

Під параметрами системи (літака) розуміються незалежні змінні та їх числові значення.

Характеристики - це змінні та їх числові значення, які залежать від значень параметрів, а також від значень параметрів та самих характеристик. Абсолютні основні параметри літака в процесі проектування: злітна маса m_0 , кг площа крила S , м²; сумарна стартова тяга двигунів P_0 , даН, або стартова потужність силової установки N_0 , кВт.

Найчастіше, особливо у початковій стадії проектування, зручніше скористатися відносними основними параметрами літака: питомим навантаженням на крило $p = mg/10S$, даН/м² - ваговим параметром; тягоозброєність, або енергоозброєність $t = 10P/mg$, даН/даН, $t = 10N/mg$. кВт/даН - енергетичним параметром, коефіцієнтом лобового опору $C_x = f(\lambda, \bar{c}, f, \dots)$, коефіцієнтом підйомної $C_y = \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots)$ чи геометричними параметрами.

ФОРМУЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРИЧНОЇ МОДЕЛІ ЛІТАКА ЯК ОБ'ЄКТУ АВТОМАТИЗОВАНОГО ПРОЕКТУВАННЯ

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

m_0 - злітна маса літака; $m_{ек}$ - абсолютна маса екіпажу; $m_{об}$ - абсолютна маса обладнання та спорядження; $m^{ком}$ - абсолютна маса комерційного навантаження, а військових літаків маса бойового навантаження; $\bar{m}_{кон}$ - відносна маса конструкції; $\bar{m}_{с.у}$ - відносна маса силової установки; \bar{m}_T - відносна маса палива.

Відносні маси можна як характеристики більш детальних параметрів (нижчого рівня), зокрема і p питомої навантаження на крило, t_0 - стартової тяговооруженості, C_x , C_y - аеродинамічних коефіцієнтів.

$$\left. \begin{aligned} \bar{m}_к &= f_1(p, n^P, \lambda, \bar{c}, \chi, \dots), \\ \bar{m}_{с.у} &= f_2(p, C_x, t_0, \gamma_{дв}, \dots), \\ \bar{m}_T &= f_3(p, C_x, C_y, C_p, L, \dots). \end{aligned} \right\} \begin{aligned} C_x &= \varphi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots, \lambda_\phi, \dots), \\ C_y &= \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots, \delta_3^0, \dots). \end{aligned}$$

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ САМОЛІТА НА ВЕЛИЧИНУ ШВИДКОСТІ ПОЛЬОТУ

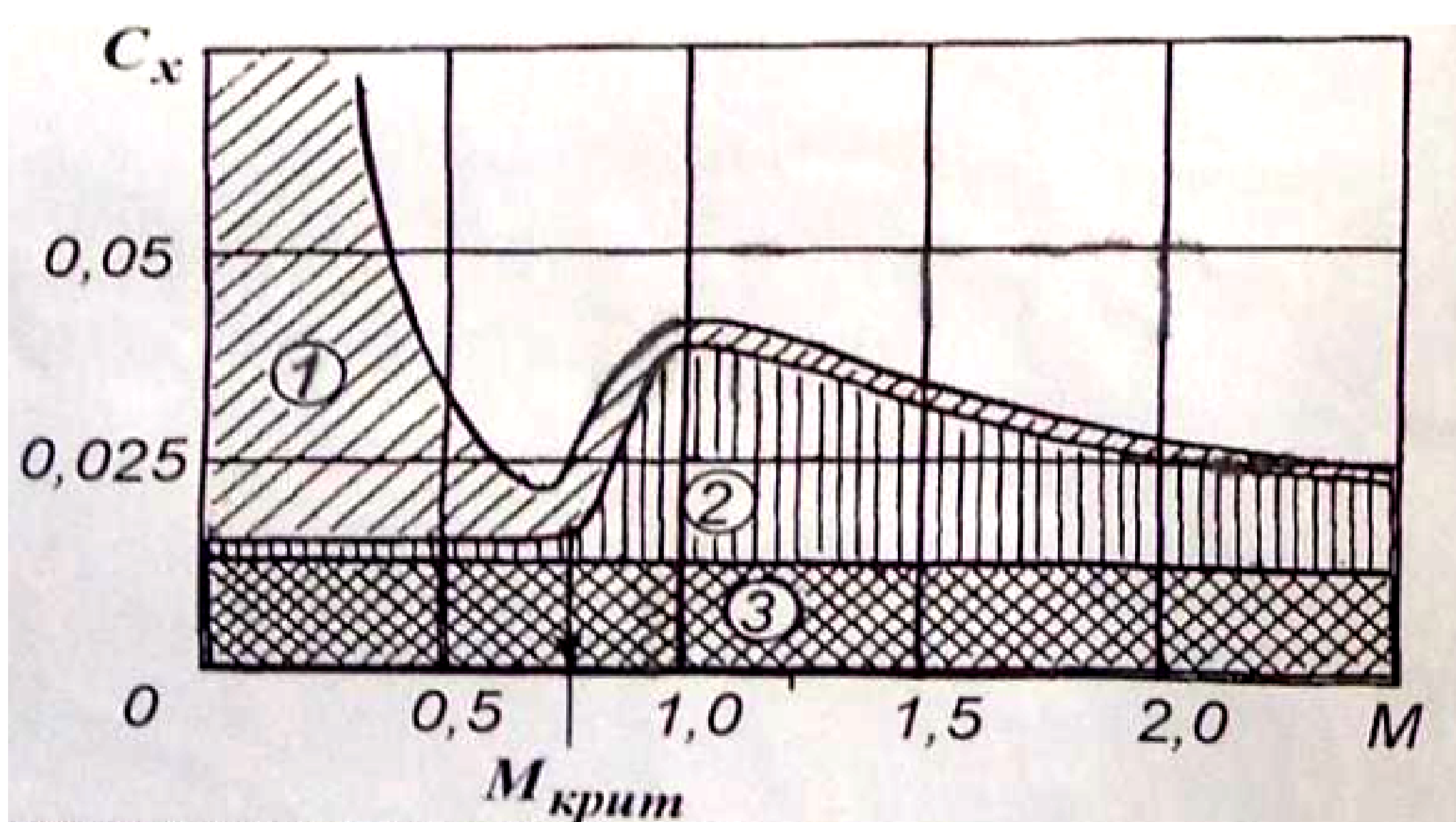
У горизонтальному польоті літака, що встановився, справедливе рівняння: $P_{потр} = P_{расп}$ - необхідна тяга для забезпечення польоту з заданим числом $M = V/a_n$, $P_{расп} = \xi_v \xi_H \xi_{в.з} \xi_{др} \xi_\phi P_0 = \xi P_0$ тяга літака, яка може бути використана для досягнення, польоту із заданою швидкістю.

$$C_x = C_{xкр} + C_{xon} \frac{S_{он}}{S} + C_{x\phi} \frac{S_{м\phi}}{S} + C_{xмг} \frac{S_{мг}}{S} + C_{xi} = C_{xкр} \left(1 + \frac{C_{xon} S_{он}}{C_{xкр} S} \right) + C_{x\phi} \frac{\Sigma S_M}{S} + AC_y^2$$

$$1 + \frac{C_{xon} S_{он}}{C_{xкр} S} = k_{он}; \quad \frac{\Sigma S_M}{S} = \frac{\Sigma S_M}{m_0 g} = \frac{p}{10 \cdot p} = \frac{p}{10 \Sigma S_M} \quad \frac{m_0 g}{10} = 0,7 p_H M^2 C_y S; \quad C_y = \frac{m_0 g}{0,7 p_H M^2 \cdot 10 S} = \frac{p}{q}$$

$$C_x = k_{он} C_{xкр} + C_{x\phi} \frac{p}{k_{мид}} + A \frac{p^2}{q^2} \quad F_1 = k_{он} C_{xкр}; \quad F_2 = C_{x\phi} / k_{мид}; \quad F_3 = A / q^2 \quad C_x = F_1 + F_2 p + F_3 p^2$$

Характер зміни складових частин коефіцієнта повного опору літака в залежності від числа для середніх висот ($H=10000$ м, $p=250$ даН/м², $\lambda=3,2$);



- 1 - індуктивний опір, який залежить від розмаху крила;
- 2 - опір форми та хвильовий опір;
- 3 - опір тертя

ζ_v - коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна в залежності від швидкості польоту;

ζ_H - коефіцієнт, що враховує зміну тяги двигуна в залежності від висоти польоту;

$\zeta_{в.з}$ - коефіцієнт, який враховує втрати тяги двигуна в залежності від втрат швидкісного напору в повітрозабірниках і повітряних каналах;

$\zeta_{др}$ - коефіцієнт дроселювання, що враховує режим роботи двигуна;

ζ_ϕ - коефіцієнт, який враховує зміну тяги двигуна залежно від рівня форсування.

Зі зміною t_0 буде змінюватися і число M . Зміна числа M , у свою чергу, викличе зміну коефіцієнтів, ϕ , C_{xiz} (у надзвуковому діапазоні швидкостей польоту), так як ці коефіцієнти є функціями числа M .

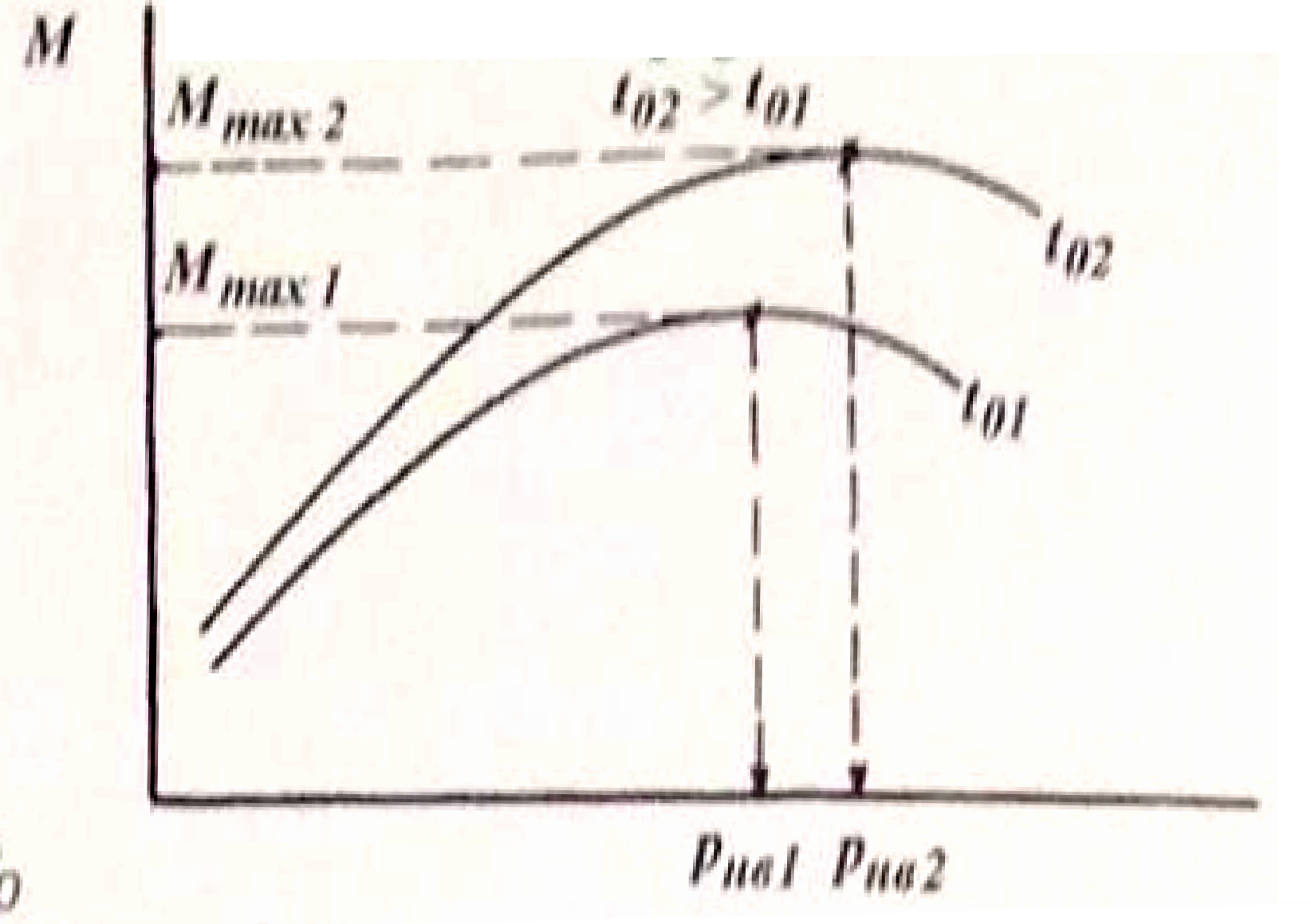
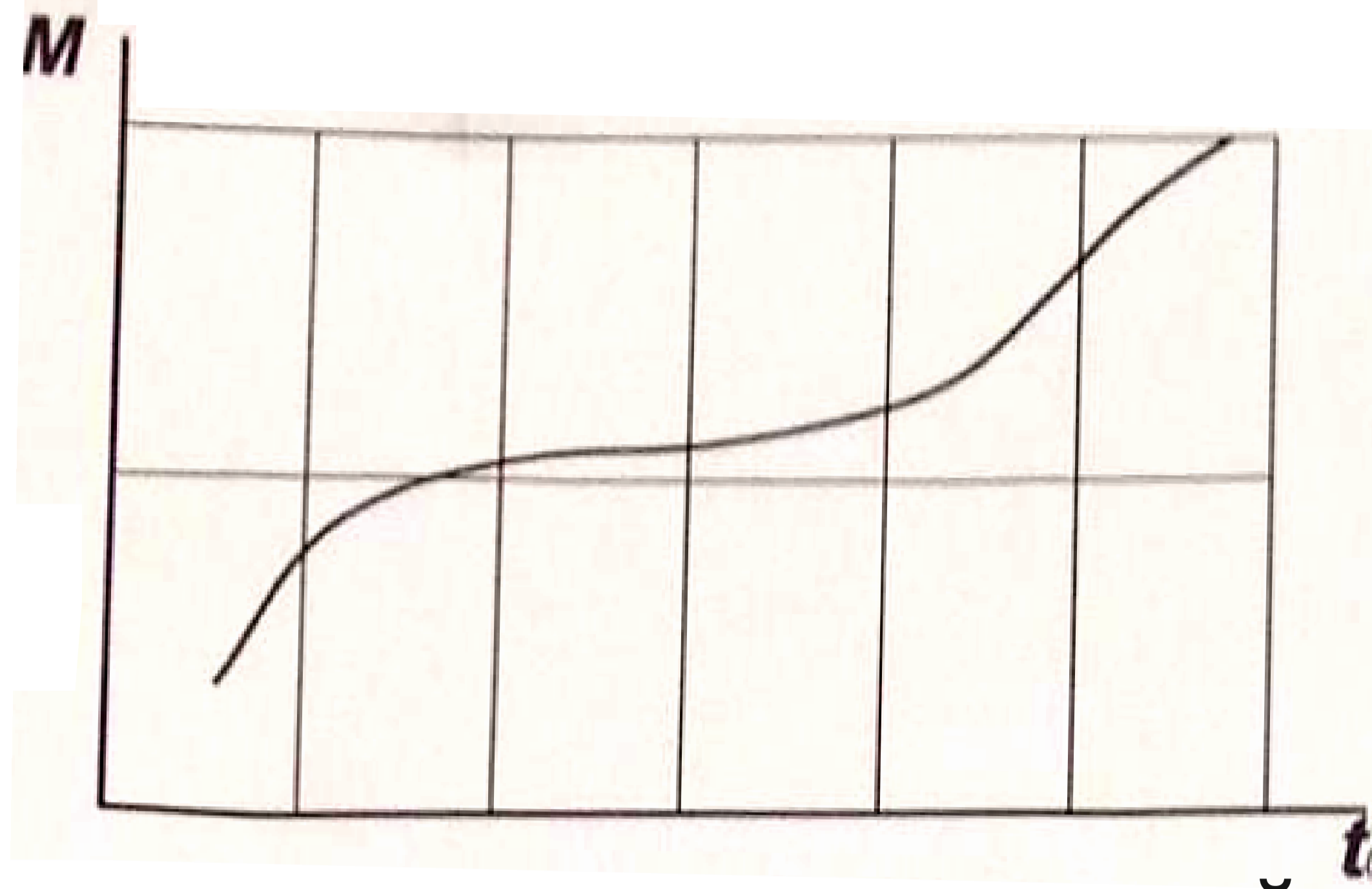
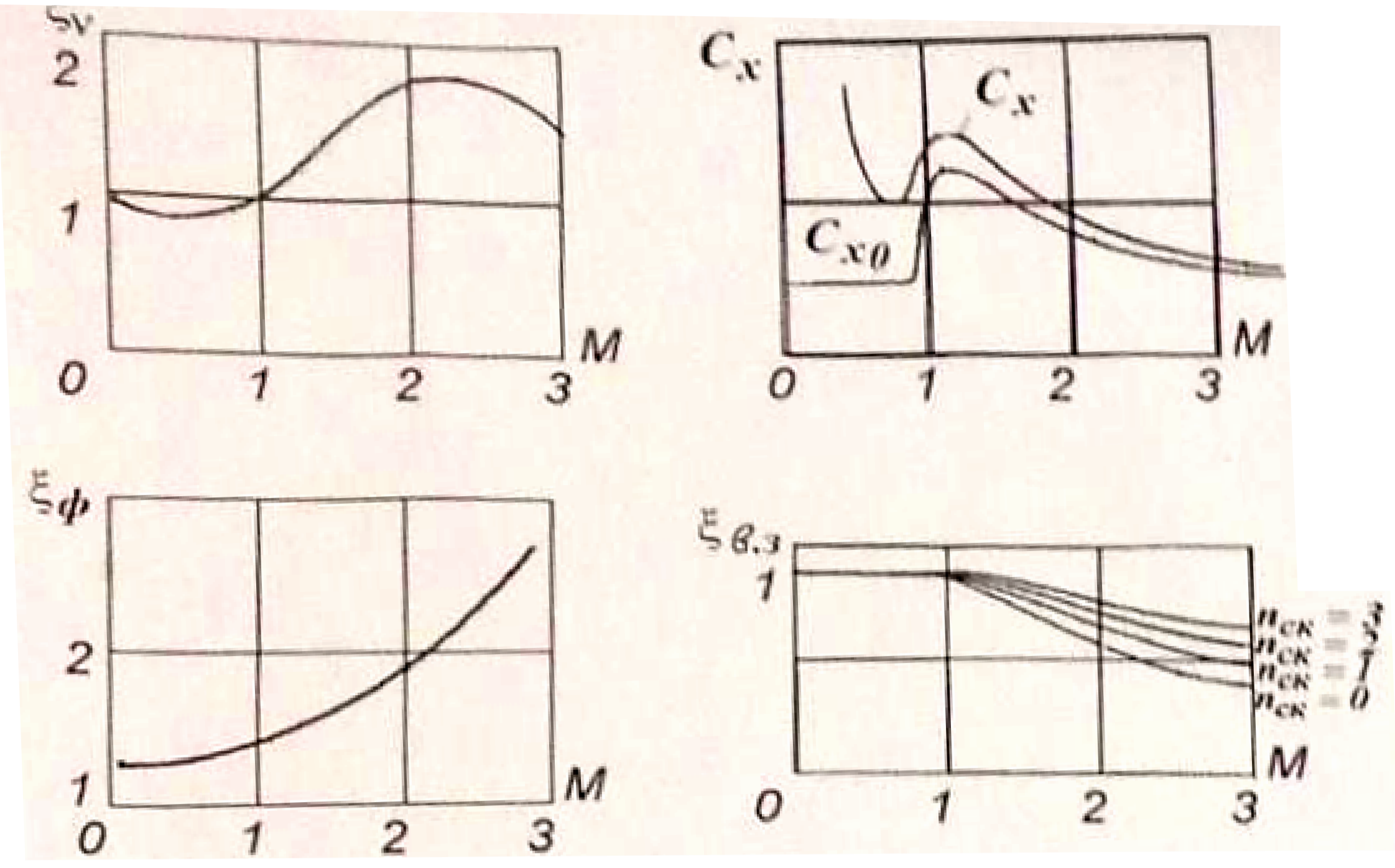
$$M = \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 p_H C_x}} = \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 p_H (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}}$$

$$t_0 = \frac{0,7 p_H M^2 C_x}{\xi_v \xi_H \xi_{др} \xi_{в.з} \xi_\phi P} = \frac{0,7 p_H M^2 (F_1 + F_2 p + F_3 p^2)}{\xi_v \xi_H \xi_{др} \xi_{в.з} \xi_\phi P}$$

Залежність коефіцієнтів від числа М польоту

Вплив стартової тягоозброєності на число М польоту

Залежність чисел М польота від питомого навантаження на крило при різних значеннях стартової тягоозброєності



ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ДАЛЬНІСТЬ ЙОГО ПОЛЬОТА

Впродовж польота відбувається вироблення палива $C_p \cdot P_{H,V} \cdot dL/V$, що призводить до зменшення його польотної ваги $-d(mg)$

$$-d(mg) = C_p P \frac{dL}{V}$$

- m – польотна маса літака, кг;
- g - прискорення вільного падіння, м/с²;
- C_p - питома витрата палива на режимі крейсерського польоту, кг/даН·год;
- P – тяга двигуна на крейсерському режимі польоту, даН;
- dL - відрізок шляху, у якому відбувається зменшення ваги -d(mg);
- V - швидкість польоту, км/год.

$$P = \frac{mg}{K} \quad L = + \int_{m_{кон}}^{m_{нач}} \frac{3,6 Ka_H M}{C_p} \frac{dm}{m} \quad \text{Можна прийняти} \quad \frac{Ka_H M}{C_p} = const$$

При фіксованій величині відносного запасу палива дальність польоту літака визначатиметься величиною параметра KM/C_p . Цей параметр у літературі має назву параметра крейсерської ефективності літака (ПКЕ).

$$L = \frac{3,6a_H KM}{C_p} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T,K}} = \frac{3,6a_H}{C_p} \frac{C_y}{C_x^{1,5}} \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 P_H}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T,K}}$$

Залежність ПКЕ=KM/C_p від числа М польота

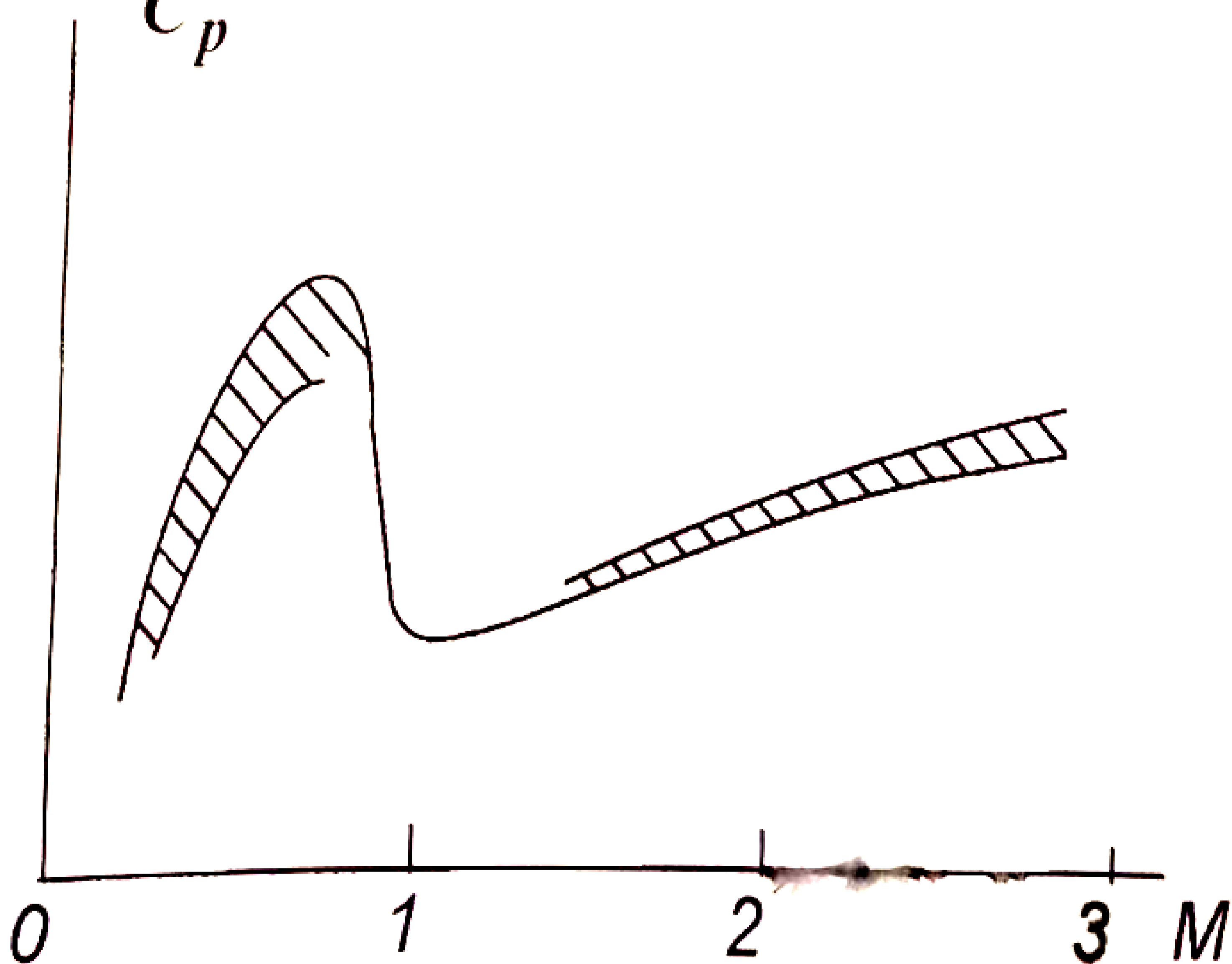
Найбільша дальність польоту буде визначена величиною $\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max}$

$$ПКЭ = \frac{KM}{C_p}$$

$$\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max} = \frac{0,385}{C_{x0} \sqrt{A}}$$

$$A = \frac{k_2(1 + \bar{S}_{\phi_2})}{k_1 \pi \lambda} \quad C_{x0} = F_1 + F_2 p$$

