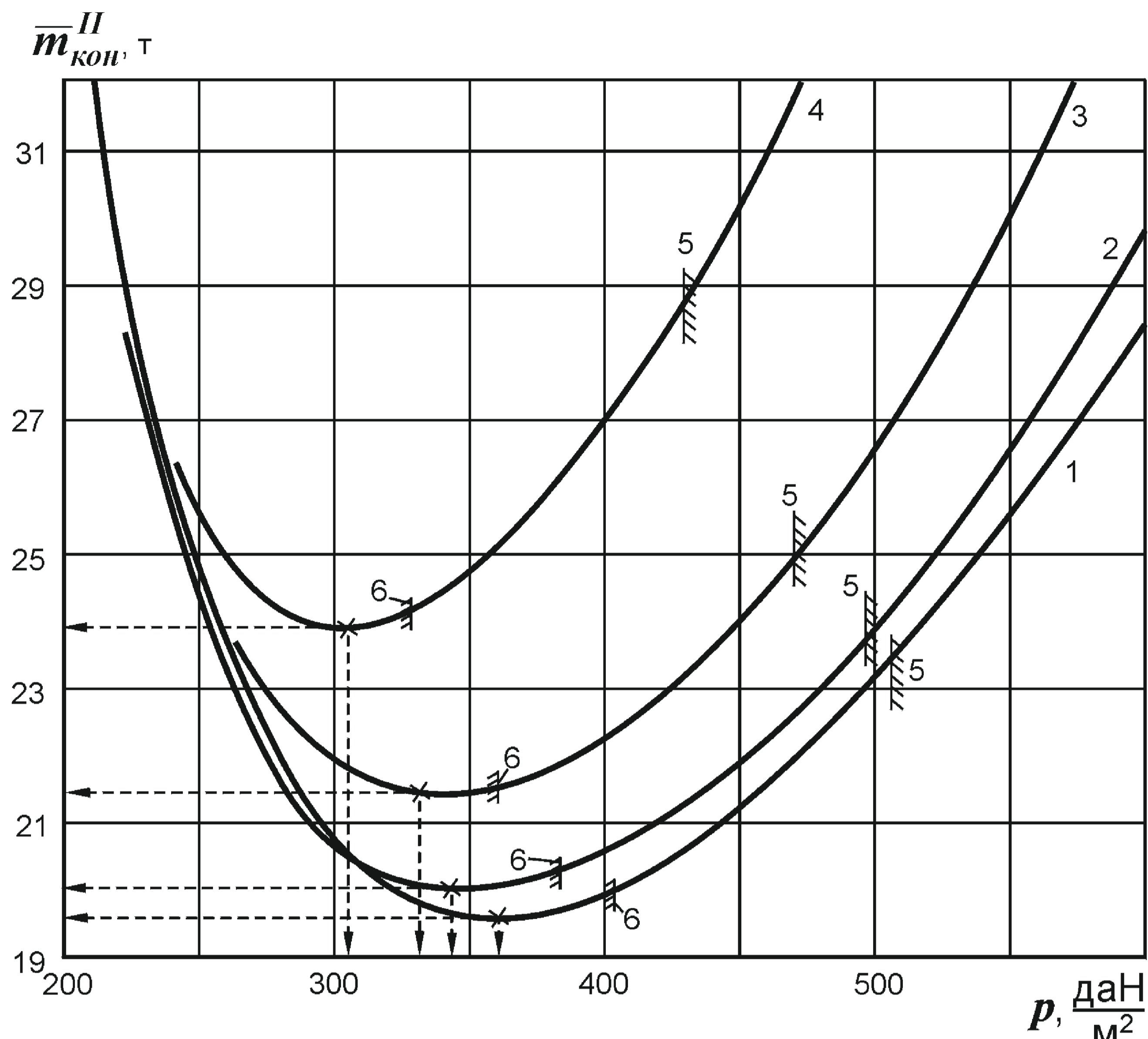
Залежність відносної маси конструкції $\bar{m}_{кон}^{II}$ від кута стрілоподібності $\chi_{н.к}$ та питомого навантаження на крило p (розрахунок другого наближення):

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

Злітна маса літака у другому наближенні розраховують за формулою:

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

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 $m_0^{\text{II}} = f(p)$

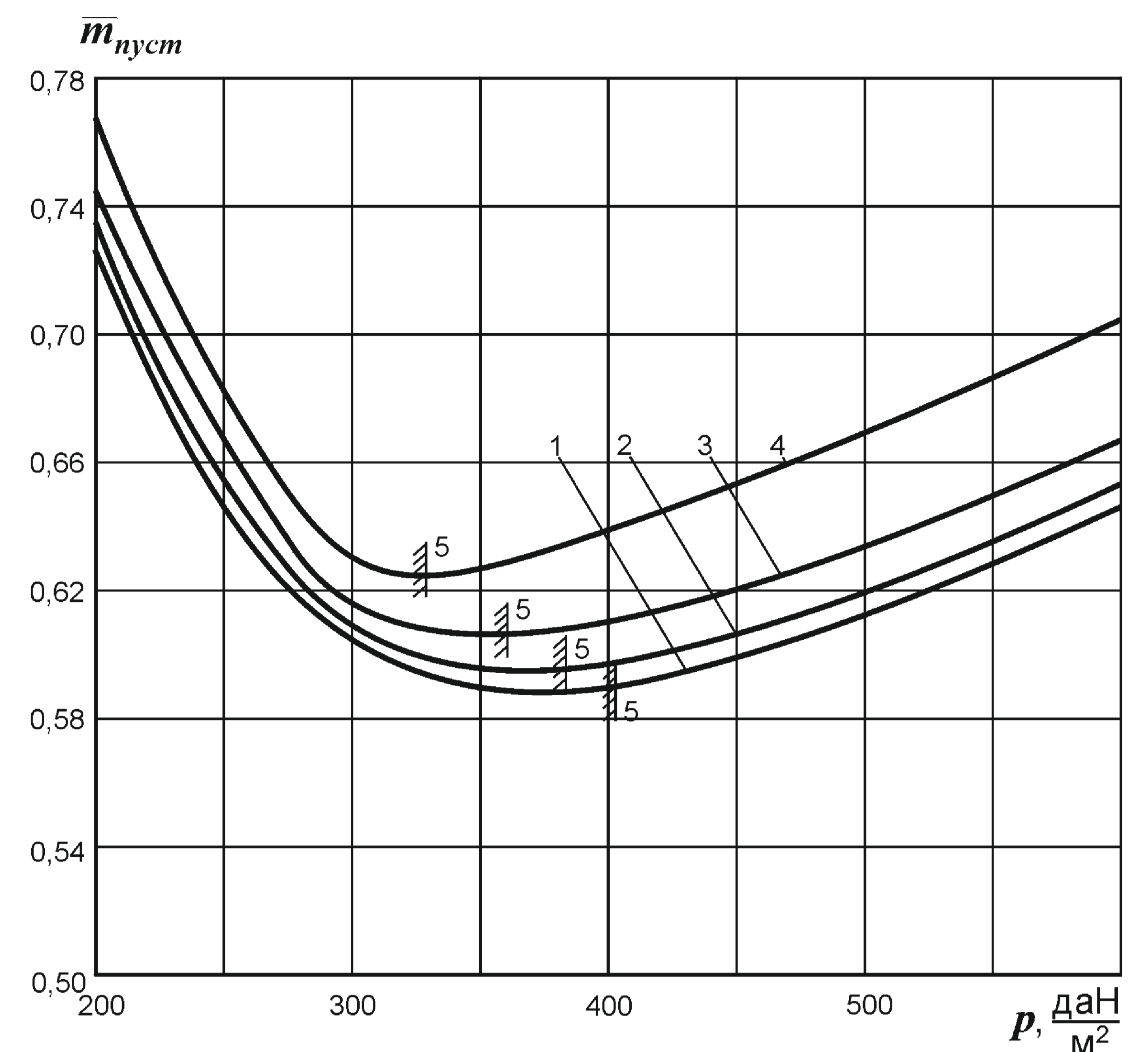


Залежність злітної маси літака $\bar{m}_{\text{с.у}}^{\text{II}}$ (друге наближення) від стрілоподібності $\chi_{\text{п.к}}$ і питомого навантаження крила p :

1 $\chi_{\text{п.к}} = 24$; 2 $\chi_{\text{п.к}} = 32$; 3 $\chi_{\text{п.к}} = 40$; 4 $\chi_{\text{п.к}} = 48$;

5 – обмеження питомого навантаження крила за величиною посадкової швидкості ($V_{\text{пос}} = 250$ км/год);

6 – обмеження величини питомого навантаження при польоті в неспокійній атмосфері ($M = 0,95$; $W = 5$ м/с)



Залежність відносної маси порожнього літака $\bar{m}_{\text{пуст}}$ від кута стрілоподібності та питомого навантаження на крило p :

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

4 $\chi_{\text{п.к}} = 48$;