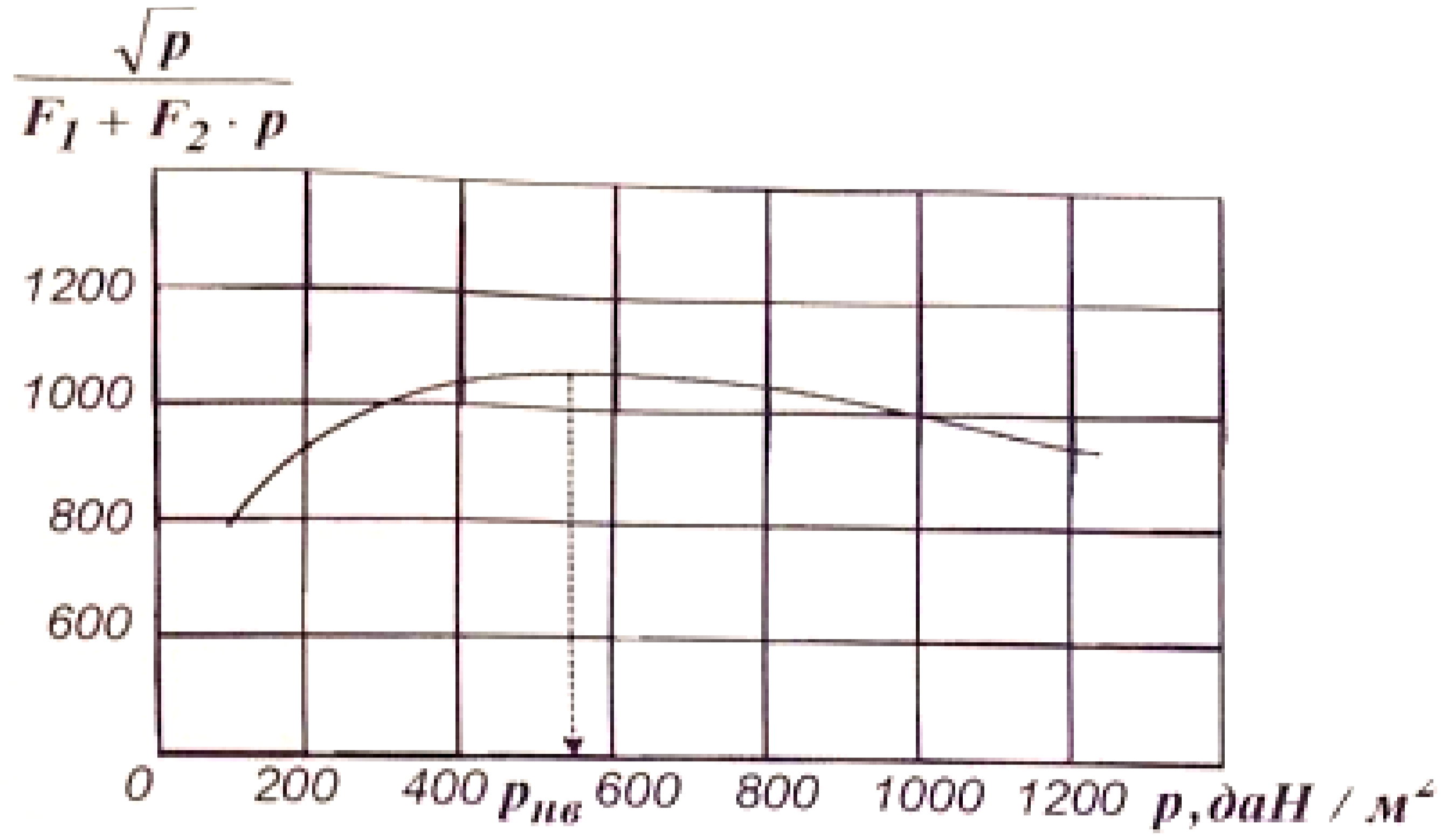
$$F_1 = k_{on} C_{xкр}; \quad F_2 = C_{x\phi} / k_{мид};$$



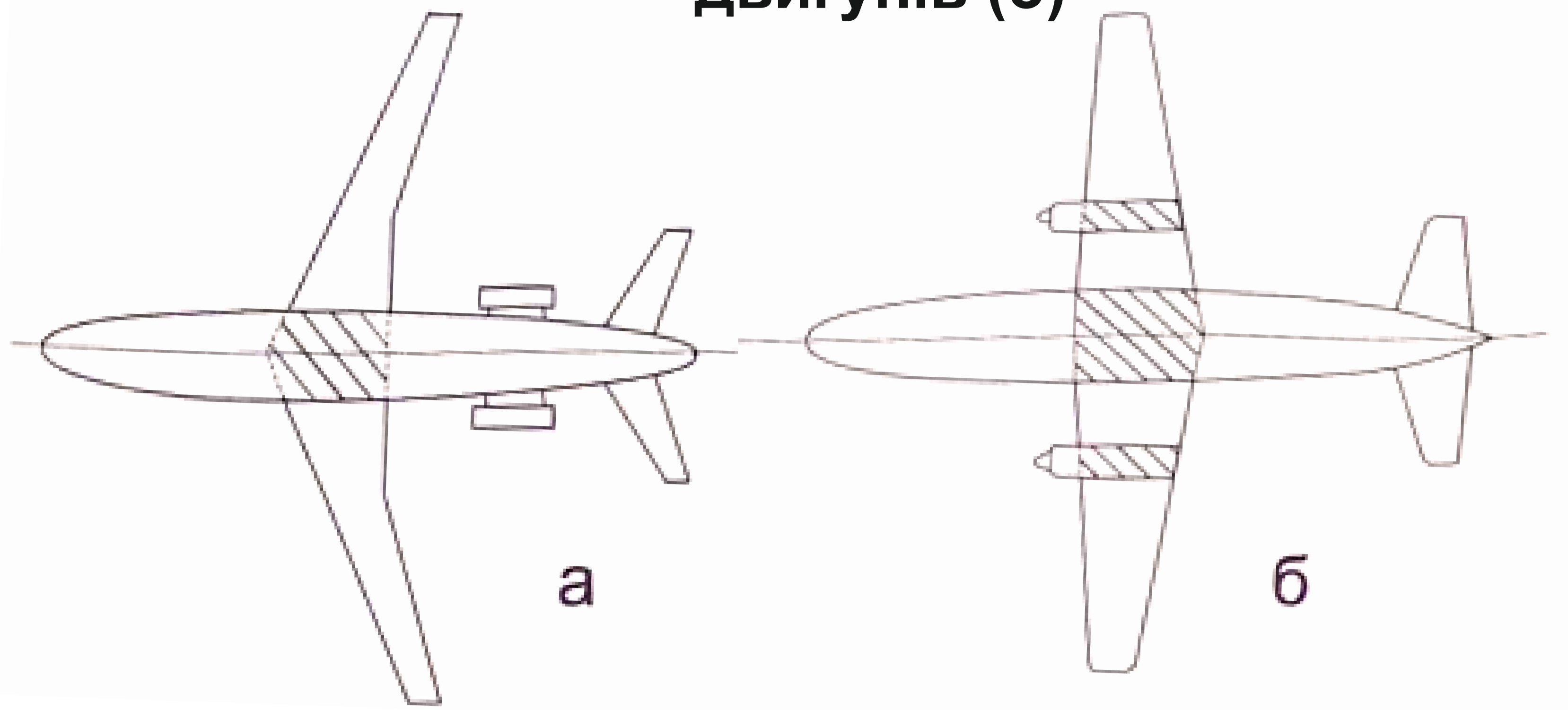
$$L_{max} = \frac{2,94a_H}{C_p} \frac{\sqrt{P}}{F_1 + F_2 p} \sqrt{\frac{\xi t_0 k_1 \lambda}{k_2(1 + \bar{S}_{\phi_2})}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T,K}}$$

- k₁ - коефіцієнт, що враховує вплив стріловидності крила на його ефективне подовження;
- k₂ - коефіцієнт, що враховує величину відносного подовження крила на його ефективне подовження;
- \bar{S}_{ϕ_r} - відносна площа крила, зайнята фюзеляжем та гондолами двигунів

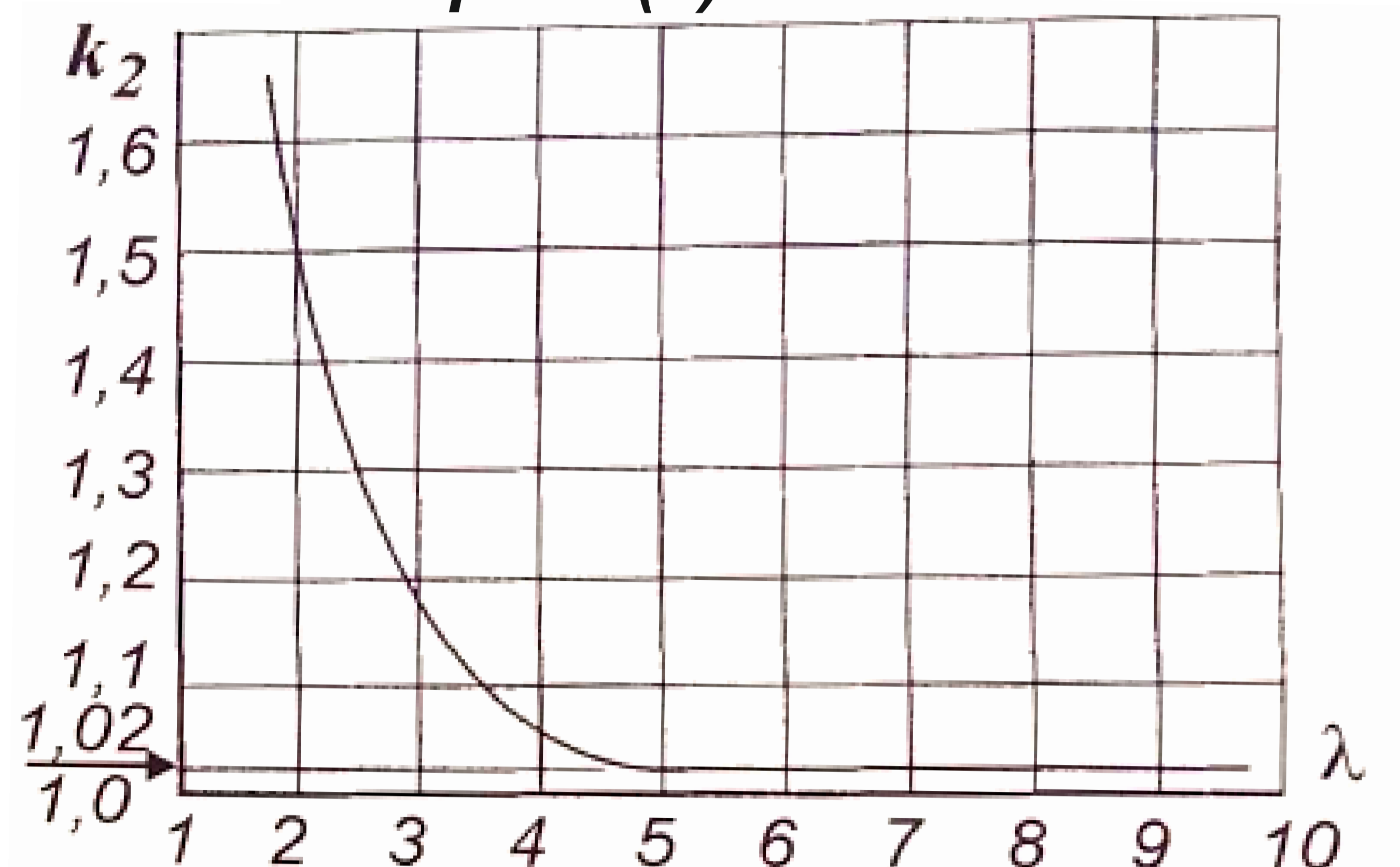
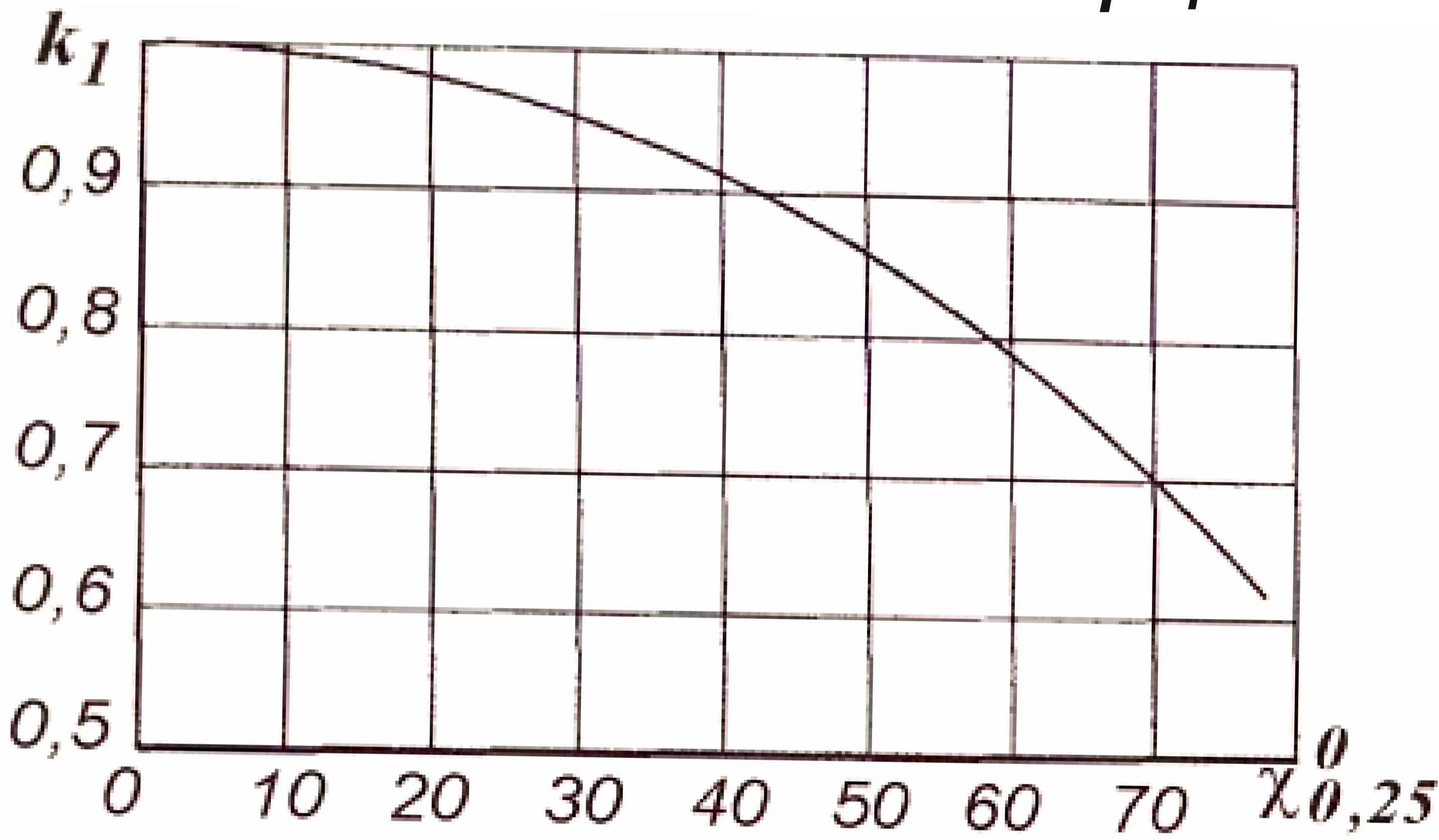
Залежність функції $\sqrt{p}/(F_1 + F_2 p)$ від питомого навантаження на крило, що визначає залежність для дозвукових літаків



До визначення площі крила, що зайнята фюзеляжем (а), та площі крила, що зайнята фюзеляжем й гондолами двигунів (б)



Залежність коефіцієнта k_1 від кута стрілоподібності крила по 1/4 хорд (а).
Залежність коефіцієнта k_2 від подовження крила (б)



ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ВИСОТУ ПОЛЬОТА

В горизонтальному польоті, що встановився, є вираз:

$$K = \frac{m_0 g}{P_{H,V}}$$

де $P_{H,V}$ - тяга двигуна на розрахунковій висоті та швидкості польоту. Її можна записати через стартову тягу: $P_{H,V} = \xi_v \xi_H \xi_{\omega} \xi_{\rho} \xi_{\phi} \cdot P_0$

Висота польоту, зокрема й максимальна стеля, визначається достатністю тяги двигунів. Чим більша тяга двигунів буде в розпорядженні літака, тим на більшій висоті він зможе виконувати горизонтальний політ, що встановився.

Вплив висоти польоту на тягу двигунів враховує коефіцієнт $\xi_H = \frac{P_H}{P_0}$.
При висоті польоту більш за 11 км для реактивних двигунів справедливе таке співвідношення:

$$\xi_H = \frac{P_H}{P_0} = const \cdot p_H; \quad p_H = \frac{const}{\xi_v \xi_{\omega} \xi_{\rho} \xi_{\phi} \cdot t_0 \cdot K}; \quad K_{max} \frac{0,5}{\sqrt{AC_{x0}}}; \quad (p_H)_{min} = \frac{const \sqrt{AC_{x0}}}{\xi_v \xi_{\omega} \xi_{\rho} \xi_{\phi} \cdot t_0}$$

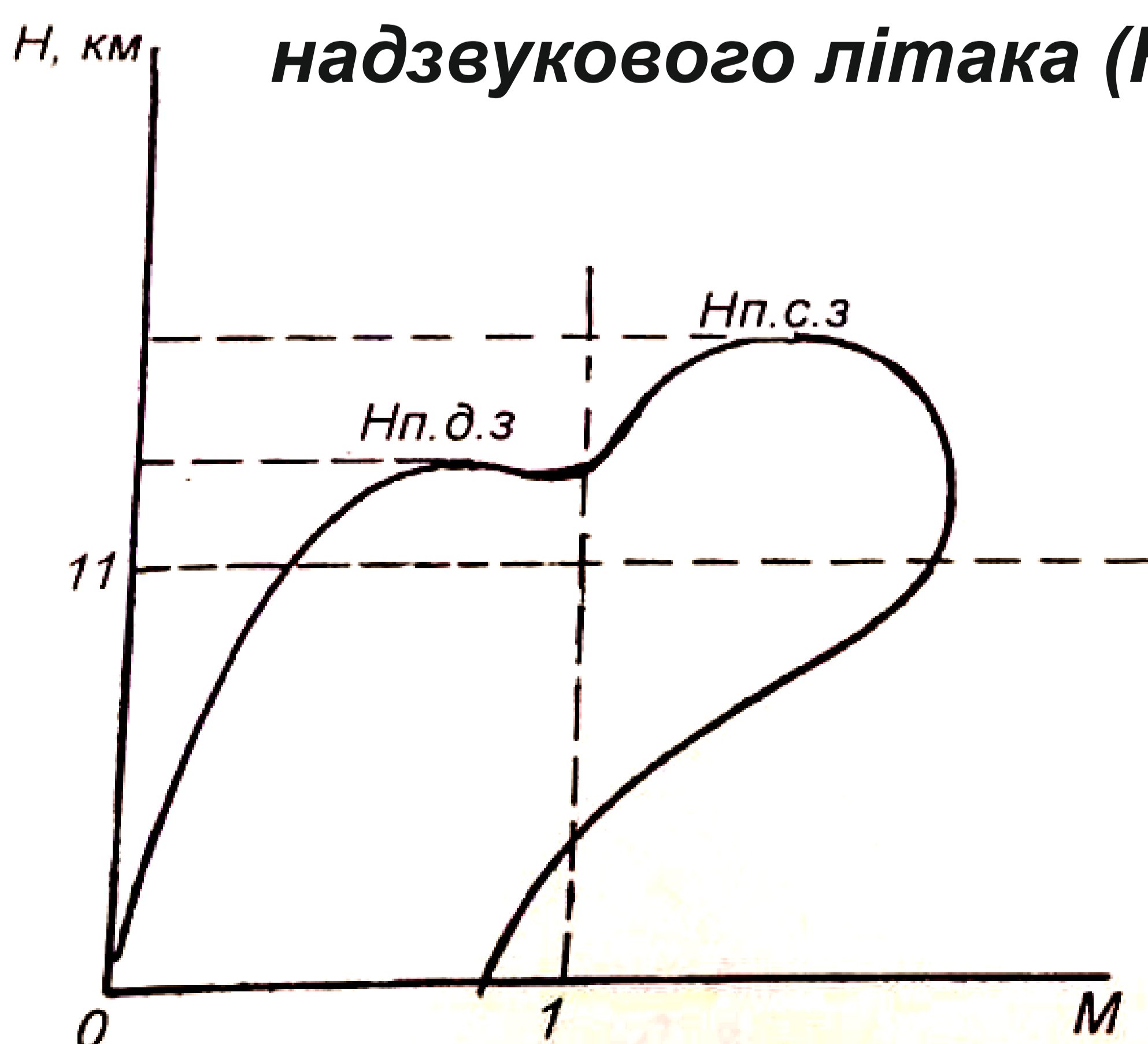
Для дозвукових швидкостей польота на максимальній висоті (на стелі),

$$A = \frac{k_2(1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \pi \lambda}; \quad C_{x0} = F_1 + F_2 p$$

Для надзвукових швидкостей польота на максимальній висоті (на стелі)

$$A \approx \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4}; \quad C_{x0} = F'_1 + F'_2 p$$

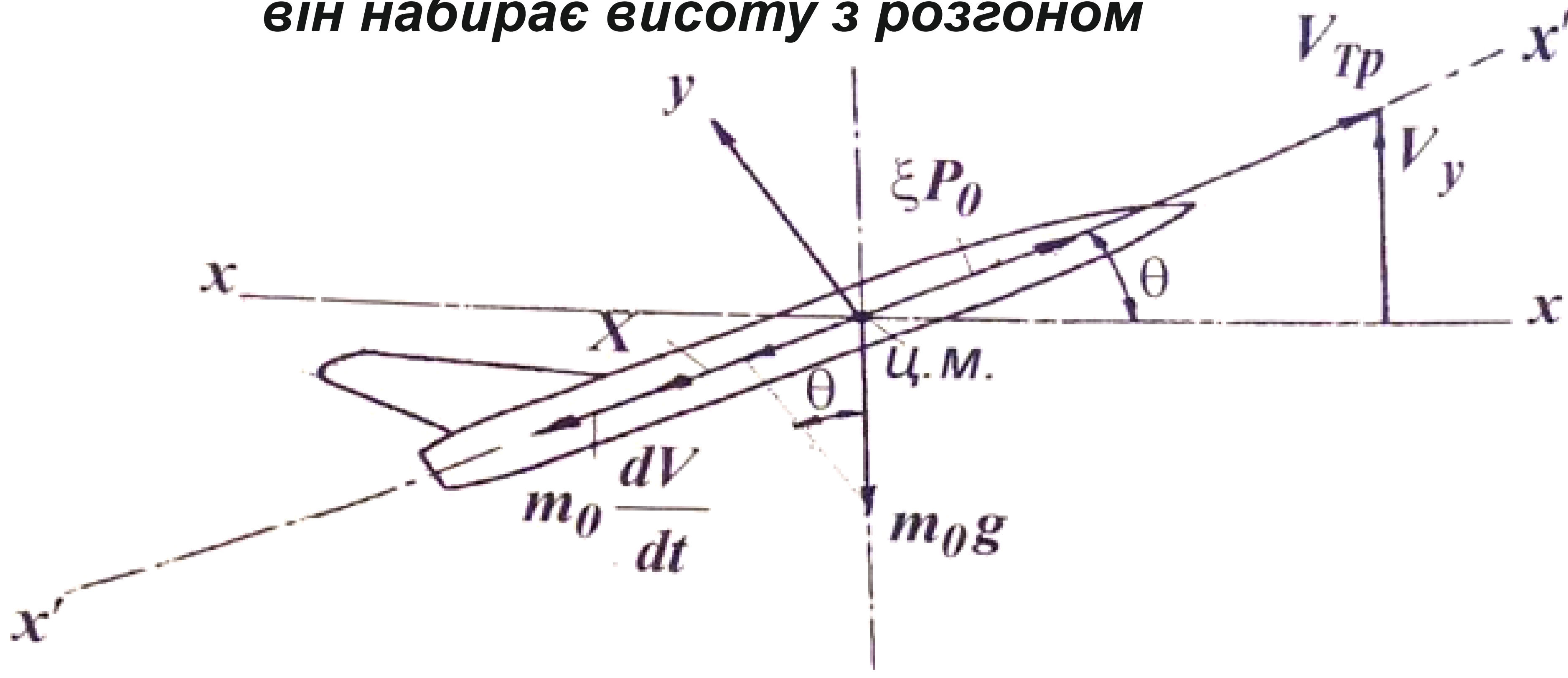
Типова діаграма «швидкість-висота» для надзвукового літака (H-M)



$$M < 1 \quad (p_H)_{min} = \frac{6450 \sqrt{\frac{k_2(1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \lambda} (F_1 + F_2 p)}}{\xi_v \xi_{\omega} \xi_{\rho} \cdot t_0}$$

$$M > 1 \quad (p_H)_{min} = \frac{4550 \sqrt{\sqrt{M^2 - 1} (F'_1 + F'_2 \cdot p)}}{\xi_v \xi_{\omega} \xi_{\rho} \cdot t_0}$$