5 – обмеження $P_{\text{пред}}^{n_y}$

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 $\bar{m}_{\text{с.у}}^{\text{II}}$ та відповідні їй розміри літака S , $S_{\text{г.о}}$, $S_{\text{в.о}}$, $d_{\text{ф}}$, $l_{\text{ф}}$,..., дані двигунів $P_{\text{оі}}$, $n_{\text{дв}}$, $c_{\text{р}}$,..., льотні характеристики $M_{\text{тах}}$, $M_{\text{крейс}}$, $N_{\text{нач}}$, $N_{\text{кон}}$,..., відносні геометричні параметри літака λ , \bar{c} , χ , η , $\lambda_{\text{ф}}$, $\lambda_{\text{г.о}}$, $\lambda_{\text{в.о}}$,..., 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_0^*

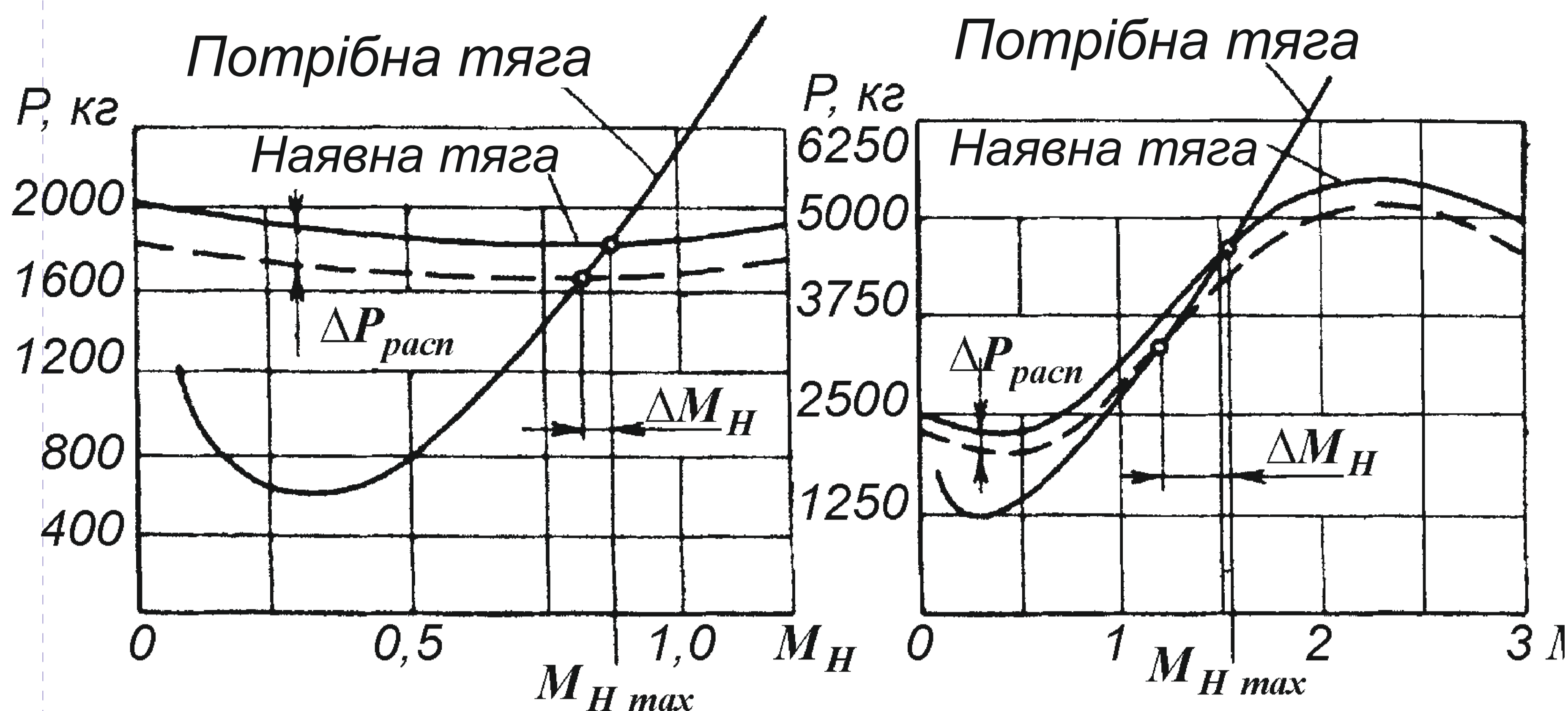
Перевірка довжини розбігу перед зльотом для літаків із ТРД, ТРДД, ТВЛД виконується за формулою

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

для літаків з ТВД

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

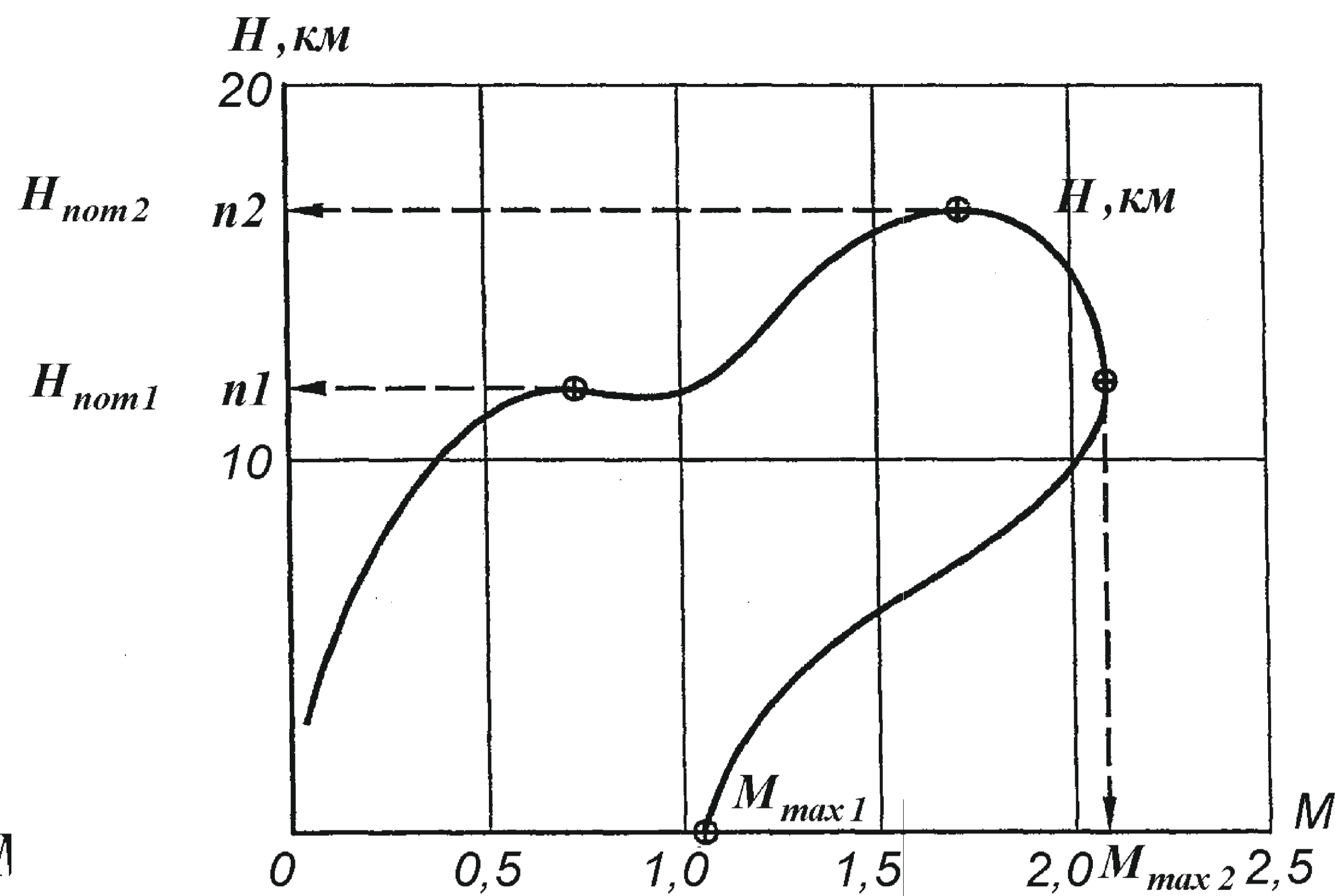
Розрахунок динаміки польота роблять для встановлення відповідності отриманих льотних характеристик літака що надані в технічному завданні



Графіки потрібних та наявних тяг:

а – при малих M_H падіння тяги $\Delta P_{расп}$ приводить до порівняно невеликому зниженню максимальної швидкості польота;

б – при великих M_H 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:

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

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

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

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

k_1 – коефіцієнт, що враховує кількість двигунів та місце їх встановлення на літаку, визначається за таблицею 6.1

Коефіцієнти k_1 Таблица 6.1.