3П *Схема сил, що діють на літак коли він набирає висоту з розгоном*



$$\xi P_0 = X + m_0 g \sin \Theta + m_0 \frac{dV}{dt}$$

$$\frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{V_y}{V_{mp}} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}$$

Якщо швидкість польоту літака за траєкторією постійна $V_{tr} = \text{const}$, тоді $dV/dt = 0$ і рівняння можна виразити таким чином:

$$V_y = V_{mp} \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g}$$

Найбільша швидкість може бути досягнута на самому вигідному режимі польоту. Попередні дослідження і практика експлуатація літаків показують, що для цього режиму характерні такі співвідношення:

$$V_{tr.нв} = a_H \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 \rho_H C_{x_{нв}}}}; \quad 1,33 C_{x_0} \leq C_{x_{нв}} \leq 1,5 C_{x_0}; \quad \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{2}{3} \frac{\xi P_0}{m_0 g} = \frac{2}{3} \xi t_0$$

Зазвичай, V_{max} надається біля поверхні землі:

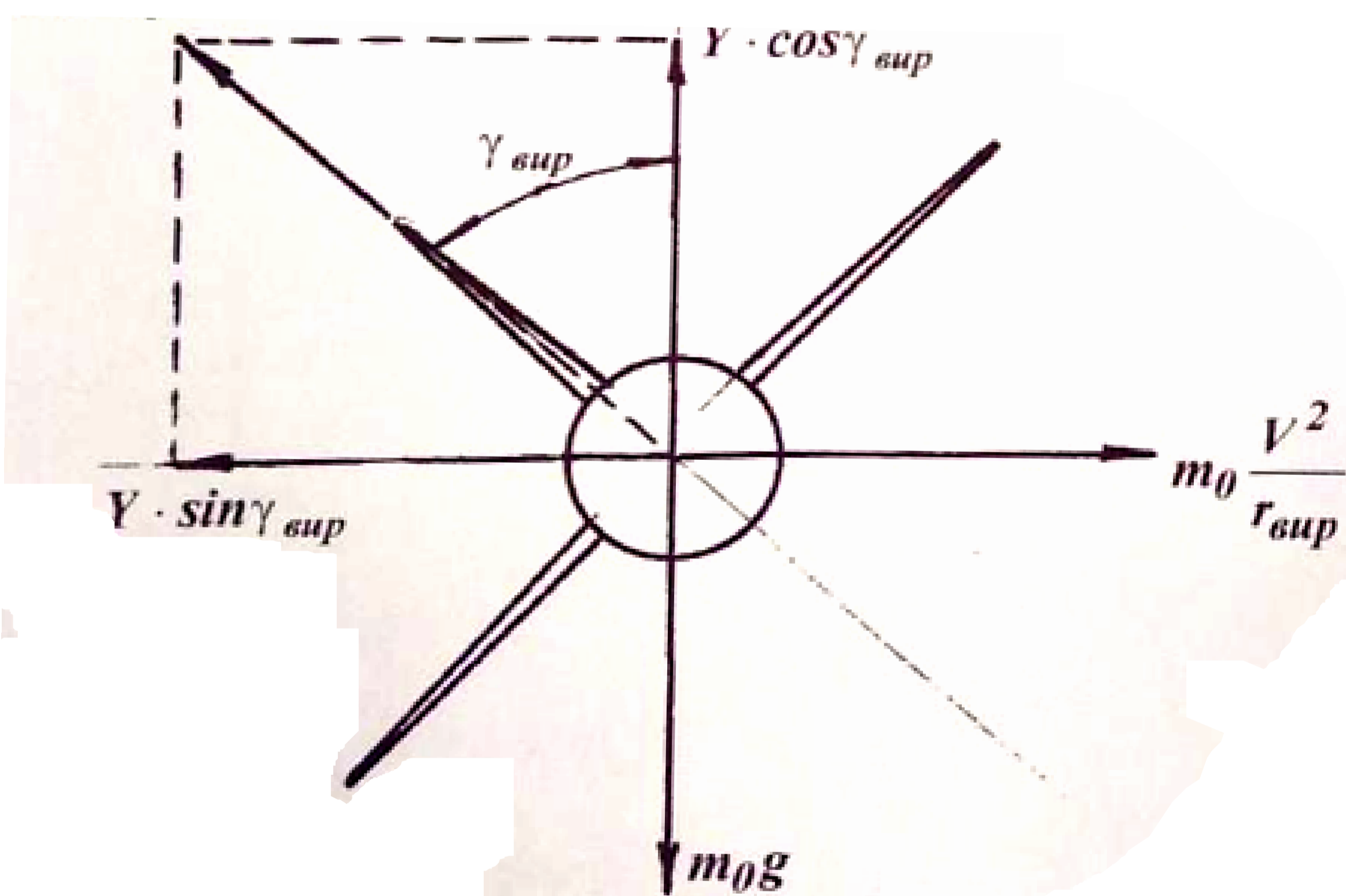
$$V_{y \max} = \frac{0,67 a_H}{\sqrt{\rho_H}} \sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 P}{F_1 + F_2 \cdot P}}; \quad (V_{y H=0})_{\max} = 2,26 \sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 P}{F_1 + F_2 \cdot P}}$$

Збільшення ρ підвищення V_y доцільно лише до того часу, поки збільшується траєкторна швидкість польоту V_{tr} .

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ЙОГО МАМЕРЕНІСТЬ

Маневреність характеризується одночасно декількома показниками, найважливішими з яких є: мінімальний радіус віражу r_{min} , здатність до швидкого розгону $(V_y)_{max}$ та польоту на надвеликих кутах атаки α_{max} .

Схема сил, які діють на літак, який виконує правильний віраж



$$Y \cdot \sin \gamma_{vir} = m_0 \frac{V^2}{r_{vir}}$$

$$\frac{\rho_H V^2}{2} C_{y_{vir}} \cdot S \cdot \sin \gamma_{vir} = m_0 \frac{V^2}{r_{vir}}$$

$$n_y = \frac{Y}{m_0 g} = \frac{Y}{Y \cdot \cos \gamma_{vir}} = \frac{1}{\cos \gamma_{vir}}$$

$$\sin \gamma_{vir} = \frac{\sqrt{n_y^2 - 1}}{n_y} \quad r_{vir} = \frac{1}{g \rho_H C_{y_{vir}} \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

| | | | | | | | | |
|--------------------------|-----|------|------|-------|------|-------|-------|-------|
| n_y | 1,1 | 1,4 | 2,0 | 2,5 | 3,0 | 3,5 | 4,0 | 4,5 |
| $n_y / \sqrt{n_y^2 - 1}$ | 2,4 | 1,43 | 1,28 | 1,155 | 1,06 | 1,043 | 1,033 | 1,026 |

Для досягнення малого радіуса віража збільшувати перевантаження більше 3 одиниць не має сенсу.

$$V_{mp} \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad V_y^* = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad V_y^* = V_{mp} \left(\frac{\xi P_0}{m_0 g} - \frac{0,7 \rho_H M^2 C_x \cdot S}{m_0 g} \right)$$

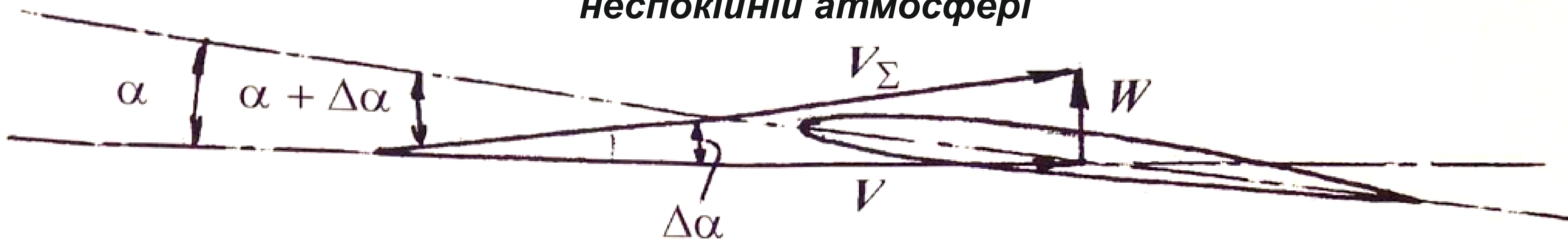
$$V_y^* = V_{mp} \left(\xi t_0 - q \frac{C_x}{p} \right) \quad V_y^* = \frac{V_{mp}}{(1 - \bar{m}_{T.разг})} \left(\xi t_0 - q \frac{C_x}{p} \right)$$

Для забезпечення швидкого розгону треба мати більшу питому надлишкову потужність V_y . Більша V_y при фіксованій величині V_{mp} досягається достатньою величиною тягоозброєності ξt_0 та малим співвідношенням C_x/p .

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ВЕЛИЧИНУ НОРМАЛЬНОГО ПЕРЕВАНТАЖЕННЯ ПРИ ПОЛЬОТІ В НЕСПОКІЙНІЙ АТМОСФЕРІ

Йдеться про горизонтальний політ у неспокійній (турбулентній) атмосфері. Неспокійна атмосфера характеризується наявністю вертикальних потоків повітря, які спричиняють зміну кутів атаки крила та величини його підйомної сили.

Схема напрямків швидкості потоків V, W та зміни кута атаки крила $\Delta\alpha$ при польоті у неспокійній атмосфері



Величину додаткового навантаження можна записати так: $\Delta Y = \pm \rho \frac{V^2}{2} C_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot S$

$$\Delta\alpha = W / V; \quad n_y^{турб} = \frac{Y \pm \Delta Y}{m_0 g} = 1 \pm \frac{\rho V^2 C_y^\alpha W S}{2V \cdot m_0 g}; \quad n_y^{турб} = 1 \pm \frac{\rho C_y^\alpha V W}{2\rho}$$

На рівні поверхні землі $n_y^{турб} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V W}{16,3 \cdot \rho}$; V - швидкість польоту, м/с; W - швидкість вертикального потоку повітря, м

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,034\sqrt{\bar{c}}}{\cos \chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}$$

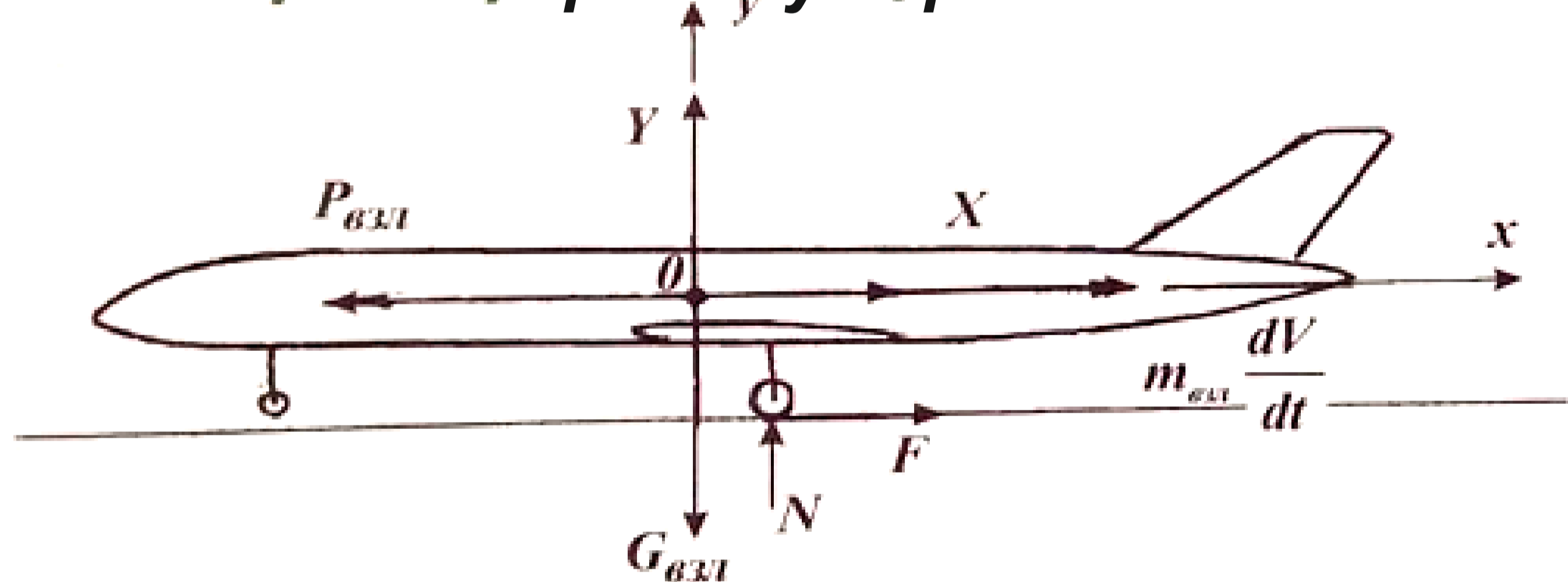
Для досягнення малих $n_y^{турб}$ при інших різних умовах треба прагнути до якнайбільшим стрілоподібностям $\chi_{0,25}$ та його відносним товщинам \bar{c} крила, та також меншим його подовженням λ .

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАКА НА ЙОГО ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

При зображенні сил, що діють на літак, прийняті такі припущення:

- розбіг здійснюється на колесах головних опор шасі;
- всі сили взаємно перпендикулярні та прикладені в центрі ваги літака;
- не враховано момент аеродинамічної сили горизонтального оперення.

Схема сил, що діють на літак під час розбігу перед зльотом



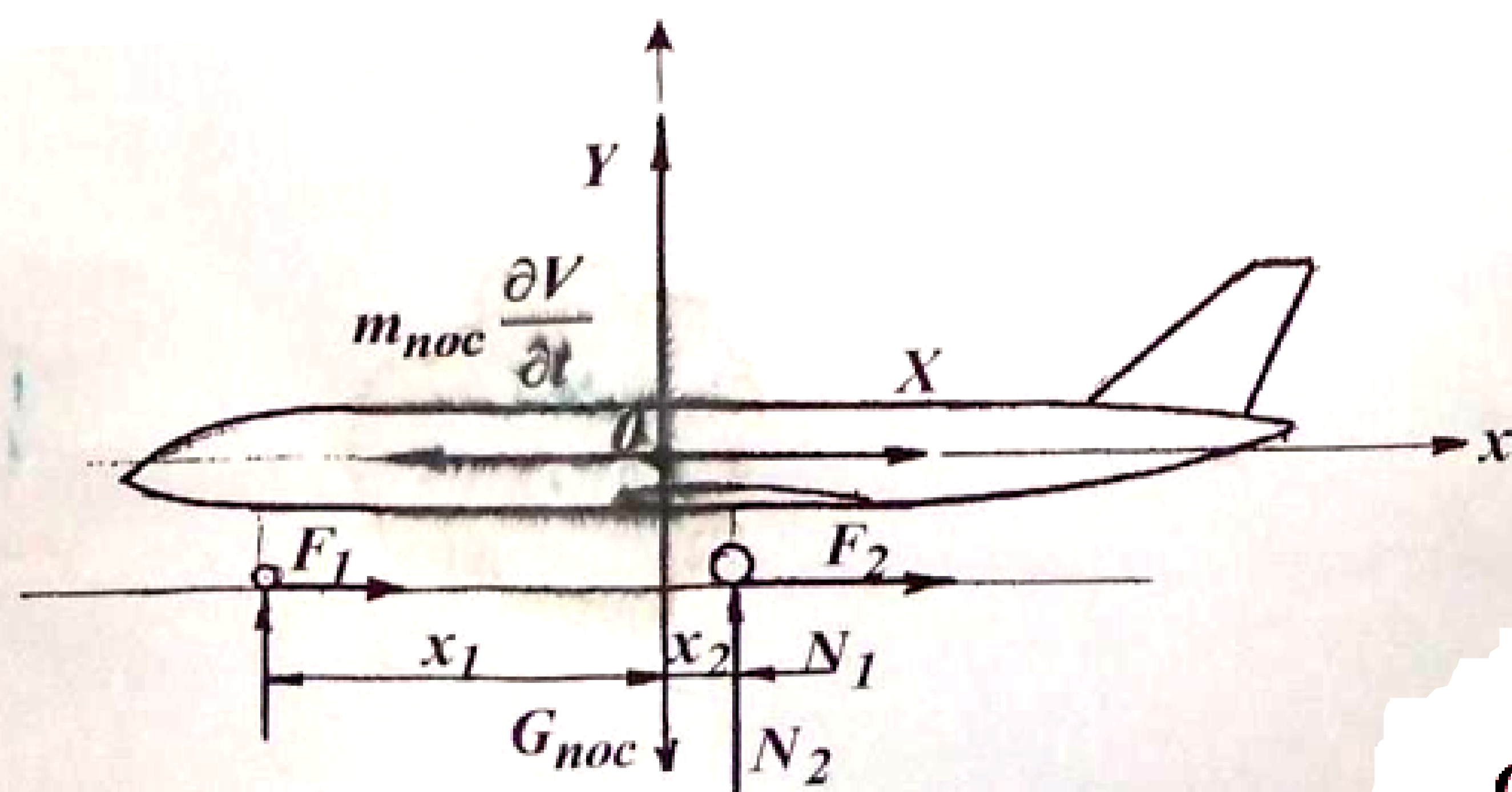
$$P_{взл} = X + f(G_{взл} - Y) + \frac{G_{взл}}{2g} \frac{dV^2}{dL}$$

$$\left. \begin{aligned} P_{взл} &= X + F + m_{взл} \cdot \frac{dV}{dt} \\ N &= G_{взл} - Y \\ m_{взл} &= \frac{G_{взл}}{g}; \quad F = fN = f(G_{взл} - Y) \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{dL}{dt} \frac{dV}{dL} = V \frac{dV}{dL} = \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dL} \end{aligned} \right\}$$

$$dL = \frac{G_{взл} dV^2}{2g [P_{взл} - X - f(G_{взл} - Y)]} = \frac{dV^2}{2g \left[\frac{P_{взл}}{G_{взл}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]}$$

Довжина пробігу перед зльотом:

Схема сил, що діють на літак під час розбігу після посадки



$$dL = \frac{G_{нос} dV^2}{2g [X + f_{np}(G_{нос} - Y)]}; \quad Y = \frac{1}{3} G_{нос}$$

$$\left. \begin{aligned} L_p &= \frac{0,832 \rho}{C_{y_{взл}} \left[\xi t \theta - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]} \\ m_{нос} \frac{dV}{dt} &= X + F_1 + F_2, \quad \frac{G_{нос} dV^2}{2g dL} = X + f_1 N_1 + f_2 N_2 \\ N_1 + N_2 &= G_{нос} - Y, \quad N_1 = \frac{G_{нос} - Y}{1 + \frac{x_1}{x_2}}; \quad N_2 = \frac{G_{нос} - Y}{1 + \frac{x_2}{x_1}} \\ N_1 x_1 &= N_2 x_2 \end{aligned} \right\}$$

$$\frac{G_{нос} dV^2}{2g dL} = X + (G_{нос} - Y) \left(\frac{f_1}{1 + \frac{x_1}{x_2}} + \frac{f_2}{1 + \frac{x_2}{x_1}} \right) = X + f_{np}(G_{нос} - Y)$$

Довжина пробігу після посадки:

$$L_{np} = \frac{2,5 \rho_{нос}}{C_{y_{нос}} \left(\frac{1}{K_{см}} + 2f_{np} \right)}$$

Аеродинамічна якість на зльоті $K_{зл}$ бажано мати якомога більшим. Це досягається раціональним вибором величини кута відхилення механізації таким чином, щоб отримати дуже великі значення $C_{y_{взл}}$ та $K_{зл}$. Аеродинамічна якість літака під час пробігу після посадки бажано мати якомога менше. Насправді малі значення $K_{см}$ досягаються використанням інтерцепторів.

ЗП ЗАСОБИ ЗМЕНЬШЕННЯ КОЕФІЦІЄНТА ЛОБОВОГО СУПРОТИВУ

Коефіцієнт лобового опору складається з наступних частин: тертя - $C_{x_{тр}}$, форми (тиску) $C_{x_{р}}$, хвильового - $C_{x_{волн}}$, інтерференції - $C_{x_{инт}}$, індуктивного - $C_{x_{инт}}$. У дозвуковому діапазоні швидкостей найбільше значення мають опір тертя та індуктивне, в надзвуковому – тертя та хвильовий опір.

Лобовий опір сучасного дозвукового транспортного літака при польоті крейсерському режимі розподіляється таким чином:

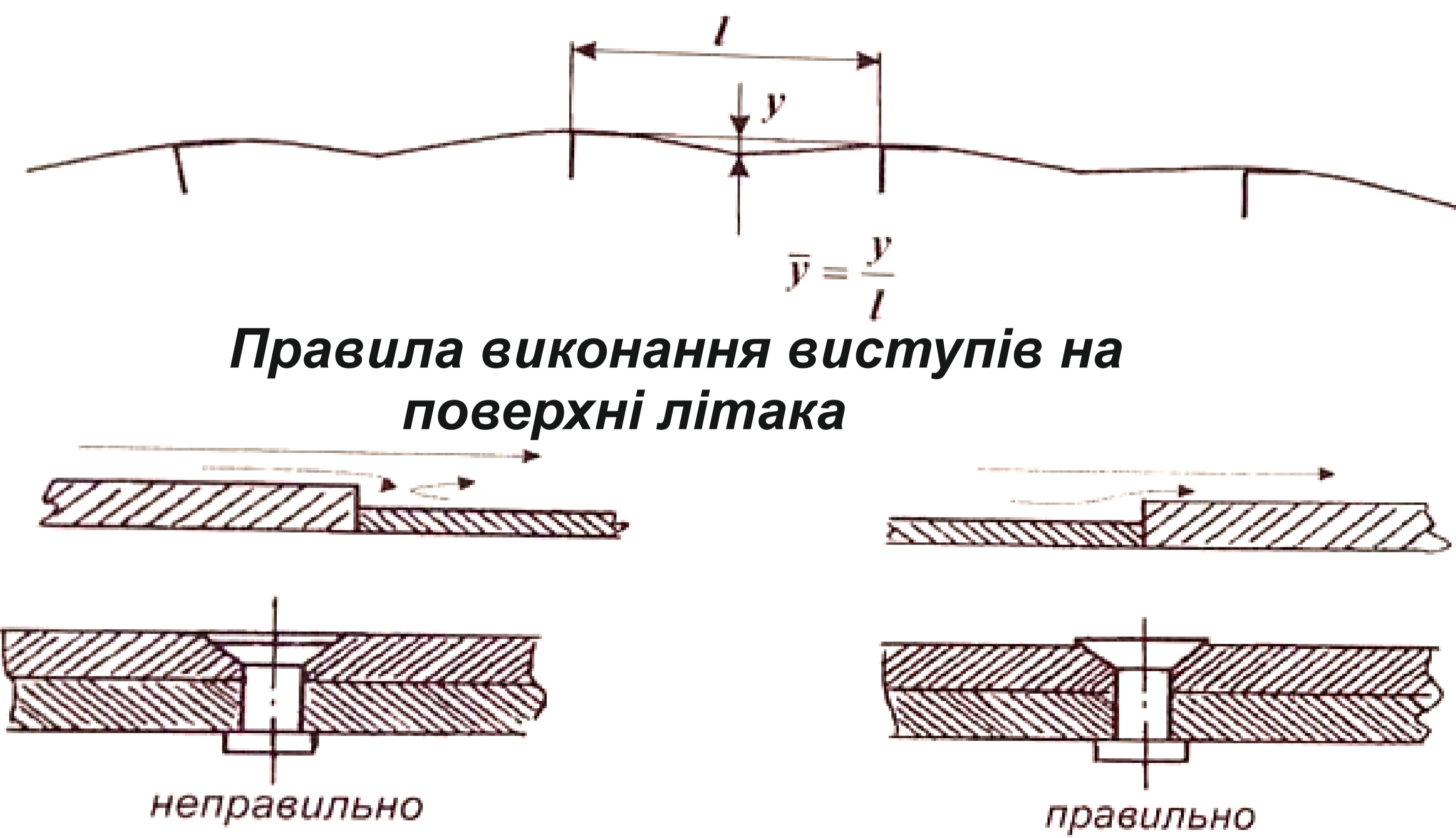
- Шкідливий опір-2%;
- Опір хвостової частини-6%;
- опір інтерференції – 4%;
- Опір тертя – 48%;
- хвильовий опір-3%;
- індуктивний опір-37%.

Для отримання малого коефіцієнта опору тертя треба забезпечувати ламінарне обтікання частин літака, і в першу чергу його несучих поверхонь – крила і оперення.