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

k_{ϕ} – 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 таблицею 6.2

Таблица 6.2

Коефициенты $k_{вз}$

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:

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

N_{0i} – потужність одного двигуна у кВт (з паспорта);

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

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 части фюзеляжа	0,93	0,95	–	–	–
На кормовой части фюзеляжа	–	1,00	1,02	1,03	–
На крыле	–	0,95	–	1,00	1,02
Смешанное: один двигатель на корме + два двигателя на крыле	–	1,01	–	–	–

Число M польота	Повітрязабірник	Сопло	$k_{вз}$
<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

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

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

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

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

Відносна маса палива визначається сумою: $\bar{m}_T^{\text{II}} = \bar{m}_{T.н.в} + \bar{m}_{T.крейс} + \bar{m}_{T.н.з} + \bar{m}_{T.сп} + \bar{m}_{T.ост}$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$M_{крейс}$ – 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_{x0} – коефіцієнт лобового супротиву при нульовій підйомній силі;

– для висот $H \leq 11$ км $C_{ркрейс} = C_{p0} \left[1 + \left(0,27 + 0,2 y M_{крейс}^2 \right) \sqrt{M_{крейс} - 0,02 H_{ср}} \right]$

– для висот $H > 11$ км $C_{ркрейс} = C_{p0} \left[0,78 + \left(0,27 + 0,2 y M_{крейс}^2 \right) \sqrt{M_{крейс}} \right]$

Величина коефіцієнта лобового супротиву при нульовій підйомній силі: $C_{x0} = F_1 + F_2 p$

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

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

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

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

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

Відносна маса палива визначається виразом

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

Для розрахунку складових частин використовують формули:

$$\bar{m}_{Т.н.в} + \bar{m}_{Т.сн} = 0,00833 + 0,00144H + 0,000222H^2 \quad m_{Т.н.з} = 0,00447 \frac{C_{екрейс} V_{крейс} \sqrt{AC_{x0крейс}} \tau_{н.з}}{\eta_{в.крейс}}$$

$$m_{Т.крейс} = 0,00602 \frac{C_{екрейс} L_{расч} \sqrt{AC_{x0крейс}}}{\eta_{в.крейс}}$$

Розрахункову дальність польота $L_{расч}$ визначають так: $L_{расч} = L - L_{наб.сн} = L - (2,6H^2 + 24,8H - 10)$
 $C_{екрейс}$ можна определити по формуле: $C_{екрейс} = C_{e0} - 7,56 \cdot 10^{-5} V_{крейс} - 1,822 \cdot 10^{-3} H_{крейс}$

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

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

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:

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

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

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

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

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

При комбінованому режимі польоту і визначаються за формулами надзвукового польоту, а по формулі $\bar{m}_{Т.крейс}$

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

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: $\bar{m}_T = \bar{m}_{Т.н.в} + \bar{m}_{Т.сн} + \bar{m}_{Т.н.з} + \bar{m}_{Т.крейс} + \bar{m}_{Т.ост}$

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

$$\bar{m}_{Т.сн} = 0,003H_{кон} (1 - 0,003y)(1 - 0,023H_{кон})$$

$$\bar{m}_{Т.крейс} = 1 - \exp \left[- \frac{(L - 40H_{сп}) C'_{ркрейс} \sqrt{A'(F'_1 + F'_2 P)}}{1,8a'_H M'_{крейс}} \right]$$

$$\bar{m}_{Т.н.з} = 0,95 C_{ркрейс.дз} \sqrt{A(F_{1d} + F_{2d}P)}$$

$$\bar{m}_{Т.ост} = 0,006$$

Якщо $C'_{ркрейс}$ відсутнє, то є паспортне витрачання палива для стартових умов C_{p0} , то можна визначити $C'_{ркрейс}$ 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: $C_p = C_{p0} \left[0,78 + (0,27 + 0,0005\pi_k^{*2} M_{крейс}^2) \sqrt{M_{крейс}} \right]$

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 $n_{пас} \geq 100$:

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

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

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

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

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

За рекомендаціями В. М. Шейніна для літаків зі злетною масою $50000 \leq m_0 \leq 100000$ кг та кількістю пасажирів $100 \leq n_{пас} \leq$ 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:

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

В. Маса обладнання та спорядження ракетносіїв та важких надзвукових літаків

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

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

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

$m_l = 105$ 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 радіообладнання;

Г. Маса обладнання літаків типу винищувачів та штурмовиків

Маса обладнання літаків типу винищувачів та штурмовиків розраховують за формулою:

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

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

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

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.

Злітна маса літака в третьому наближенні визначають рівнянням:

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

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 $\rho_{опт}$, 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_T^{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 літака:

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

$$b_0^{III} = b_k^{III} \eta^{II} \text{ – коренева хорда крила, м; } S_{2.0}^{III} = \bar{S}_{2.0} S^{III} \text{ – площа горизонтального оперення, м}^2;$$

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

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

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 $F_{\phi.ом}$:

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

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 (ℓ_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_0 та λ_ϕ трохи зменшується зі зростанням d_ϕ при $\ell_\phi = \text{const}$.

Маса фюзеляжу значно залежить від його довжини та діаметра, від загальних компоувальних особливостей літака. Тому при компоуванні 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 безхвостого 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	$m_0 \leq 7 \cdot 10^3 \text{ кг}$	$m_0 < 10^5 \text{ кг}$
Стабілізатор та кіль		
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 $\bar{m}_{оп}$. Т-подібне оперення значно важче оперення з низькорозташованим ГО (на 50 ... 60%) при інших незмінних параметрах ($S_{e.o}$, $S_{e.o}$, p та ін), так як вертикальне оперення довантажується силами та моментами від горизонтального оперення.

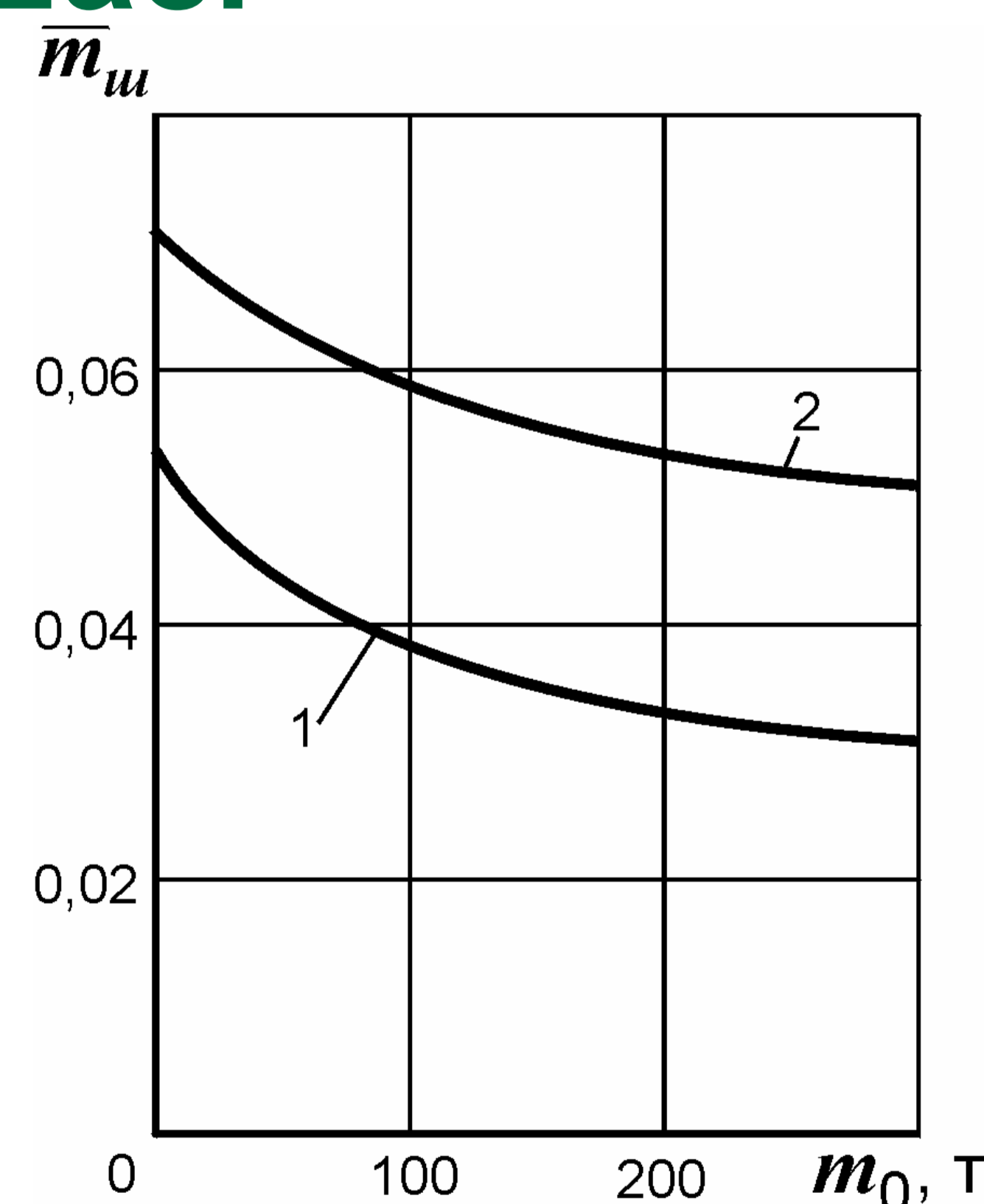
Распределение массы оперения между элементами (%)

Відносна маса шасі

Елементи	Главные стойки		Носовая стойка
	С двумя колесами	Четырехколесная тележка	
Колеса	55...60	45...50	20...25
Амортизационные стойки со шлицшарнирами	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 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 оплавленням (без зменшення міцності у місці зварювання та практично без шва); уникати важливої схеми шасі з роздільними стійками та амортизаторами; - застосовувати титанові болти в шарнірах та з'єднаннях; зменшувати кількість деталей, їх розміри, поєднувати їх функції.