Засоби збереження ламінарного обтікання літака:

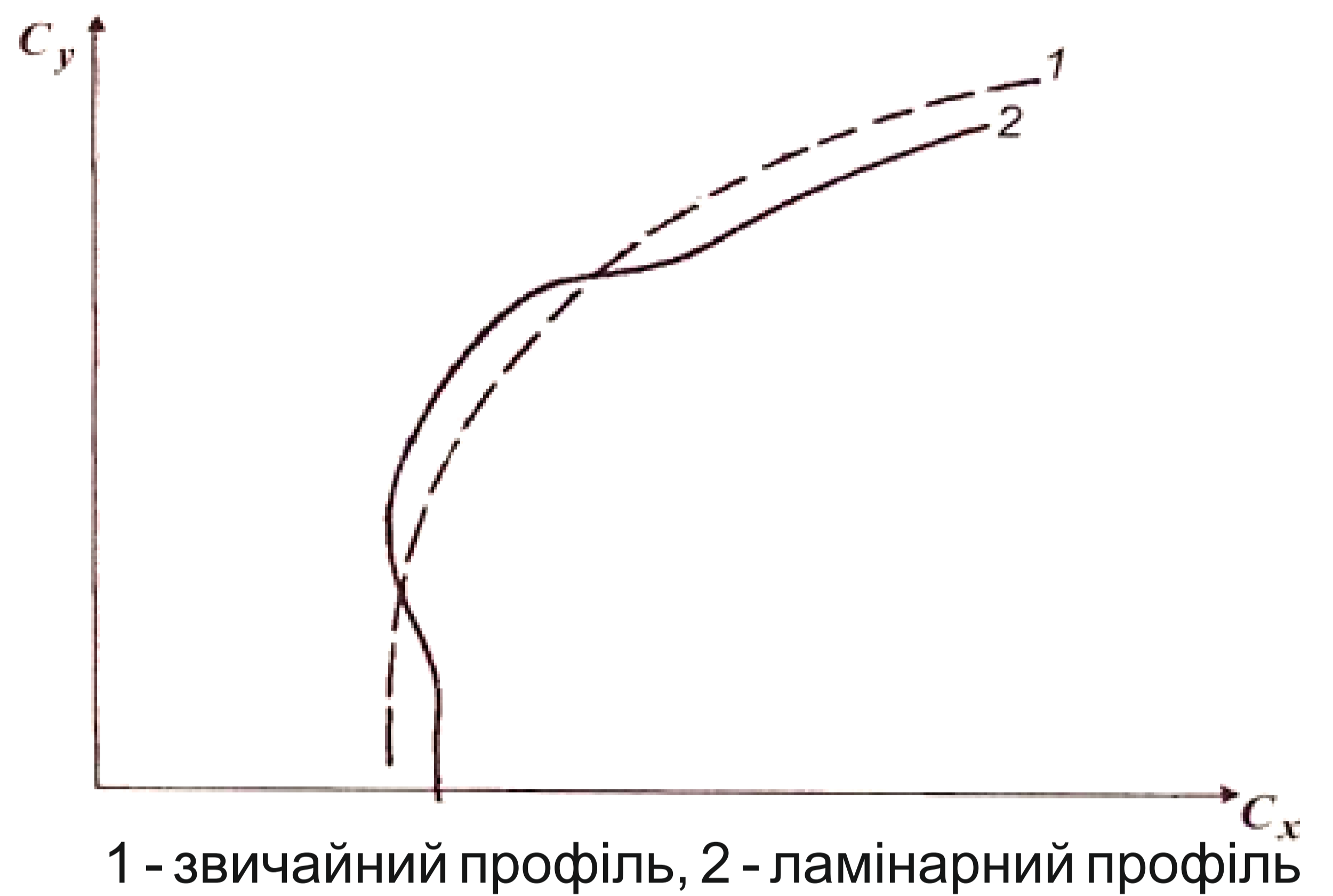
1. Забезпечення мінімальної висоти мікронерівностей поверхні $h_w = 3 \cdot 10^{-5} - 3 \cdot 10^{-5}$ м.
2. Мінімальна величина прогинів обшивок між стрінгерами, нервюрами та шпангоутами.

Схема визначення відносного прогину обшивки



Правила виконання виступів на поверхні літака

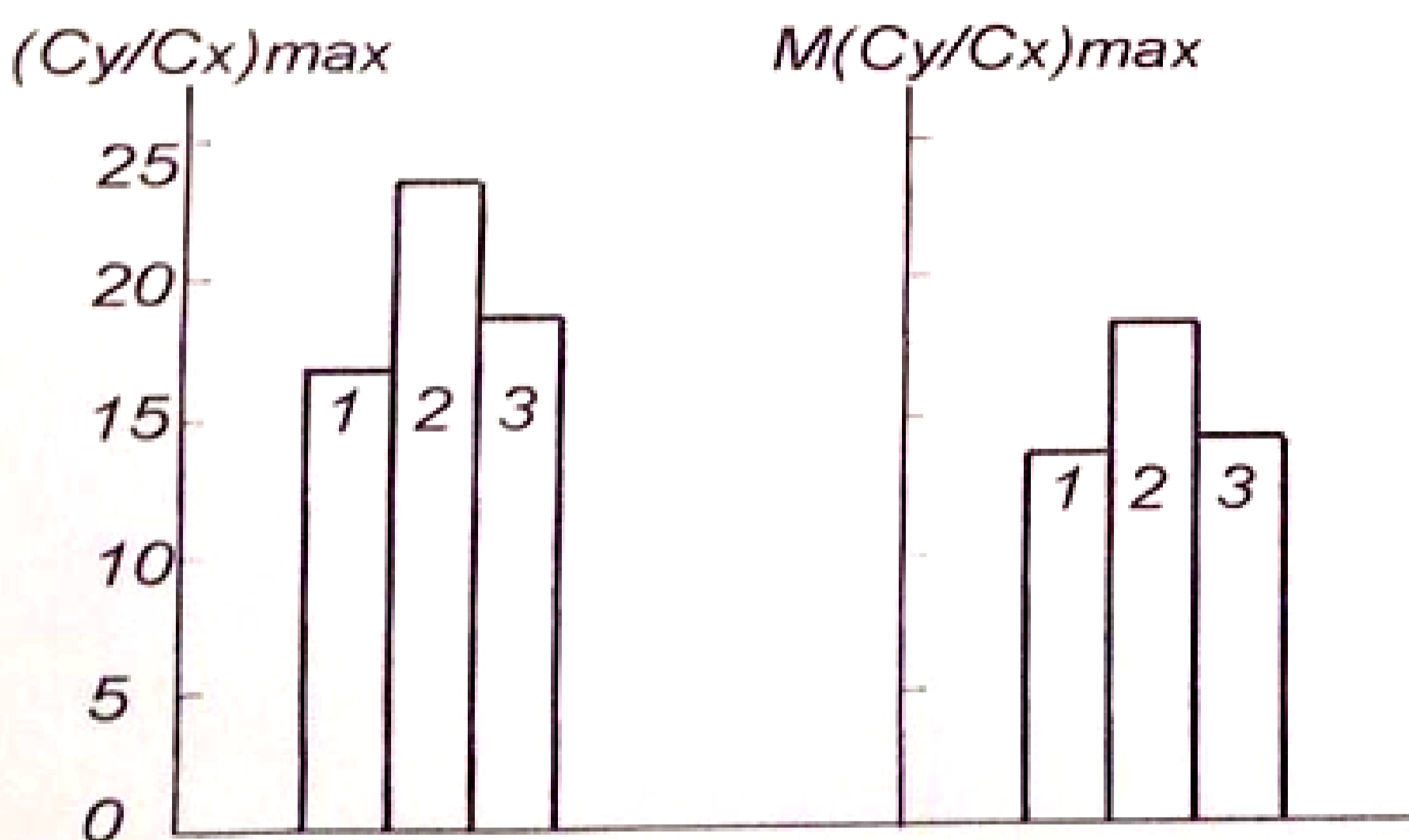
Порівняння полярів звичайного та ламінаризованого профілів крила (оперення)



Для збереження ламінарного потоку треба, щоб відносний прогин був у межах $y = y/l < 0,002$. Це досягається вибором товщини обшивок та відстані між стрінгерами, нервюрами, шпангоутами; технологією виготовлення панелей.

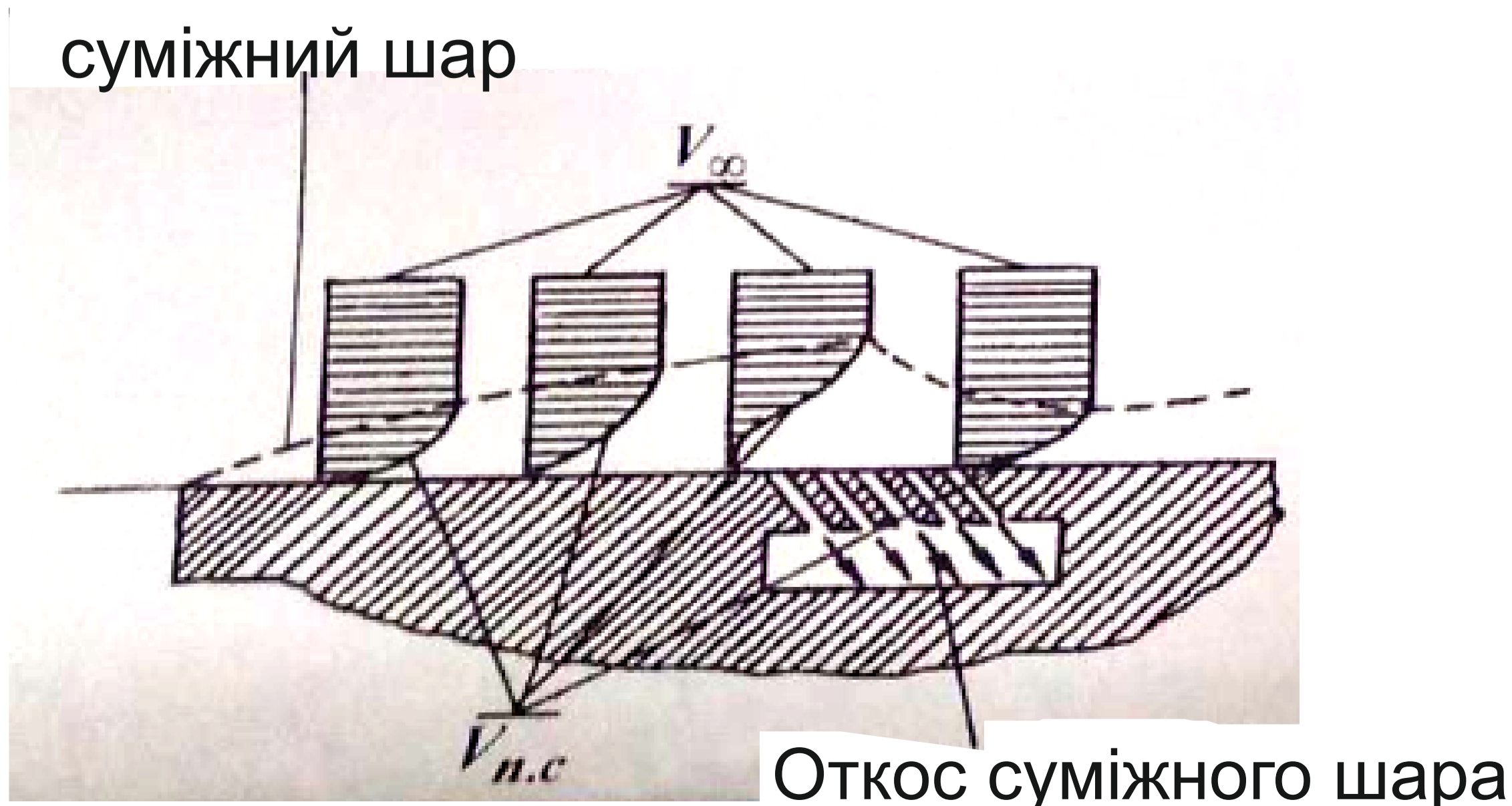
3. Усунення вібрацій конструкції, забезпечення стабільності форм (особливо крила та оперення) відповідною жорсткістю агрегату.
4. Використання ламінаризованих профілів несучих поверхонь літака.

Оцінка аеродинамічної якості та ефективності транспортного літака



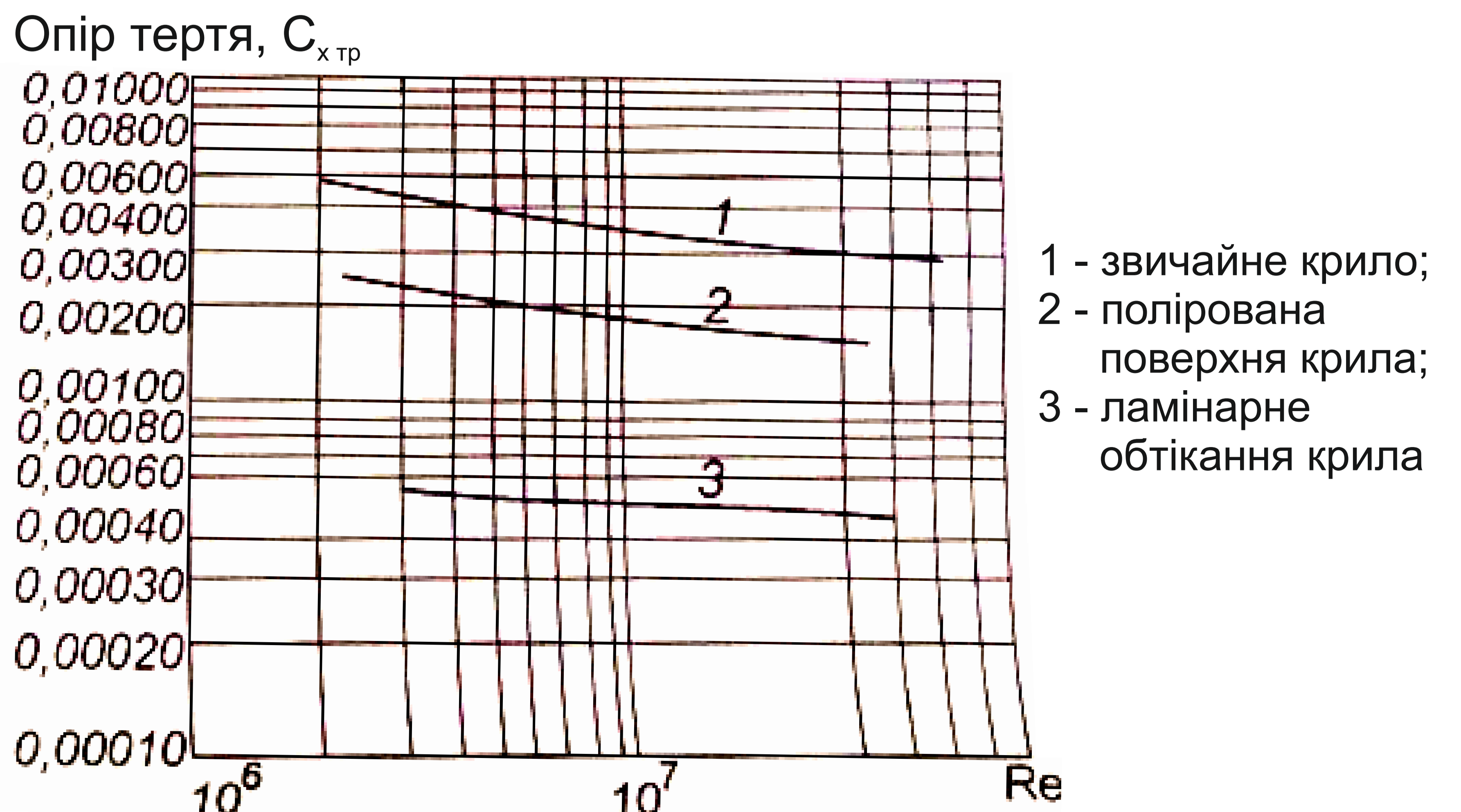
- 1 - літак з класичним профілем крила та оперення;
- 2 - літак з ламінарним профілем та збільшеною зоною ламінарного обтікання;
- 3 - літак з ламінарним профілем та порушеним ламінарним обтіканням.

Схема управління прикордонним шаром



- Найбільш ефективними засобами зниження опору тертя є:
- а) здування прикордонного шару або активізація його шляхом введення до нього додаткового стисненого повітря власне "керування суміжним шаром" (КСШ);
 - б) відсмоктування прикордонного шару і перетворення турбулентного обтікання крила на ламінарне "управління ламінарним обтіканням" (УЛО).

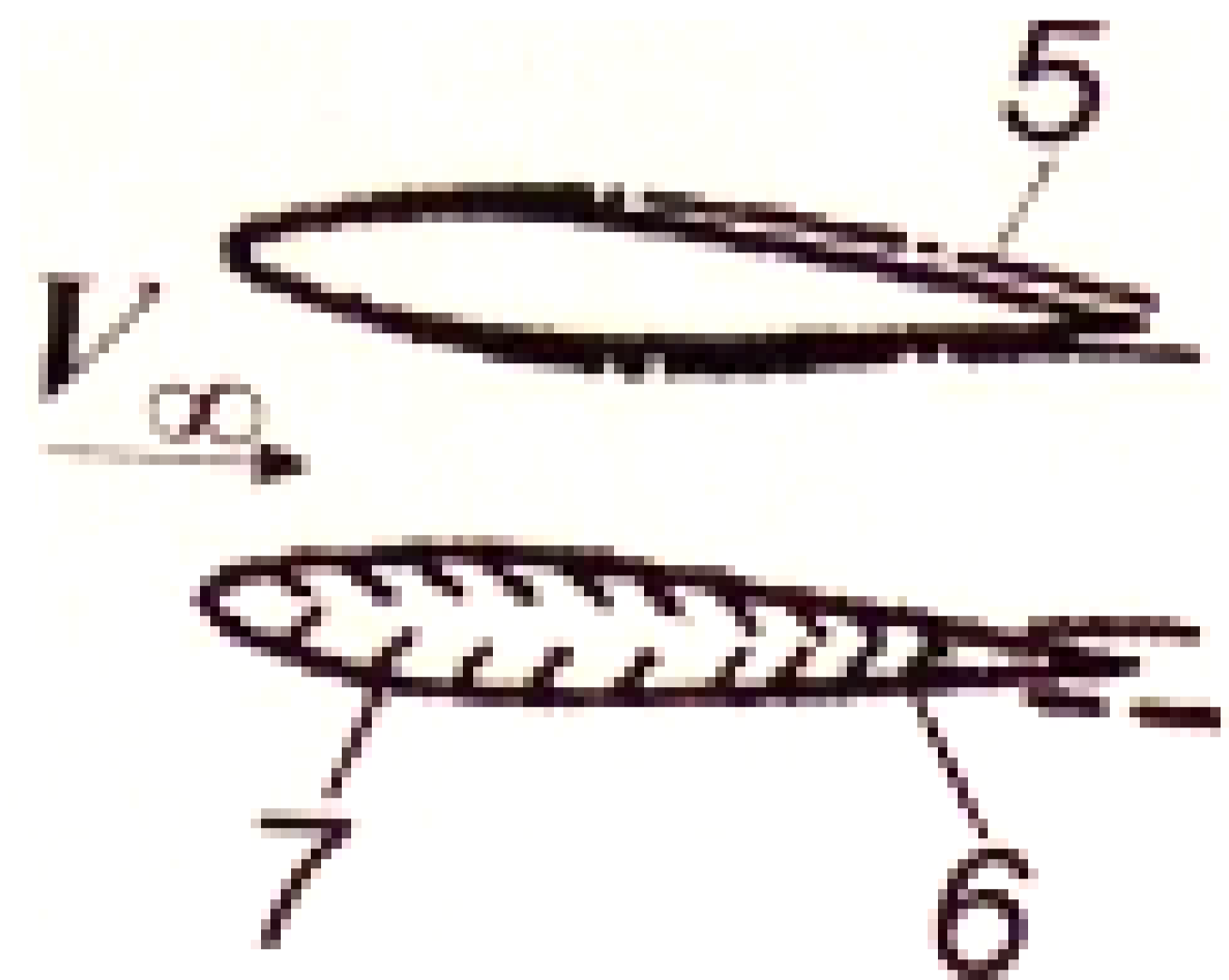
Зміна профільного опору крила при застосуванні полірованого крила та управління ламінарним обтіканням



- 1 - звичайне крило;
- 2 - полірована поверхня крила;
- 3 - ламінарне обтікання крила

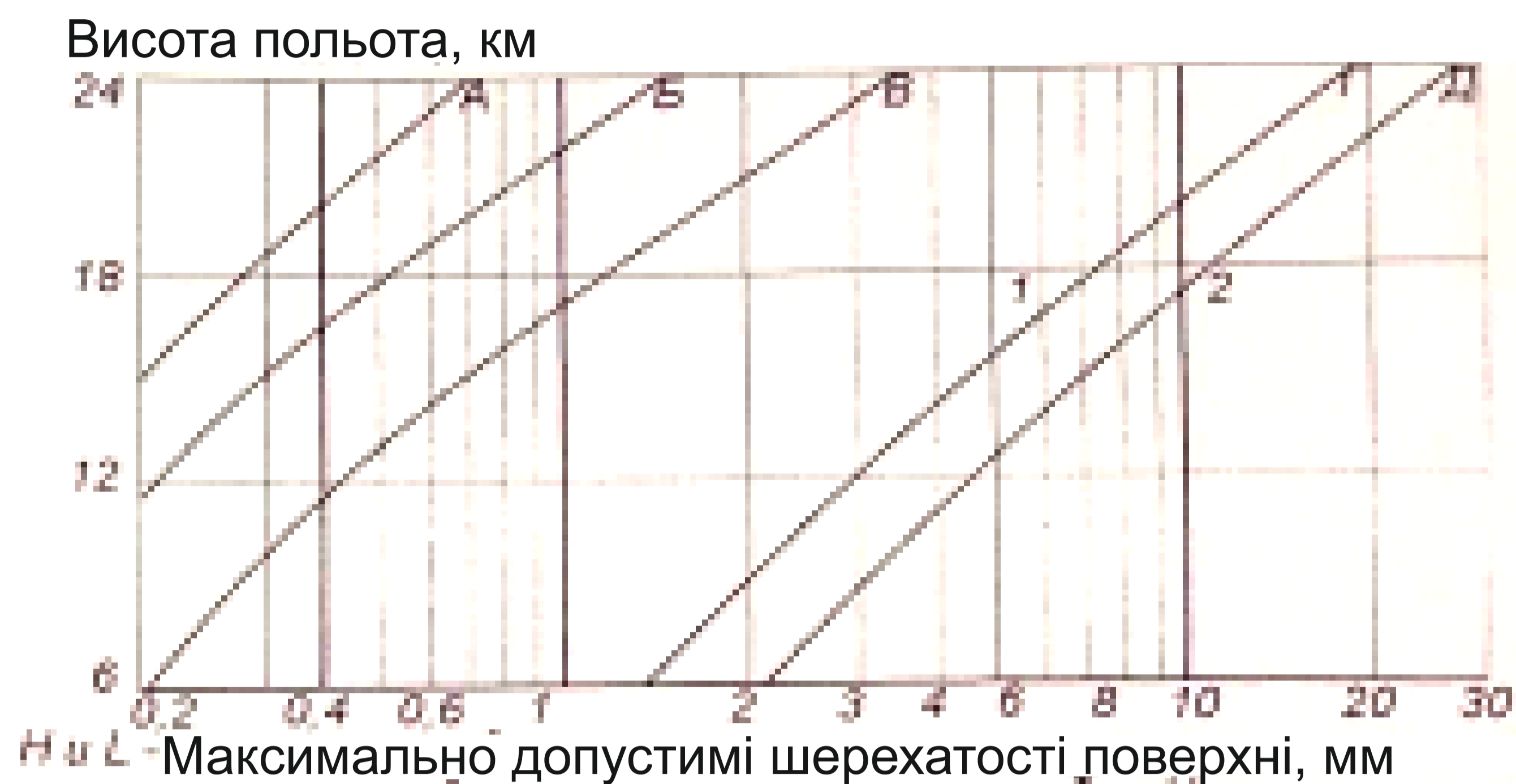
ЗП Можливий економічний ефект від застосування відсмоктування прикордонного пласта показано на малюнку.