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

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

Приріст відносної маси палива + $\Delta \bar{m}_{T.крейс}$ порівняно з режимом $(V, C_y) = const$ (сходінки 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), $\Delta \bar{m}_i = \left[\left(\frac{m_{теор}}{m_{факт}} - 1 \right) m_{факт} \right] 100\%$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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:

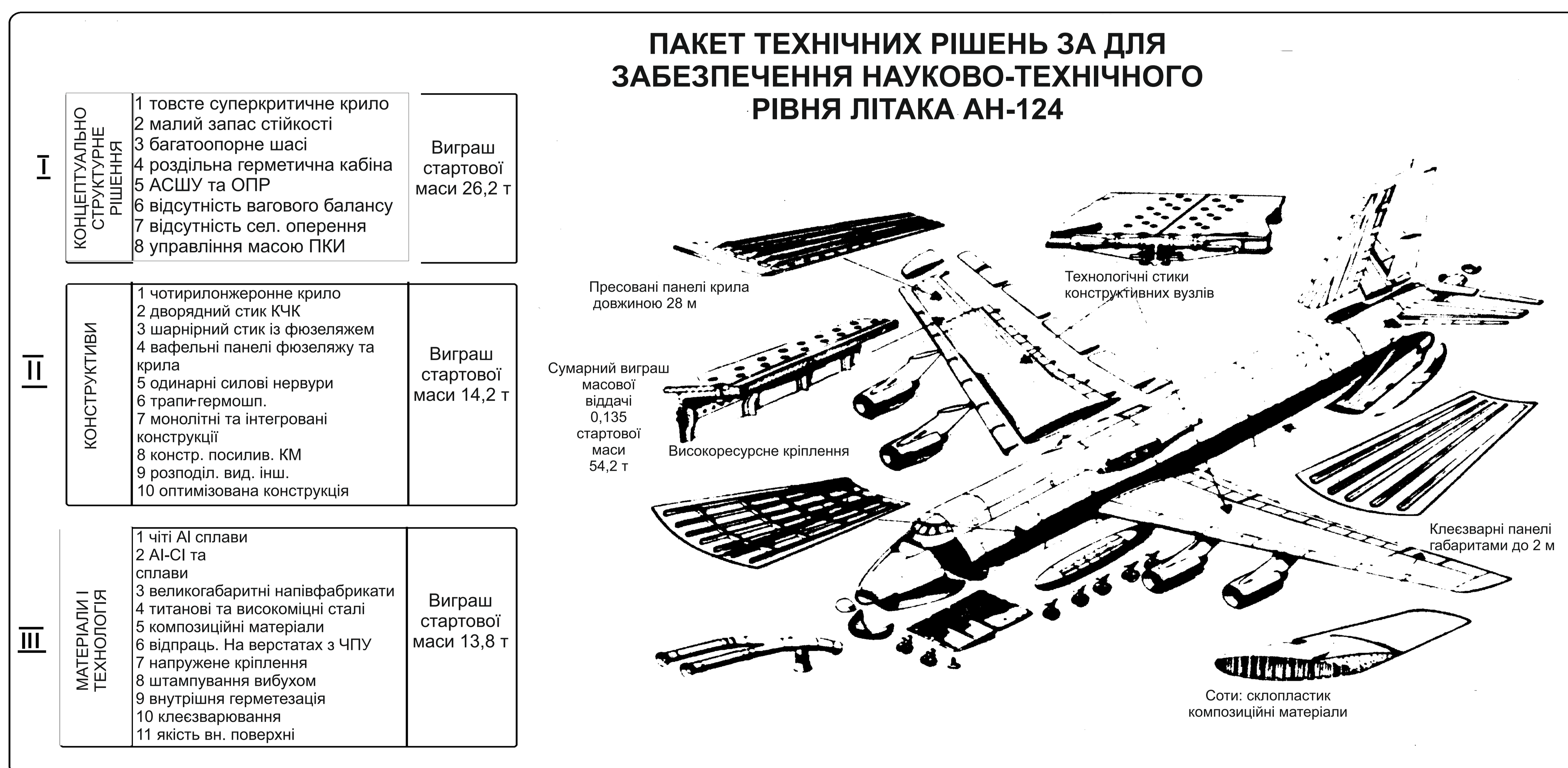
$$\bar{m}_{\phi} = 0,005 \sqrt[3]{m_0} + \frac{0,2}{\sqrt[3]{m_0}} + 0,03$$

№ 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

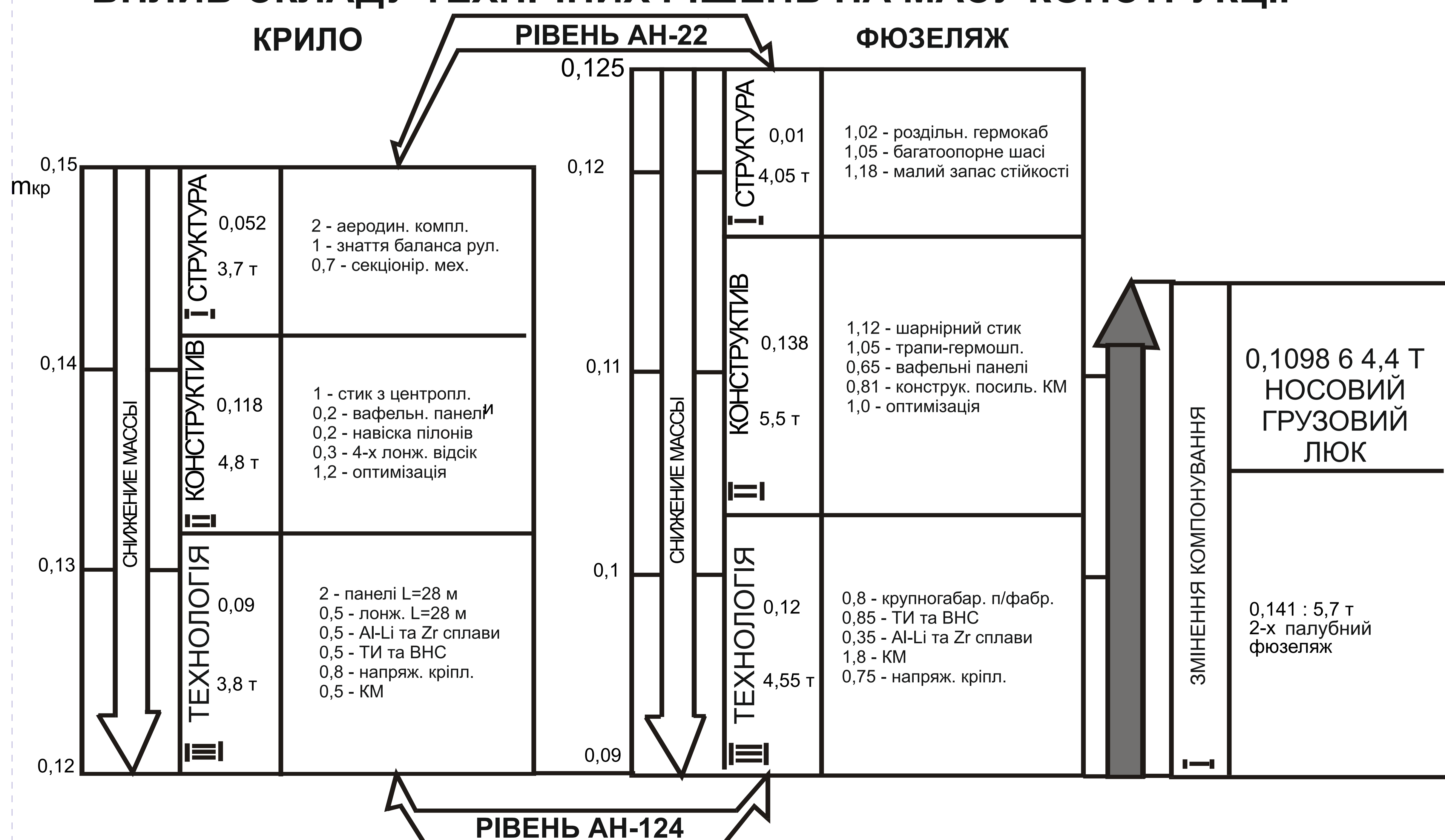
Сутність процесу вагового проектування полягає в оптимізації злітної маси літака та його конструкції на стадії визначення зовнішніх характеристик та мінімізації маси частин літака та агрегатів при розробці силових схем та конструкцій, а також систем обладнання та силових установок базових літаків та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