Можливості економії палива при використанні системи управління суміжним шаром (крейсерське число $M=0,8$; кут стрілоподібності 25, відносне подовження крила 14, кількість пасажирів – 220)



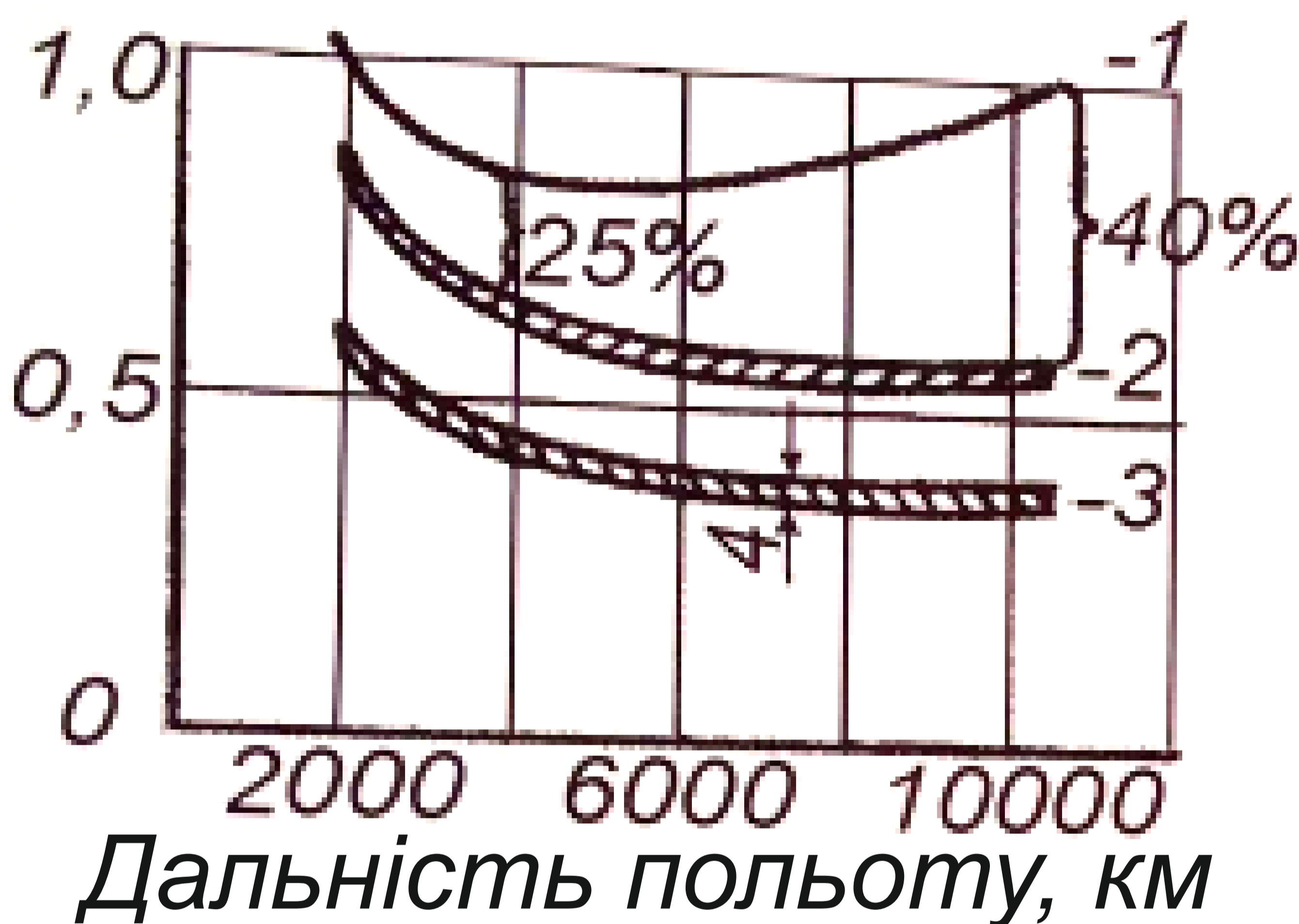
Фірма «Нортроп» знайшла ті граничні величини шерехатості, які можуть бути допущені з умов ламінарного обтікання. З аналізу рисунка видно, що у стиках листів обшивки крила вигідніше робити «зустрічні» до потоку виступи, ніж «попутні».

Максимально допустимі шерехатості поверхні крила з умов забезпечення ламінарного обтікання



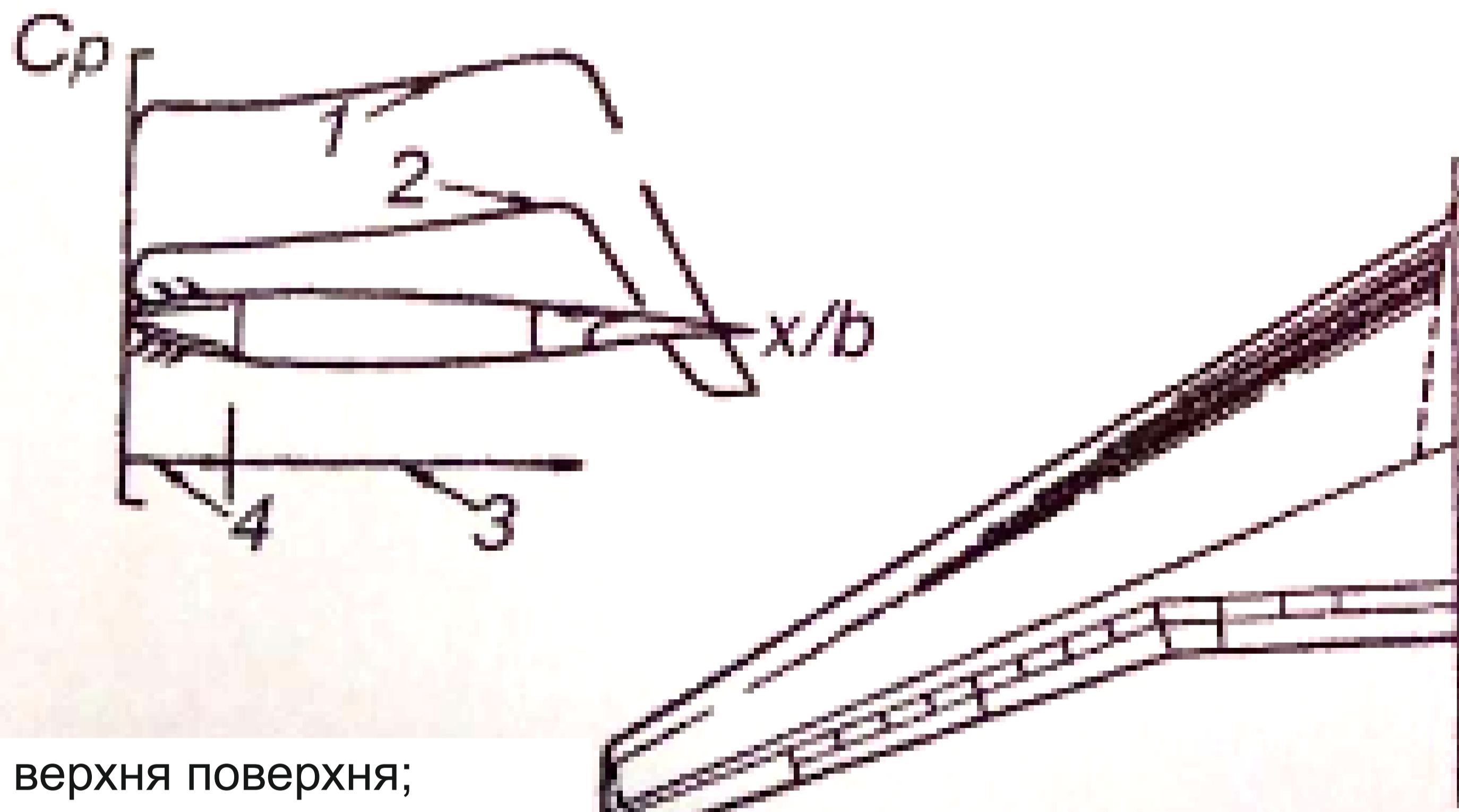
1- щілина "Д" вздовж хорди крила (за потоком);
2- щілина "Д" вздовж розмаху крила (поперек потоку)

Відносна витрата палива



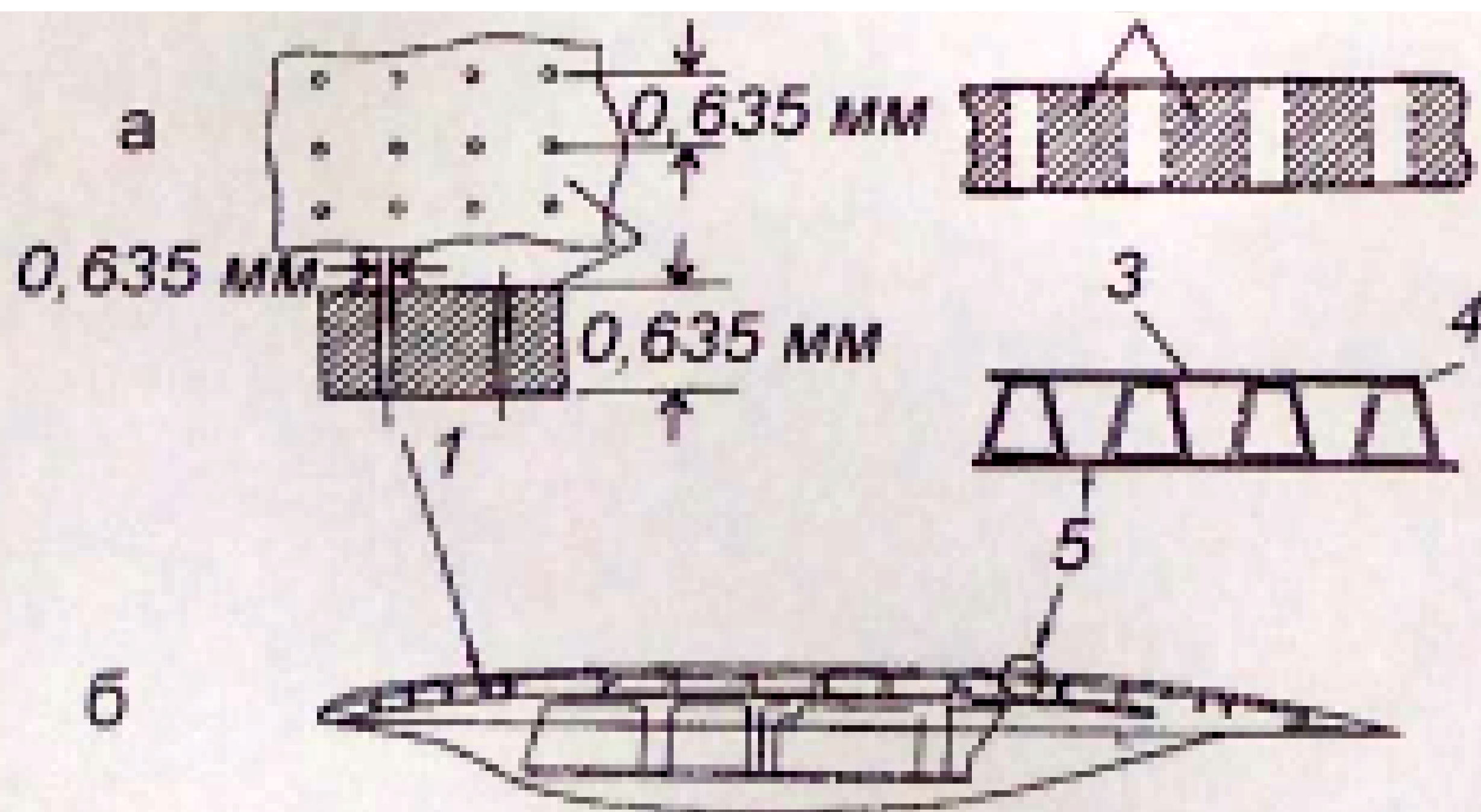
1 - "турбулентний" літак; 2- літак з відсмоктуванням суміжного шару на крилі, гондолах та оперенні; 3 - літак з відсмоктуванням суміжного шару по всій змоченій поверхні; 4 ефект збільшення ваги літака у зв'язку з встановленням системи УПС; 5- турбулентний суміжний шар; 6 - ламінарний суміжний шар; 7- щілини для відсмоктування суміжного шару

Концепція комбінованої системи ЗПС



1 – верхня поверхня;
2 - нижня поверхня;
3 - природне ламінарне обтікання;
4 - відсмоктування (якщо потрібно)

Конструкція експериментального крила



а – зовнішня титанова обшивка; б – конструкція панелі крила;
1 – зовнішня поверхня; 2 – полоски з перфорацією;
3 – перфорована титанова обшивка; 4 – лінія склеювання;
5 – підкреплена склопластикова конструкція

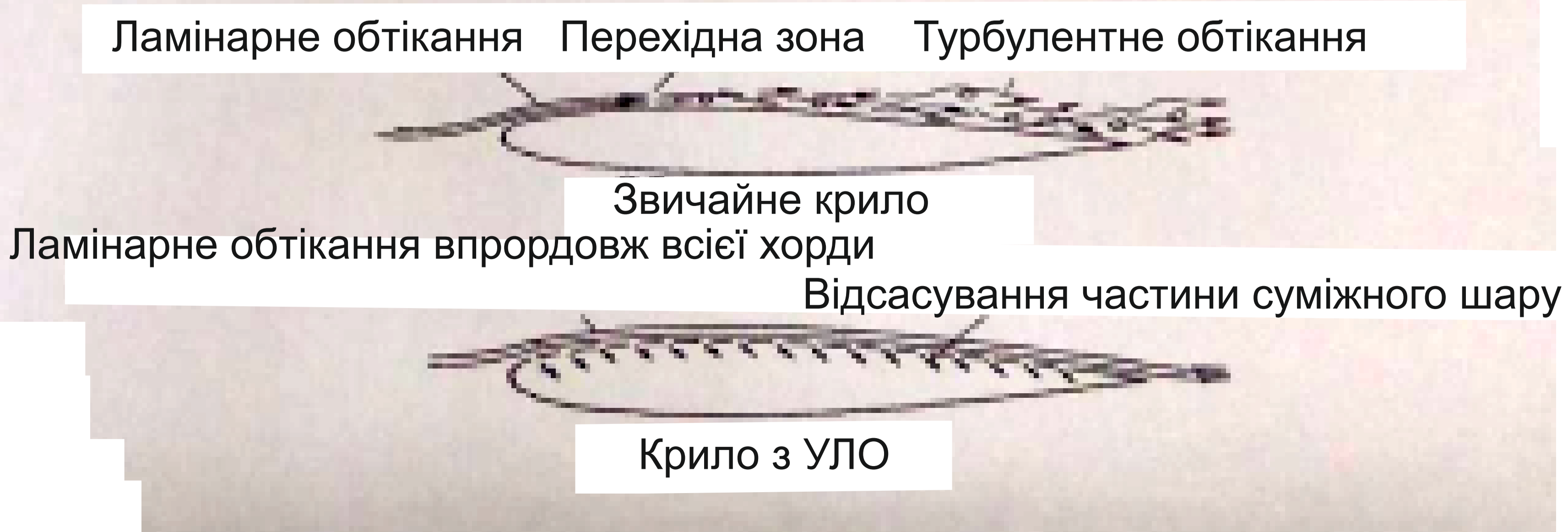
У США розробці питань, пов'язаних з відсмоктуванням суміжного шару, приділяється велика увага. При цьому у дослідженнях є два підходи. Перший, який найбільш реальний, відповідає обмеженого відсмоктування суміжного шару в області передньої кромки, тобто регулюється вплив нестійкості поперечних течій та завдяки негативним градієнтам тиску в області кесона крила досягається істотно більше заднє положення точок переходу.

У другому підході досліджується найбільше розширення можливих ламінарних зон за рахунок відсмоктування, що здійснюється на більшій частині поверхні та окремо в області кесона.

Фірма "Макдоннелл-Дуглас" за контрактом з NASA досліджує концепцію крила з перфорованою обшивкою для відсмоктування суміжного шару, яке зменшує опір тертя крила і дозволяє знизити витрату палива на 40%.

Відсмоктування частини суміжного шару проводитиметься через велику кількість отворів у обшивці у середину крила.

Схема відсмоктування прикордонного шару



Ламінарне обтікання Перехідна зона Турбулентне обтікання

Звичайне крило

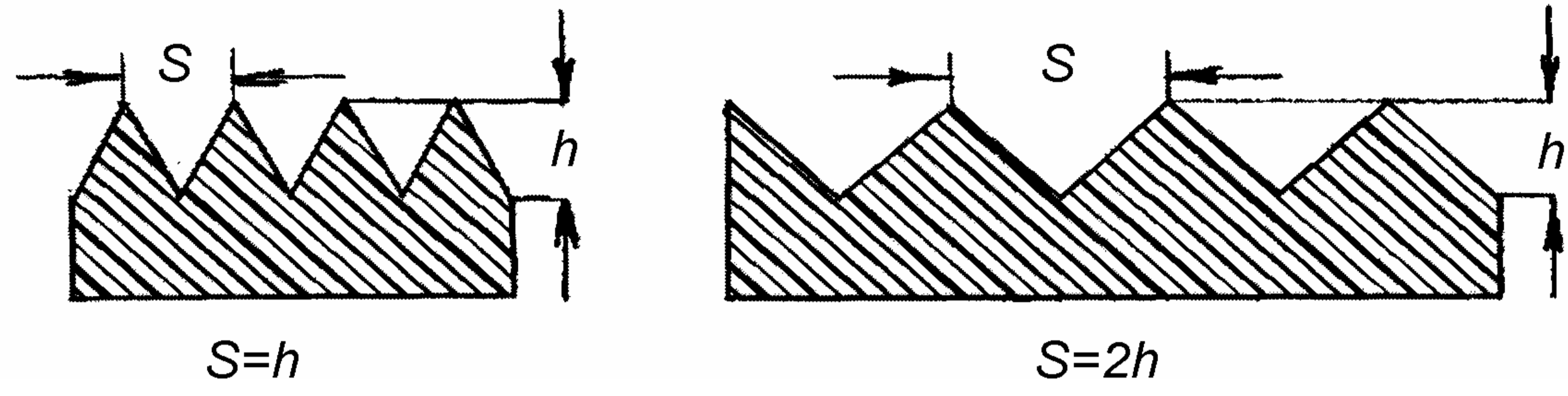
Ламінарне обтікання впрордовж всієї хорди

Відсасування частини суміжного шару

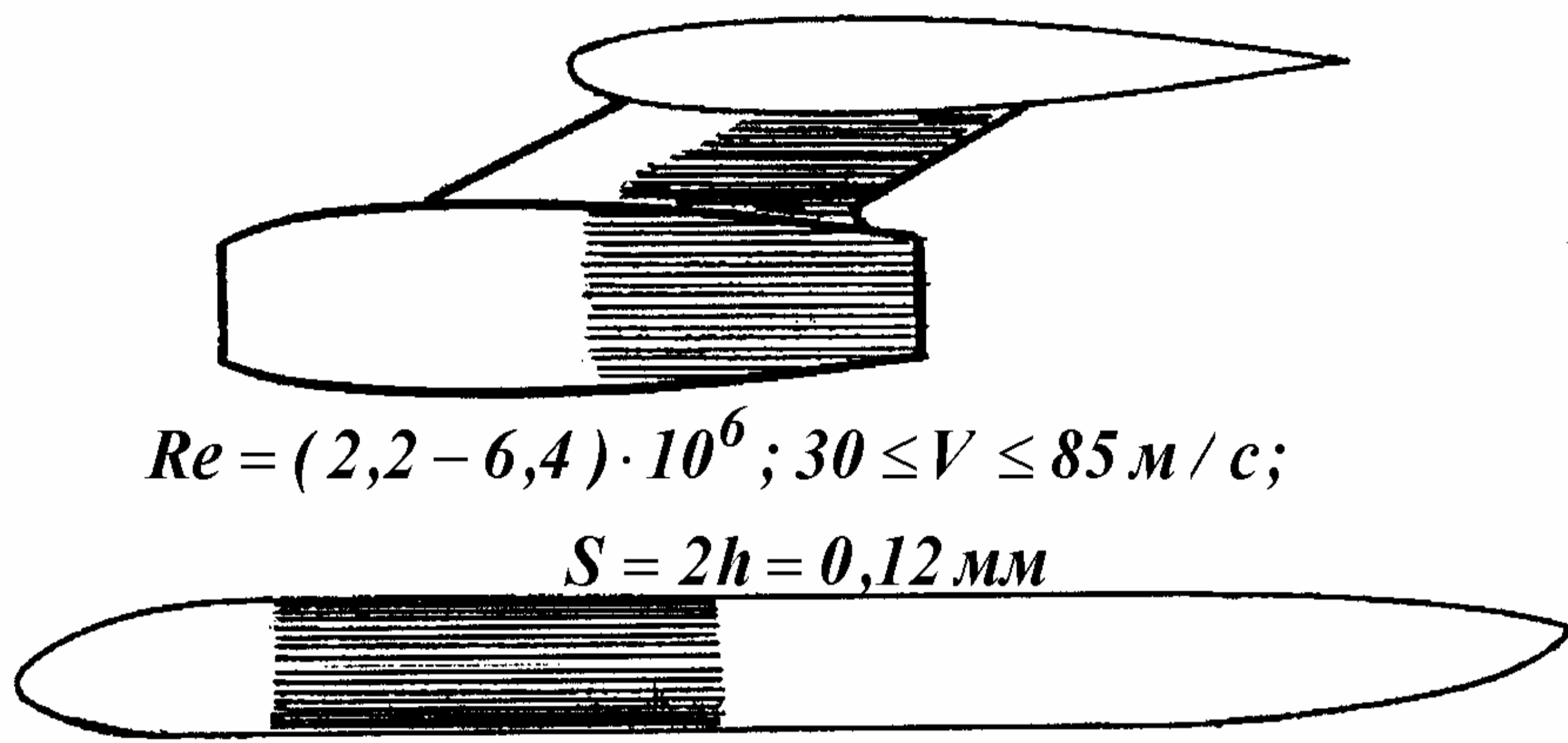
Крило з УЛО

Для ламінізації прикордонного шару можуть бути використані рифлення поверхні (риблети) в поздовжньому напрямку (по потоку). Досить великий обсяг результатів, отриманих при дослідженнях переважно плоских пластин при помірних числах Re , показує, що з допомогою риблетів опір тертя зменшується на 5-10%. Риблети розташовуються на поверхні та орієнтовані у напрямку потоку на поверхні. Основними параметрами є глибина канавки h та відстань між гребенями S .

Форма та розміри риблетів



Риблети на гондолах двигунів, пілоні та фюзеляжі



Дослідження НИЦ ім. Ленглі (США)

| | Кількість досліджених моделей | Глибина канавок, см | Шаг канавок, см |
|--|-------------------------------|---------------------|-----------------|
| | 11 | 0,025 – 0,102 | 0,025 – 0,315 |
| | 7 | 0,005 – 0,051 | 0,051 – 0,343 |
| | 2 | 0,025 – 0,051 | 0,114 |
| | 3 | 0,025 – 0,051 | 0,051 – 0,147 |
| | 3 | 0,025 – 0,051 | 0,051 – 0,101 |
| | 3 | 0,025 | 0,051 |
| | 3 | 0,051 – 0,07 | 0,01 – 0,07 |
| | 1 | 0,025 | 0,051 |
| | 1 | 0,025 | 0,102 |
| | 5 | 0,025 – 0,051 | 0,058 – 0,117 |

Наступна група коштів зводиться до управління турбулентним обтіканням та управління великими вихровими структурами. Перехід ламінарного суміжного шару турбулентний супроводжується повним відривом потоку від поверхні крила. Тому виникає завдання запобігти відриву суміжного шару, який може призвести не тільки до збільшення опору тертя, але і до втрати стійкості руху всього літака та ефективності рульових поверхонь.

Одним з таких засобів є використання турбулізаторів (або "генераторів вихорів") у місцях найбільш можливого переходу ламінарного суміжного шару в турбулентний для активізації суміжного шару, а також для запобігання його відриву від поверхні крила зі зростанням швидкостей польоту та кутів атаки.

Турбулізатори у вигляді лопаток розміщуються на поверхні крила на початку зони з позитивним градієнтом тиску.

1. Лопатки турбулізаторів розміщені під тим самим кутом до потоку і створюють вихори одного і того ж напрямку обертання.

Оптимальні розміри:

$$h = (0,010 - 0,012) \cdot b, \quad b - \text{хорда крила};$$

$$D/h = 5 - 6 \quad (\text{застосовується від 4 до 8});$$

$$l = (1,25 - 2,5) \cdot h; \quad \alpha = 15^\circ$$

II. Лопатки турбулізаторів розміщені попарно, носками в різні боки і створюють вихори протилежних напрямків обертання.

Оптимальні розміри:

а) для забезпечення високої ефективності та великої довжини дії вихорів:

$$h = (0,010 - 0,012) \cdot b; \quad l = 2,5 \cdot h; \quad \alpha = 15^\circ; \quad D/h = 10; \quad D/d = 4;$$

б) для забезпечення максимальної ефективності при меншій довжині дії вихорів:

$$h = (0,010 - 0,012) \cdot b; \quad l = 1,25 \cdot h; \quad \alpha = 15^\circ; \quad D/h = 5; \quad D/d = 4.$$

III. Біпланне розміщення лопаток турбулізаторів.

Оптимальні розміри:

а) для забезпечення високої ефективності та великої довжини дії вихорів:

$$h = (0,010 - 0,012) \cdot b; \quad l = 2,5 \cdot h; \quad \alpha_1 = 20^\circ; \quad \alpha_2 = 15^\circ; \quad D/h = 11,25;$$

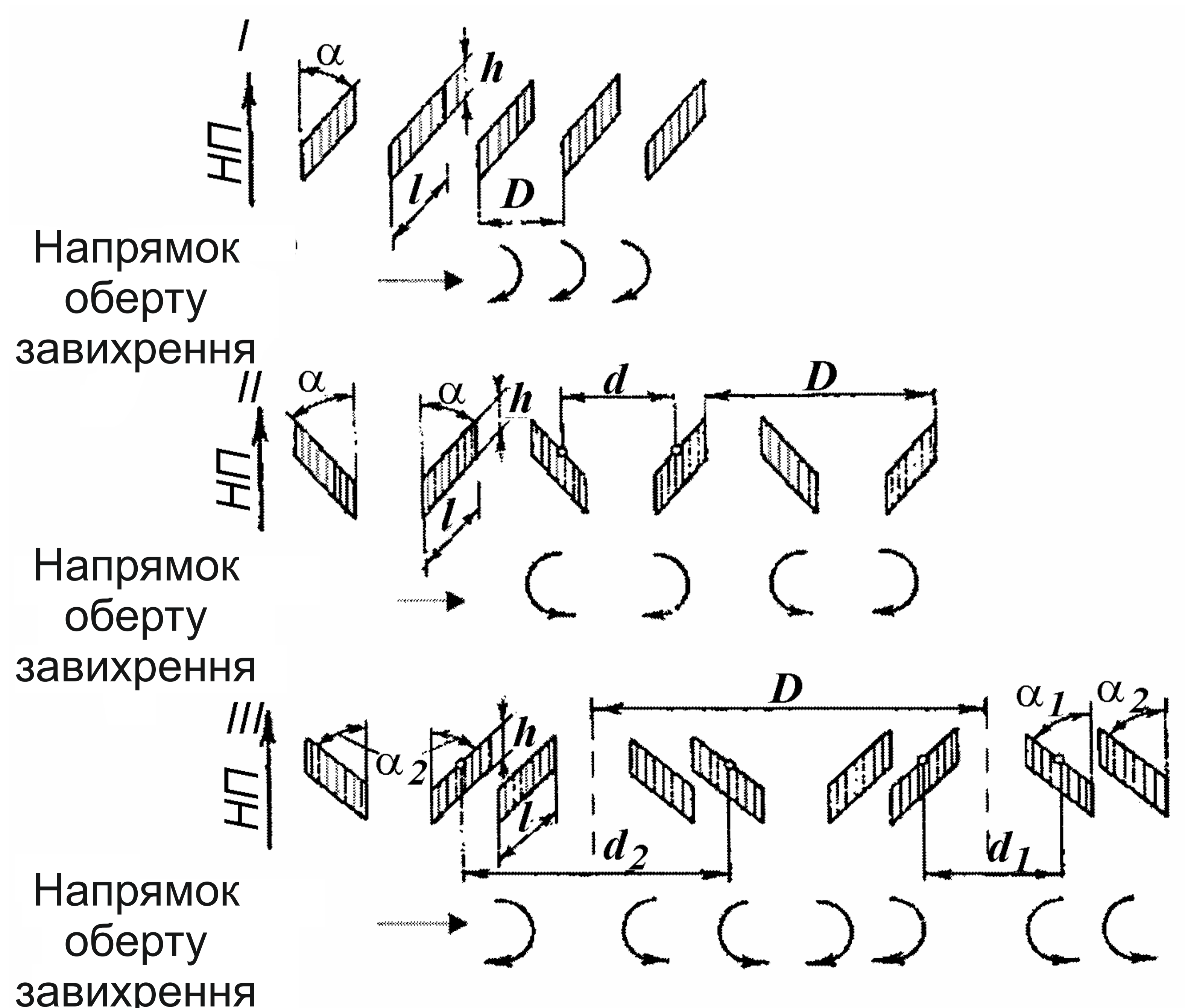
$$D/d_1 = 4,5; \quad D/d_2 = 4,5/3,5 = 1,28;$$

б) для забезпечення максимальної ефективності за меншої довжини дії

$$h = (0,010 - 0,012) \cdot b; \quad l = 1,6 \cdot h; \quad \alpha_1 = 15^\circ; \quad \alpha_2 = 15^\circ; \quad D/h = 5;$$

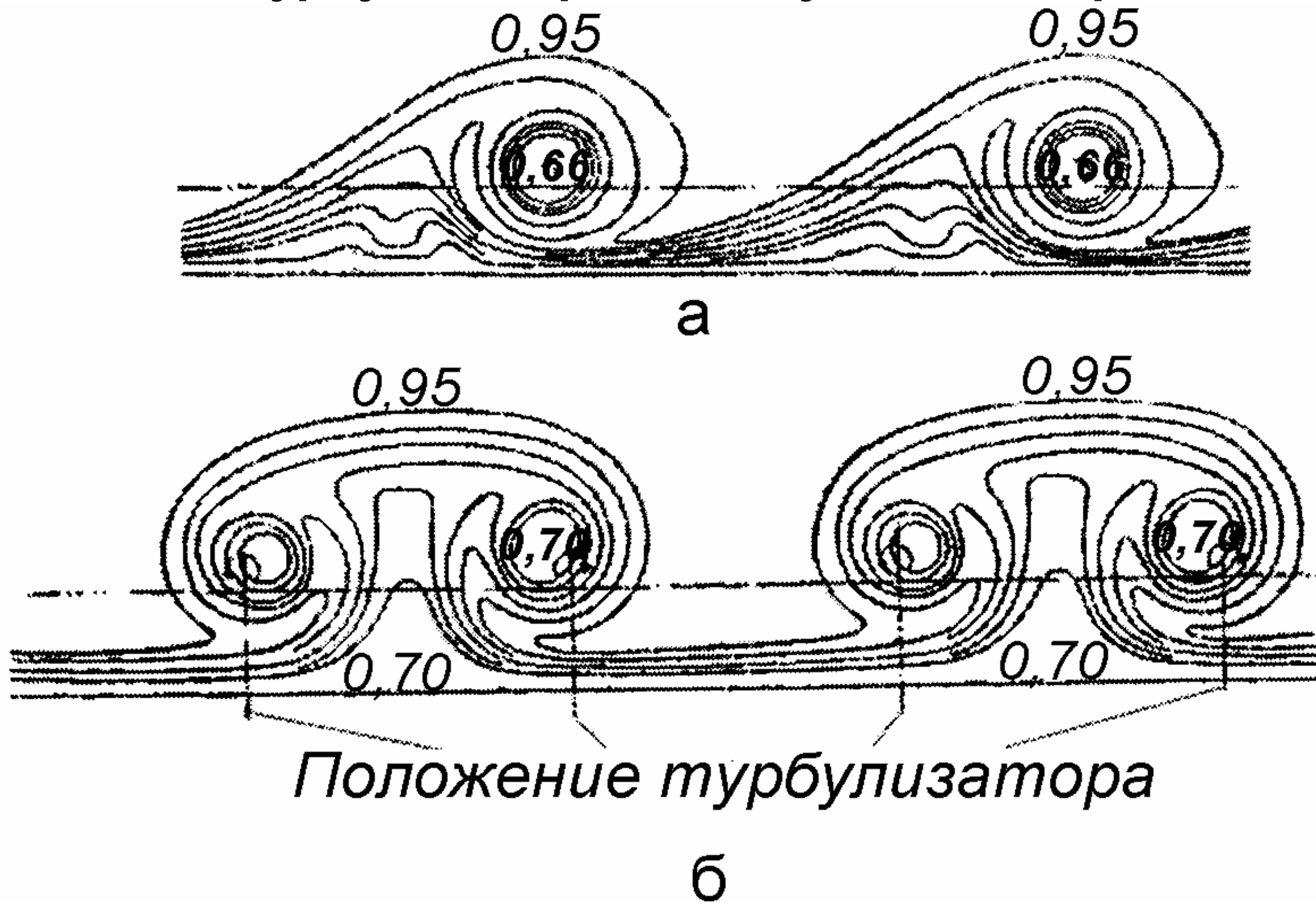
$$D/d_1 = 4; \quad D/d_2 = 4/3 = 1,333.$$

Можливі схеми розміщення турбулізаторів та їх оптимальні розміри



ЗП У випадках, коли потрібно перешкодити утворенню відриву потоку на великій ділянці крила і якщо недостатньо точно визначена зона, де мають бути встановлені турбулізатори, доцільно розташовувати їх поверненими в один бік. В цьому випадку вони менше реагують на зміну напрямку обтікання. Повернені в один бік турбулізатори створюють ковзання шару у бік обертання вихорів. На стрілоподібному крилі це може бути використане для створення руху суміжного шару, зустрічного руху суміжного шару до кінця крила, властивого стрілоподібним крил.

Схема впливу системи вихорів, що створюються турбулізаторами на суміжний шар



а - вихри одного направления вращения;
б - вихри, которые вращаются в разные стороны

Застосування турбулізаторів на сучасних пасажирських реактивних літаках та на великій кількості бойових реактивних літаків дозволяє:

1. За рахунок збереження оптимального обтікання крила отримати значення M , на 0,02-0,07 більше, ніж на тих же літаках без турбулізаторів, тобто приріст швидкості до 80 км/год із збереженням при цьому нормальних характеристик стійкості та керованості.

2. Підвищити ефективність органів управління – елеронів і кермів – при польоті з великими швидкостями і на великих кутах атаки (якщо, наприклад, з кінців крила починається зрив у передній кромки елерону, який опускається вниз). При встановленні турбулізаторів підвищується ефективність органів управління (наприклад рулів напрямку) при великих кутах їх відхилення, якщо за відсутності турбулізаторів часто настає відрив суміжного шару.

3. Ліквідувати зрив потоку типу "бафтінг" у місцях стиків окремих елементів літака, особливо якщо поверхні цих елементів під прямим або гострим кутом (наприклад, з'єднання горизонтального та вертикального оперення з фюзеляжем), та у місцях, де через велику кривизну поверхні можливі великі прискорення потоку, що набігає (наприклад, на верхній поверхні фюзеляжу біля ліхтаря льотчиків або на бічних поверхнях фюзеляжу в районі їх розширення за "правилом площ").

Іншим шляхом використання інтерференції між елементами літака з метою зменшення опору є використання "правила площ": для того, щоб літак мав мінімальний опір, він повинен бути спроектований так, щоб наростання його об'єму за довжиною було плавним і максимально наближеним до зростання об'єму веретеноподібного тіла найменшого -Опір.

Схема впливу вихорів, що створені турбулізаторами, на суміжному шарі в кутовому з'єднанні поверхнями елементів літака

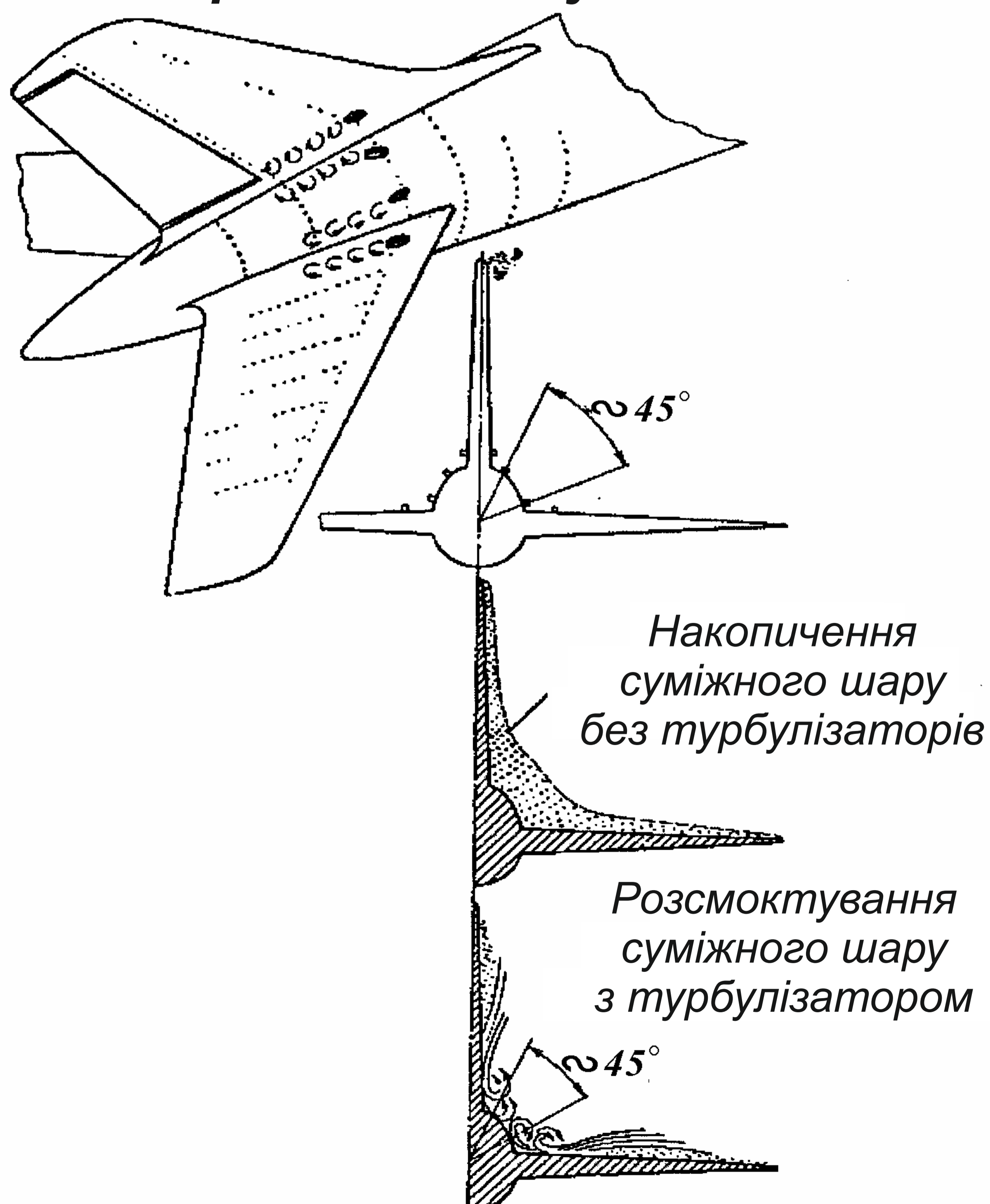
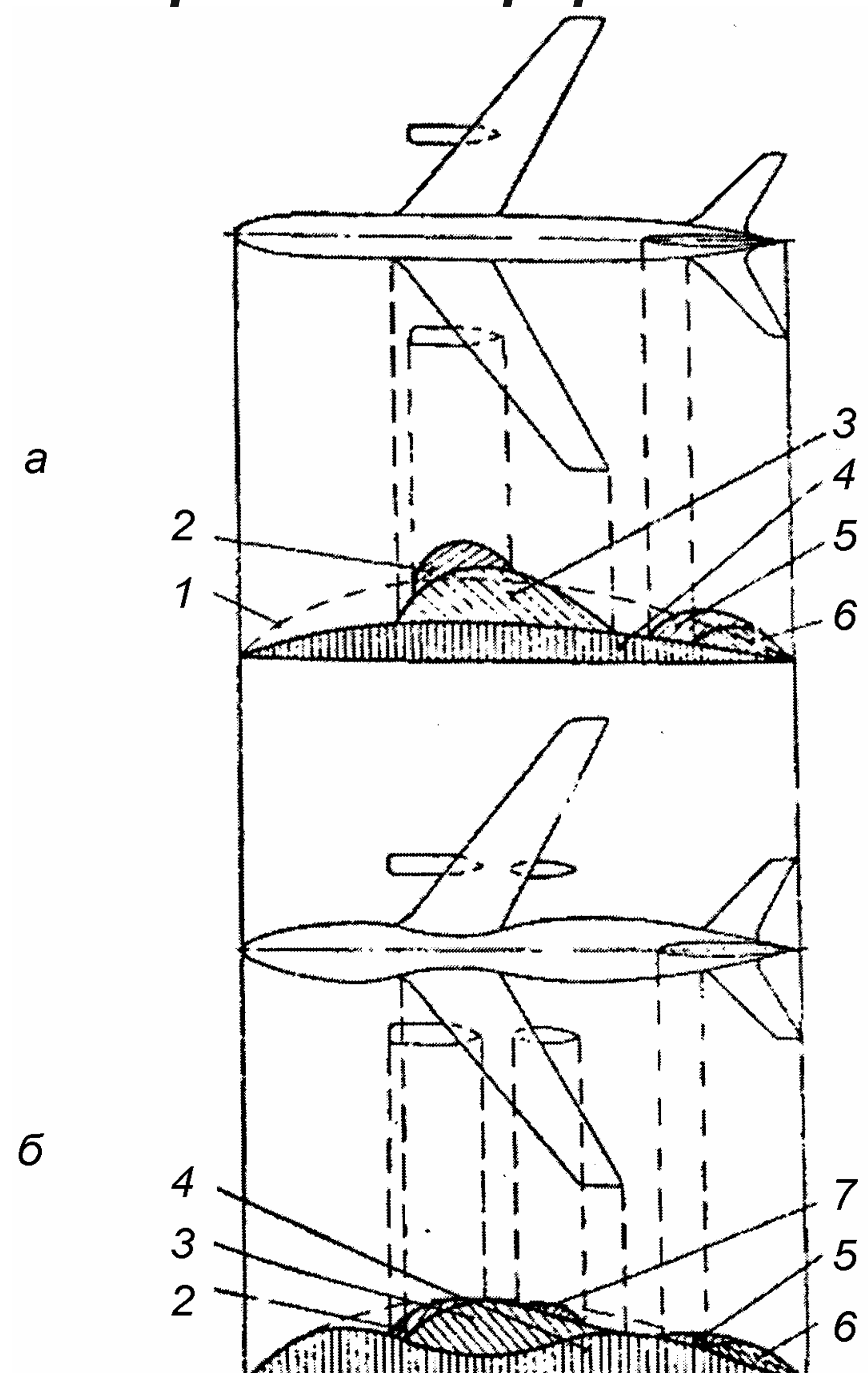
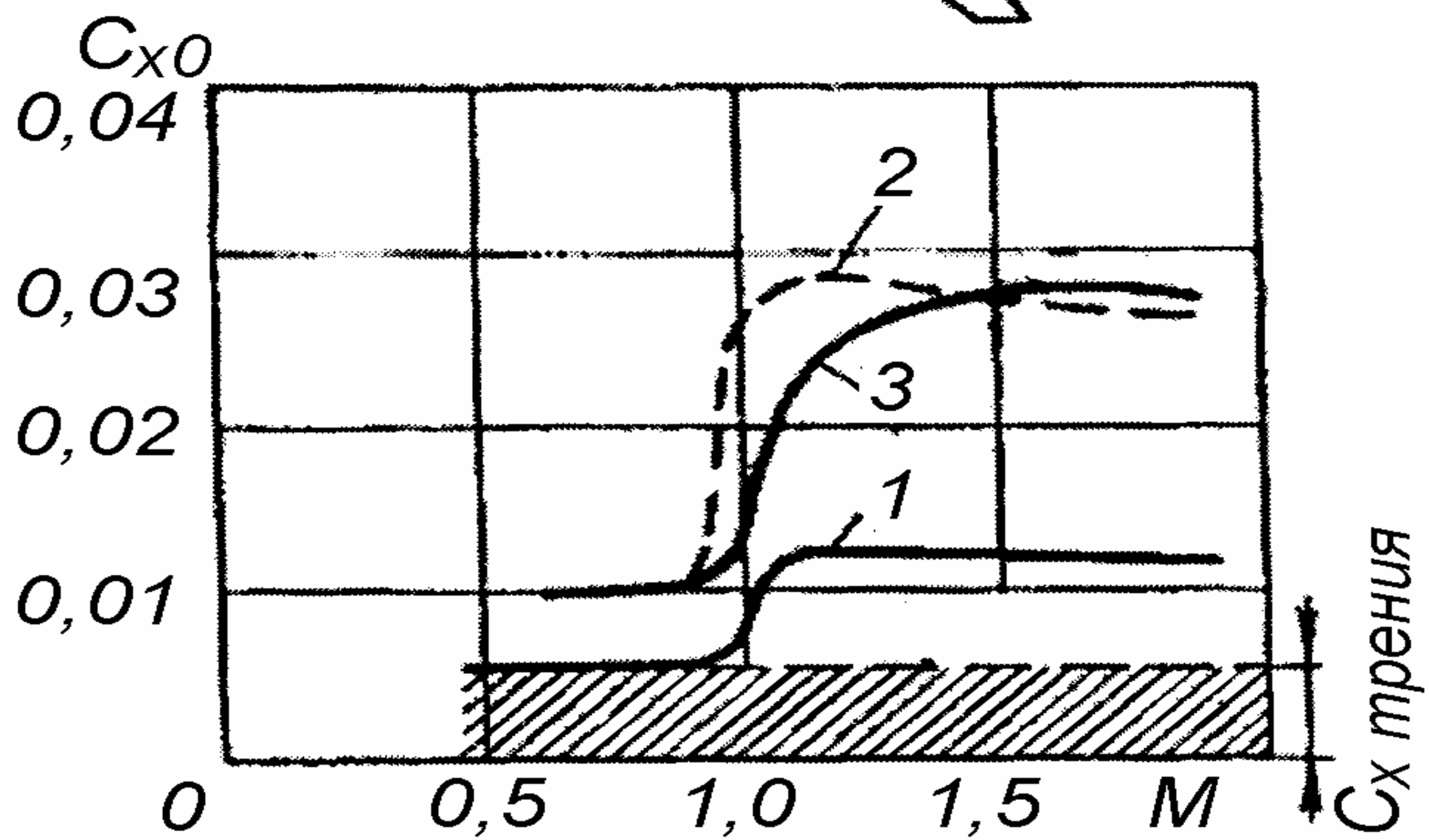
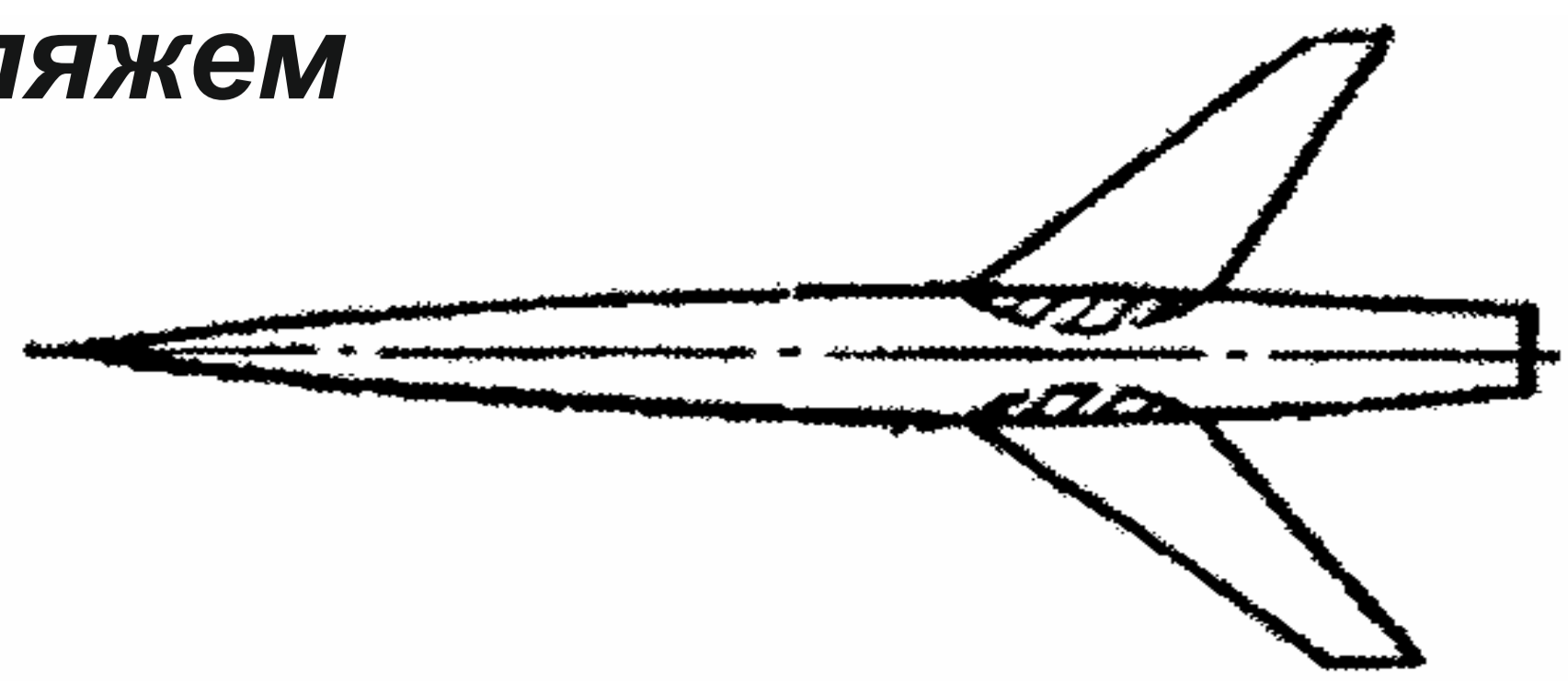


Схема епюр площини поперечного переріза літака



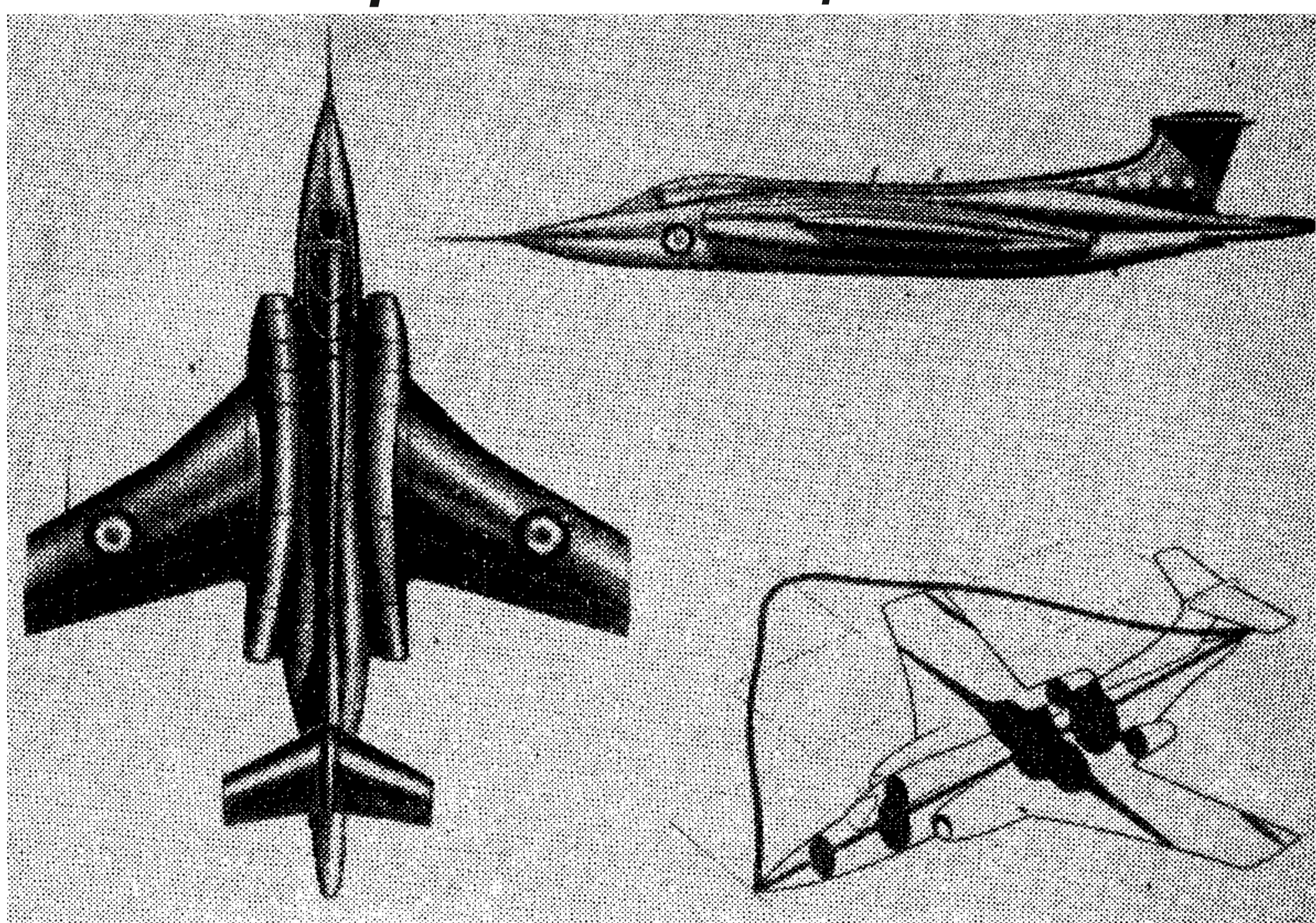
а – без урахування правила площин; б – з урахуванням його;
1 – тіло найменшого опору; 2 – гондоли двигунів; 3 – крило;
4 – фюзеляж; 5 – вертикальне оперення;
6 – горизонтальне оперення; 7 – гондоли шасі

Л 04 Залежність коефіцієнта C_x від
ЗП числа M для з'єднання фюзеляж+крило
 з циліндричним та стиснутим
 фюзеляжем

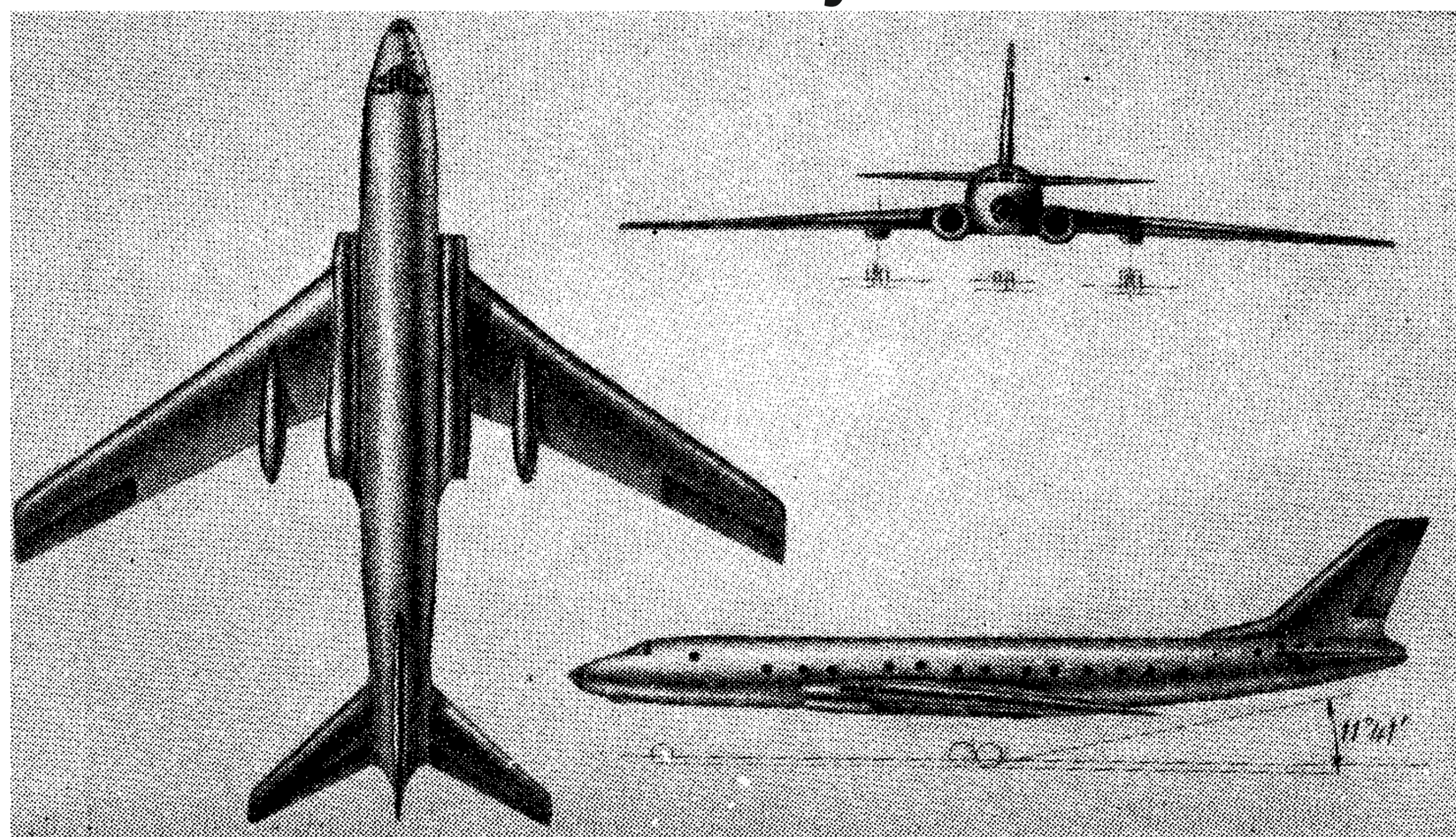


1 - лише тіло обертання; 2 - фюзеляж без підбгання з крилом;
 3 - фюзеляж з підтисканням та крилом

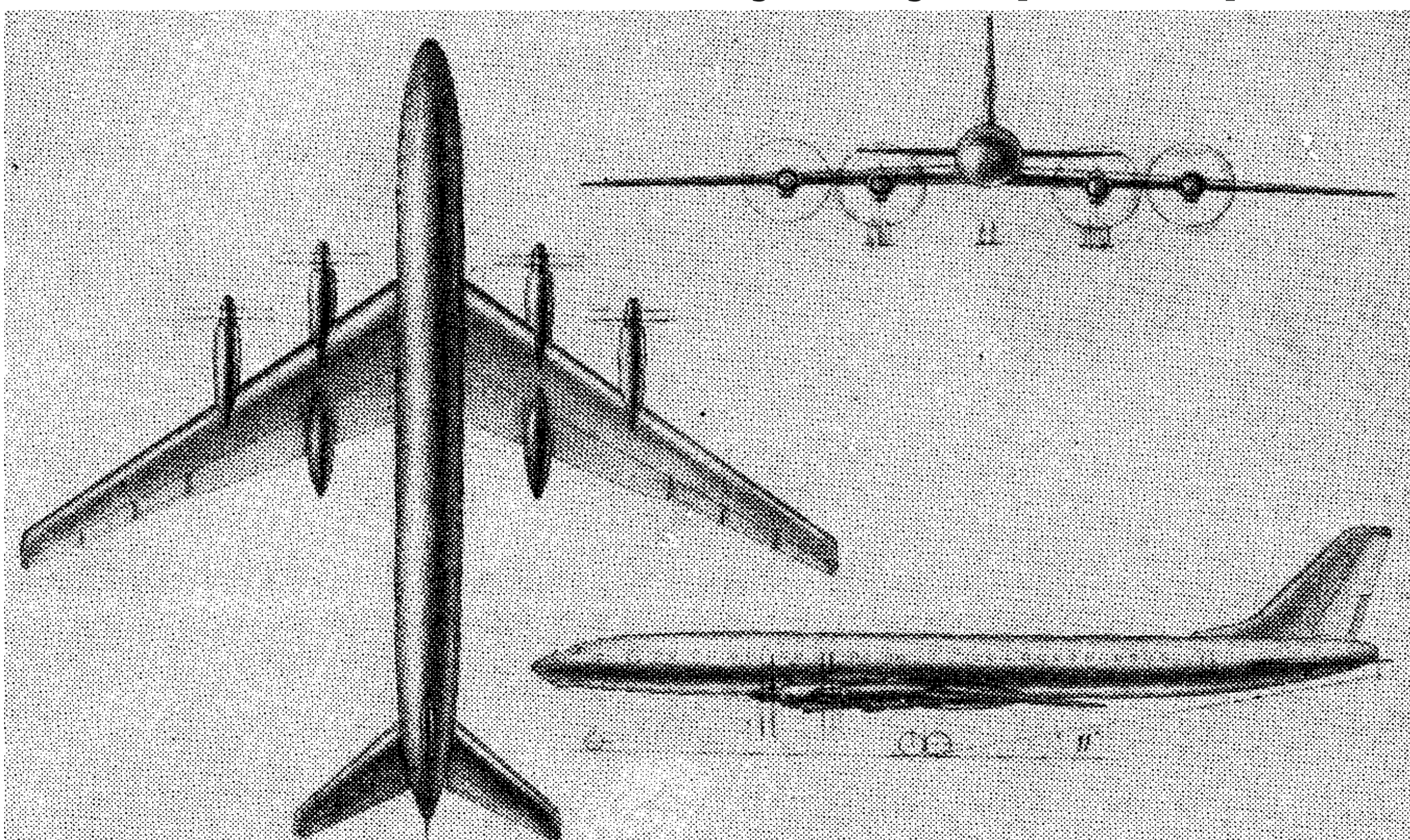
Загального вигляду англійського палубного бомбардувальника Блекберн НА.39 "Бакенір", в компоунанні якого наочно виконано правилам площин



Літак Ту104

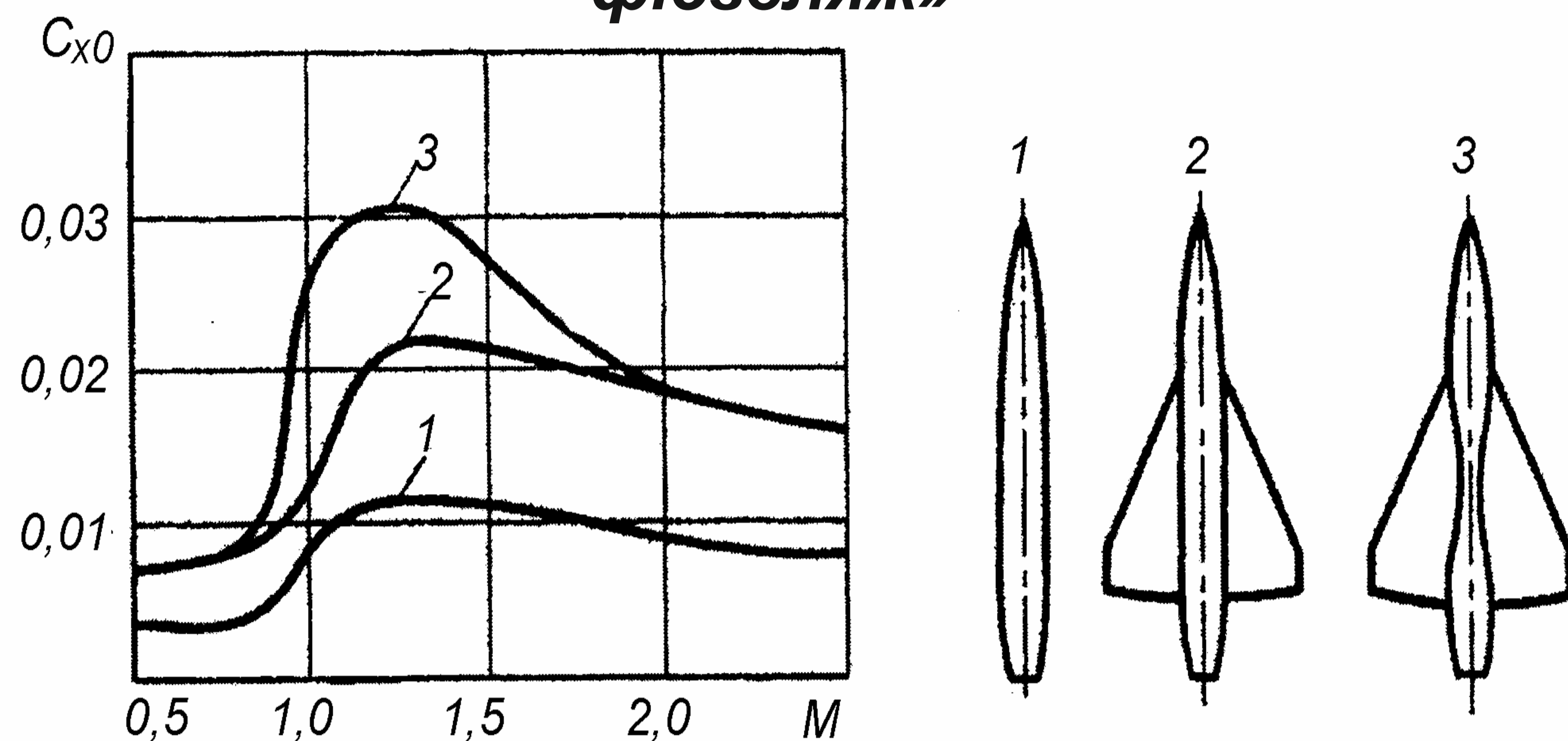


Загальний вигляд літака Ту114 у трьох проекціях



Застосування правила площ дозволяє змістити початок зростання C_x по M на великі значення величини M , тобто отримати завдяки цьому можливість літати з великими крейсерськими швидкостями.

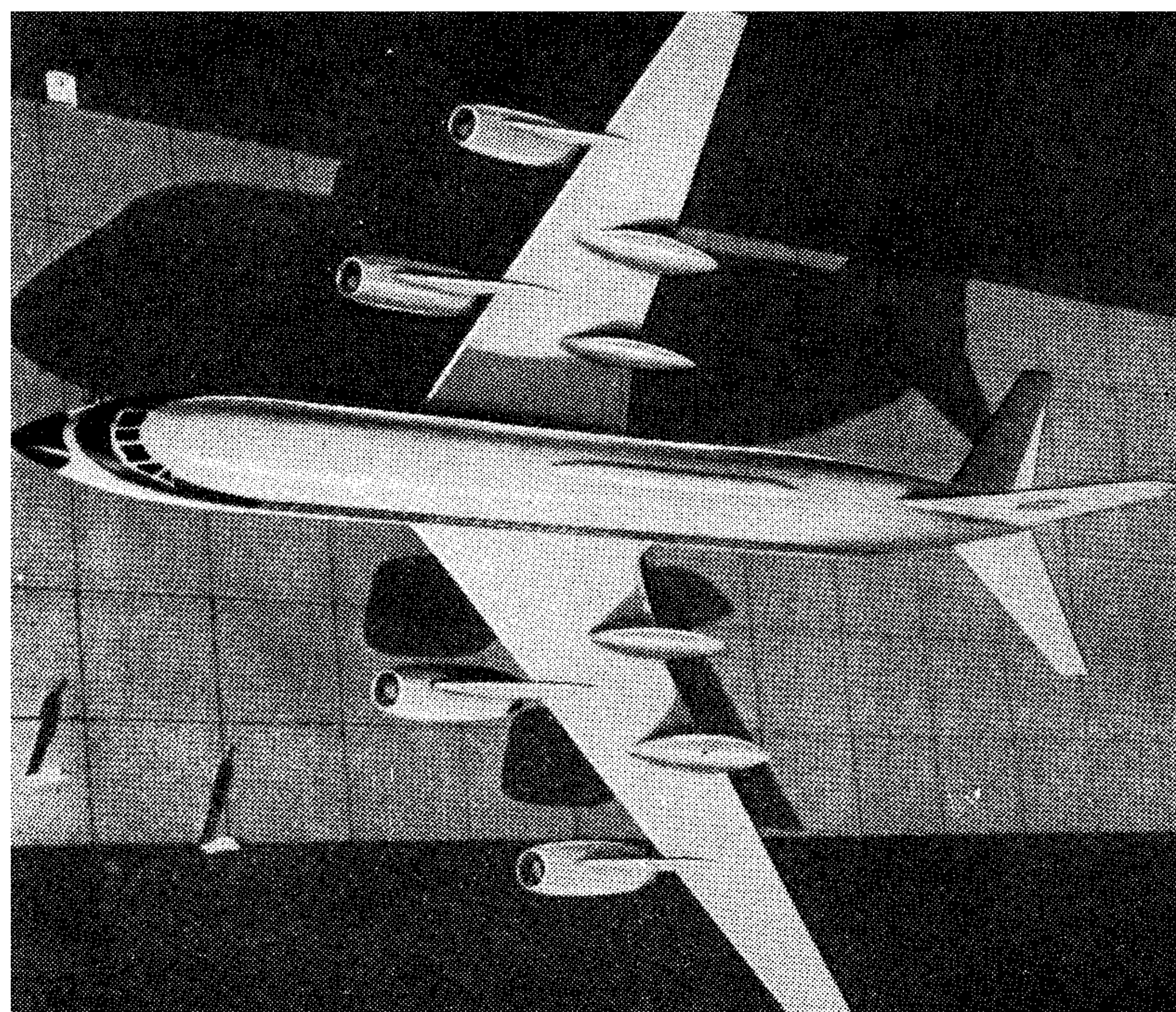
Вплив підтискання фюзеляжу на величину коефіцієнта лобового опору комбінації "крило фюзеляж"



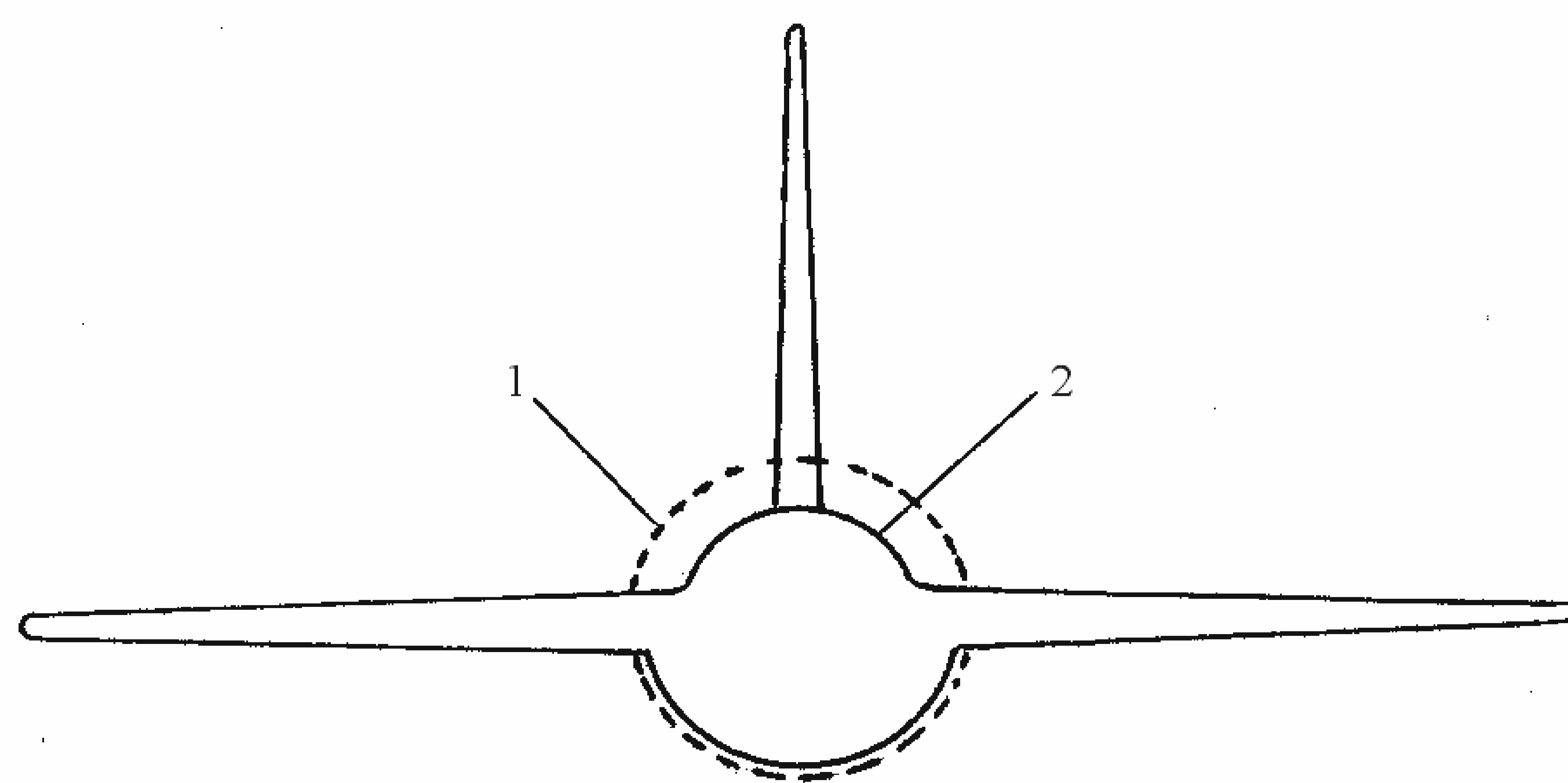
Гондоли шасі у вигляді надбудов на крилі для зменшення загального опору літака на навколосвукових швидкостях польоту та гондоли двигунів з повітрозабірниками, виконаними за правилом площин, використовувалися на літаках Ту-104 та Ту-114.

На крилі літака "Конвер 990" було встановлено чотири гондоли, які використовувалися для розміщення паливних баків.

Літак "Конвер 990"



Правило площин



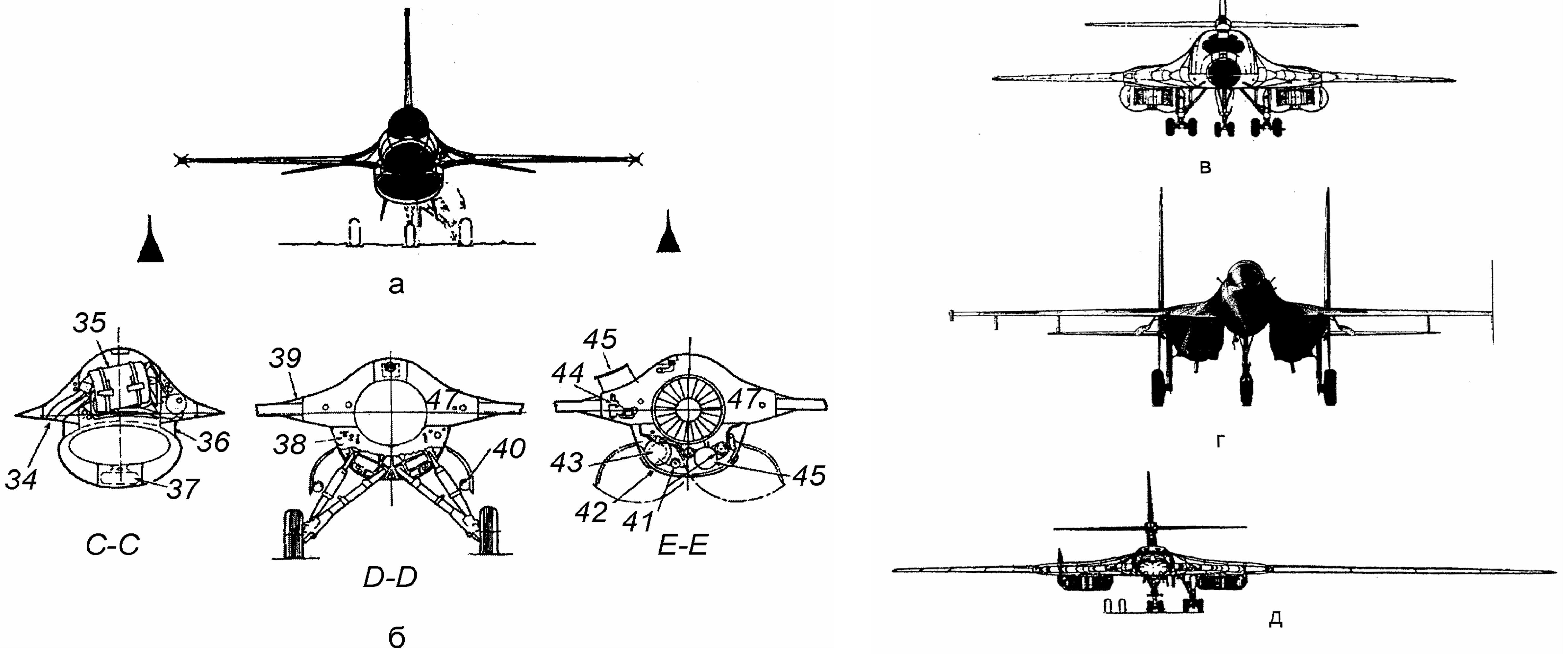
1 – переріз літака без правила площин;
 2 – переріз літака, виконаного за диференціальним правилом площин

ЗП Для швидкісних літаків-винищувачів, особливо надзвукових правило площ набуло подальшого озвиту як так званого диференціального правила площ, та був у появі інтегральної схеми літака.

Диференціальне правило площ зводиться до того що, що зменшення обсягу літака над крилом здійснюється інтенсивніше, ніж під крилом.

Інтегральна схема літака (інтегральне об'єднання крила та фюзеляжу) характеризується тим, що місце з'єднання крила та фюзеляжу зовсім "розмито" і не має видимого переходу одного агрегату (крила) до другого (фюзеляж). Досить наочно демонструють інтегральну схему кілька поперечних перерізів літака-винищувача "Дженерал Дайнемікс F-16" та на вигляді спереду літаків "Рокуелл В-1", "Сухий Су-27", Ту-160.

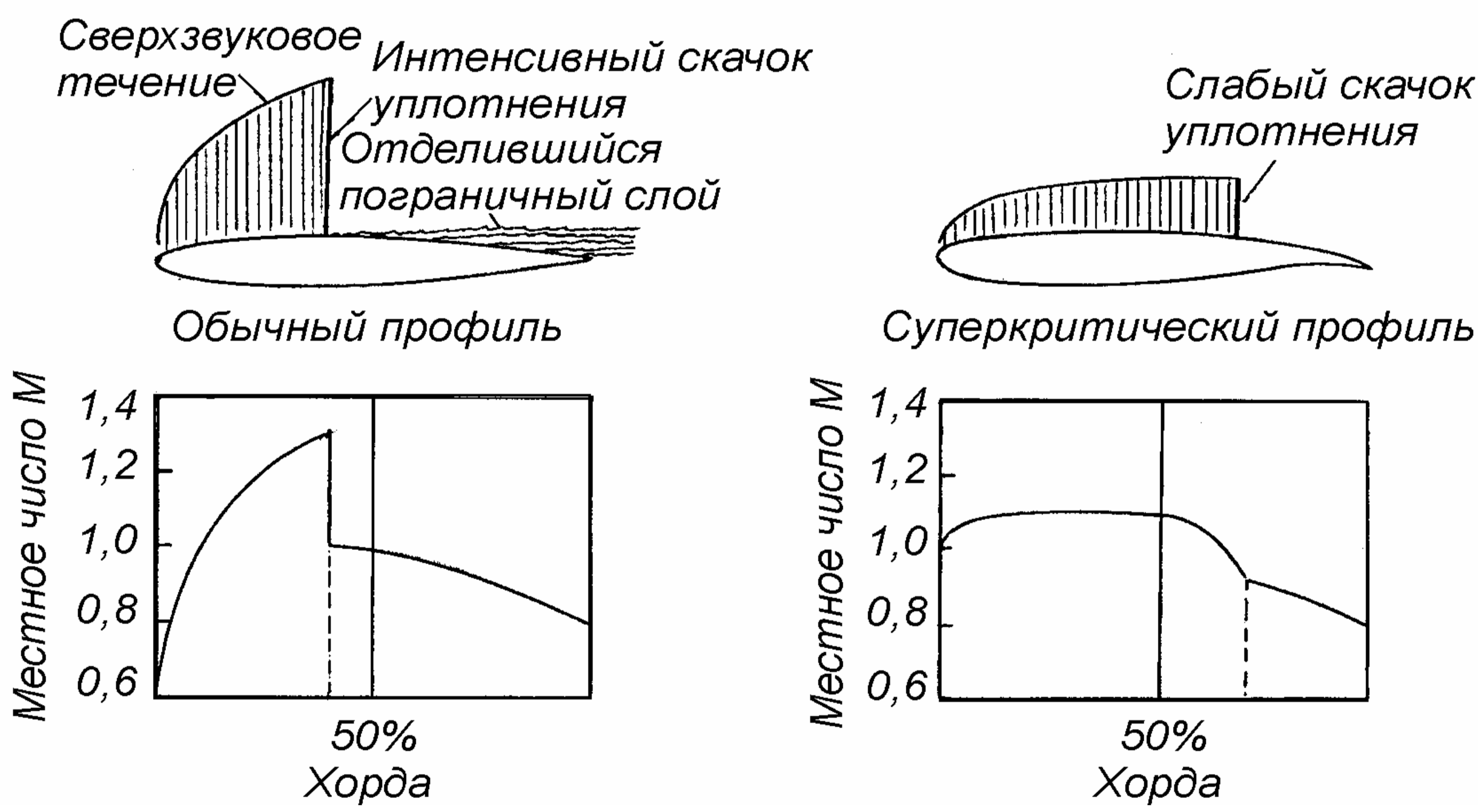
Інтегральна схема літака



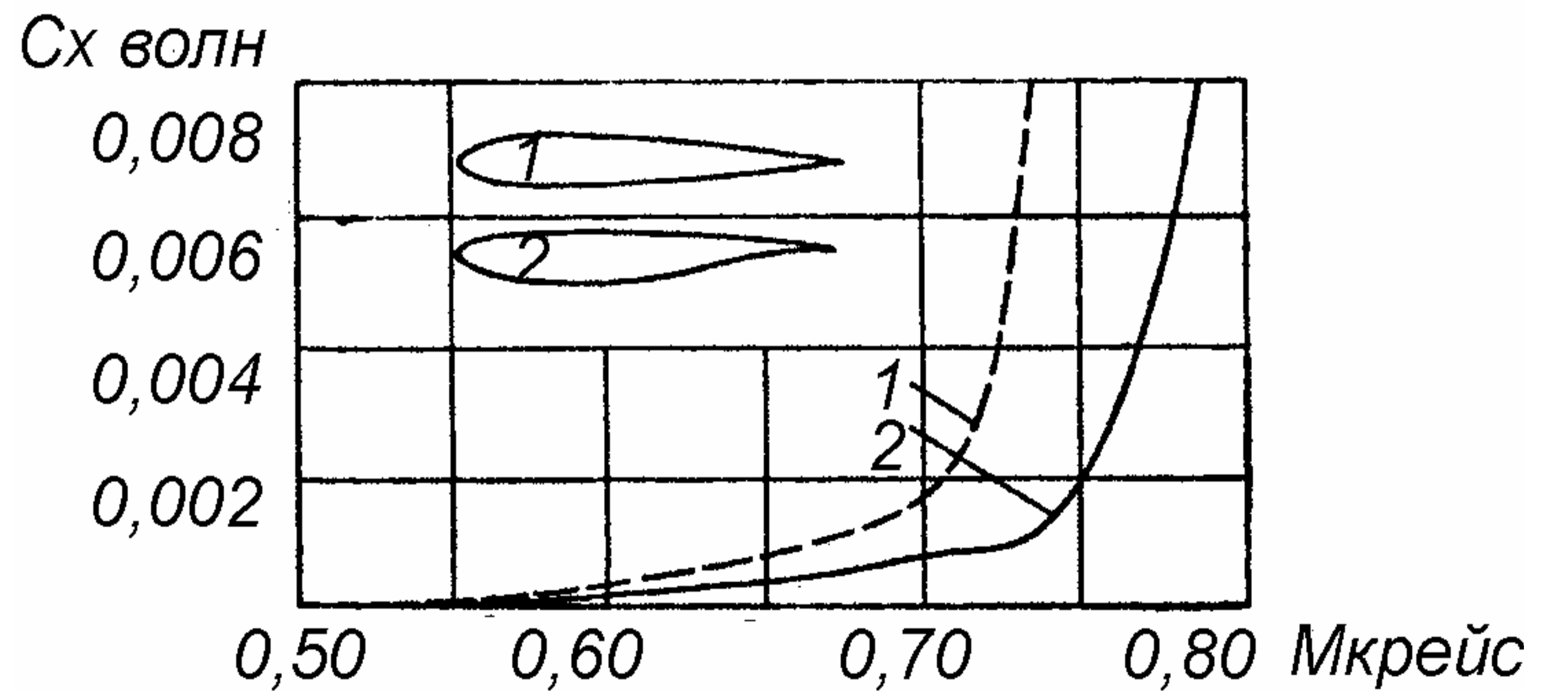
а, б - "Дженерал Дайнемікс" F-16, "Рокуелл В-1", г - "Сухий Су-27", д - Ту-160.

Хвильовий опір пов'язаний з наявністю стрибка ущільнення на верхній поверхні крила і залежить від його інтенсивності. Пом'якшення стрибків ущільнення шляхом збільшення стрілоподібності крила і зменшення його відносної товщини на сьогодні практично вичерпали свої можливості. До того ж збільшення x і зменшення приводять до цілого ряду неприємних наслідків, таких, як збільшення маси крила, зниження його жорсткості, кінцеві зриви потоку, обмеження кутів атаки. Поява суперкритичних профілів у 70-і роки дозволила керувати стрибком ущільнення на крейсерських режимах польоту.

Схема обтікання профілів

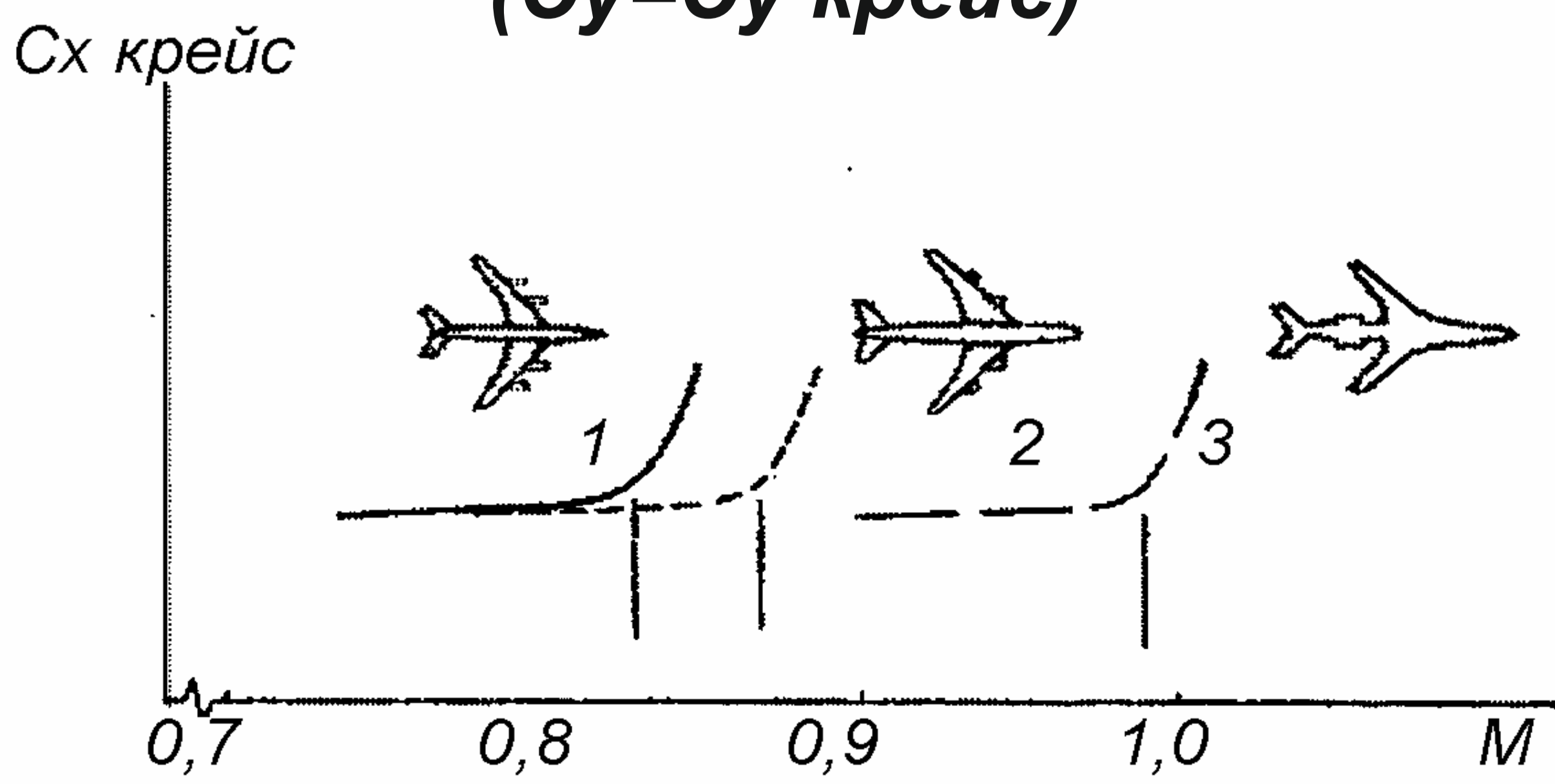


Залежність величини хвильового опору від крейсерського числа



1 – звичайний профіль; 2 – суперкритичний профіль

Залежність коефіцієнта лобового опору в крейсерському польоті від числа M для реактивних транспортних літаків (Су=Су крейс)



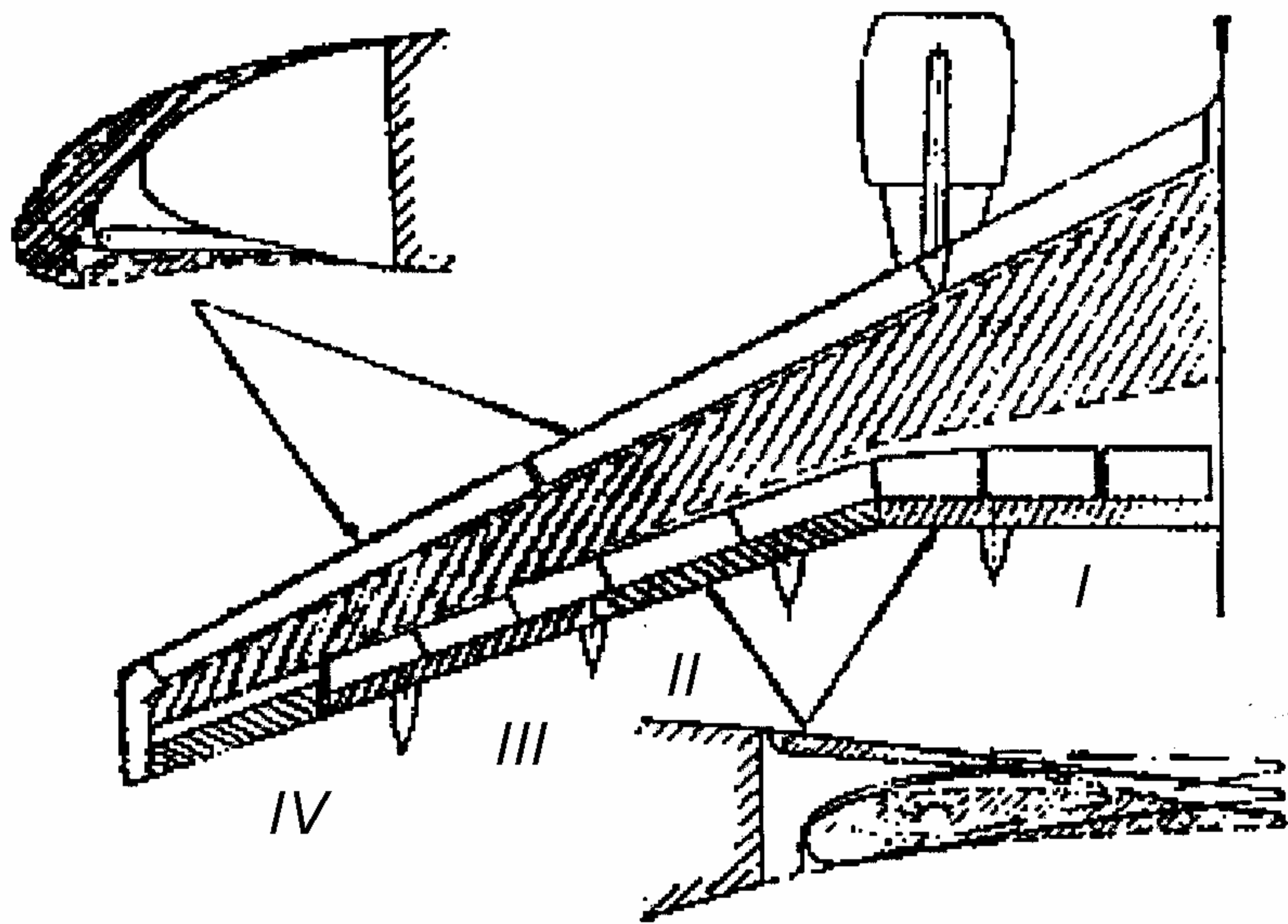
1 – звичайний профіль крила;
2 – сучасний профіль крила;
3 – перспективний суперкритичний профіль крила

- Переваги використання суперкритичних профілів:
1. Зменшення маси конструкції завдяки використанню товстіших крил або зменшенню стрілоподібності крила, або того й іншого одночасно без погіршення аеродинамічної якості літака.
 2. Підвищення крейсерської швидкості літака шляхом зниження його опору при навіколосвукових швидкостях.
 3. Поліпшення характеристик літака з бафтіну та маневреності.

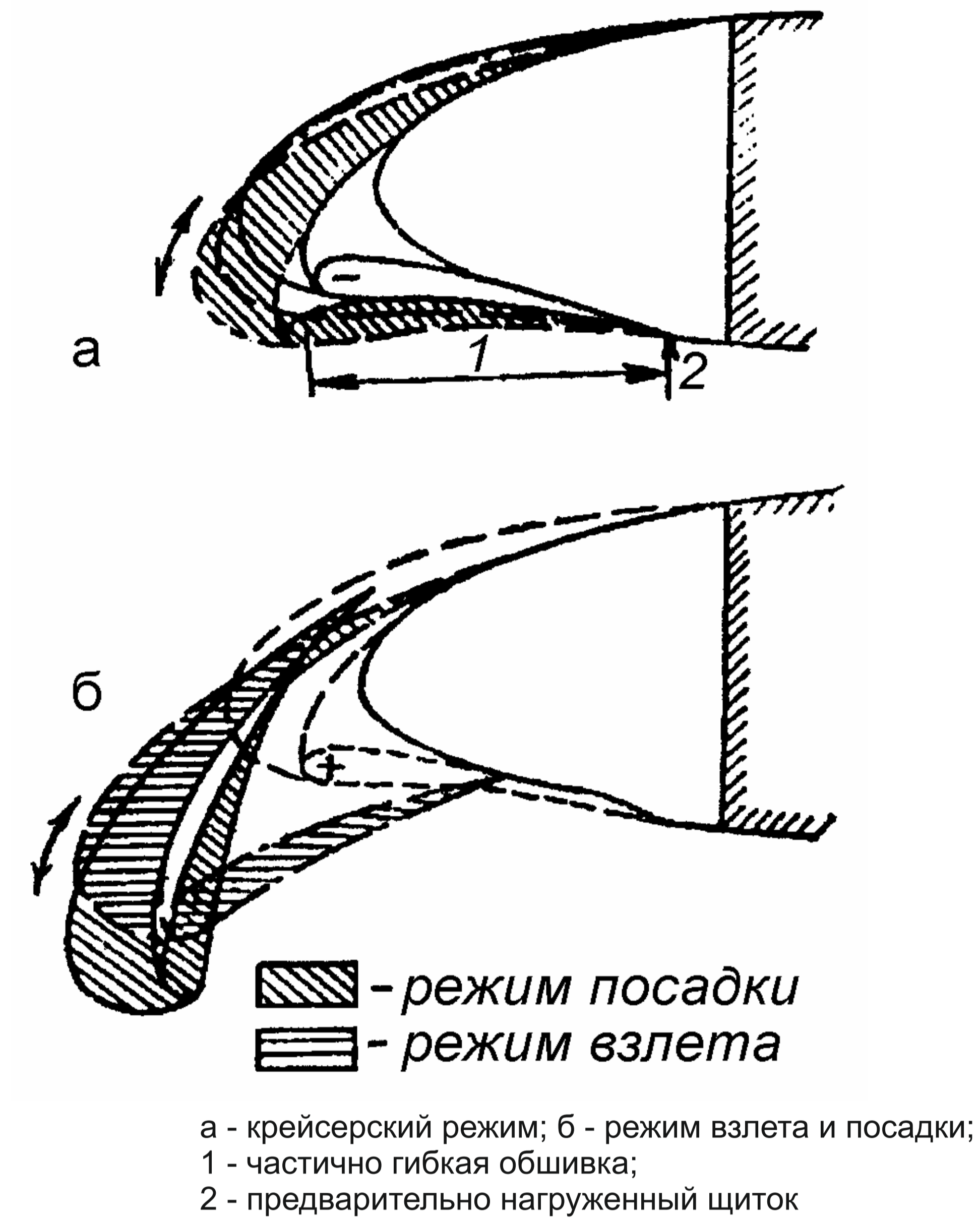
Одне з можливих вирішень проблеми – концепція адаптивного крила. Навіть за допомогою "фіксованої" зміни кривизни профілю може бути збільшена аеродинамічна якість та розширений діапазон безпечних режимів польоту, обмежений бафтингом та дивергенцією крила.

Але гнучка обшивка, яка допускає зміну кривизни по всій хорді профілю, за сучасного рівня технології не може бути виготовлена. Тому для створення необхідних змін кривизни профілю використовуються існуючі поверхні керування та механізація крила. Поділ задньої кромки крила на чотири сегменти дозволяє варіювати кривизну профілю вздовж розмаху.

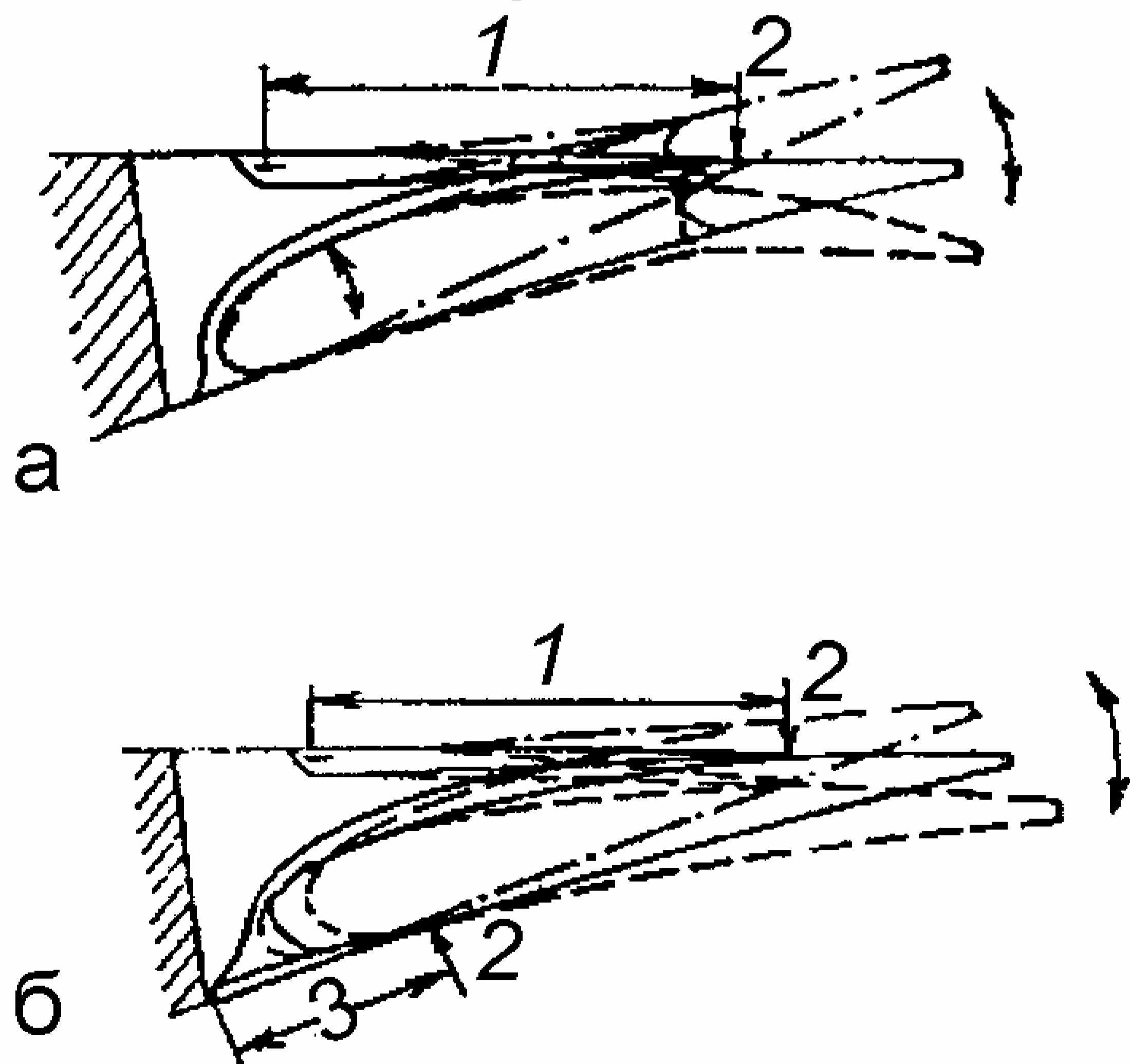
Концепція адаптивного крила транспортного літака



Принципова схема передньої кромки профілю

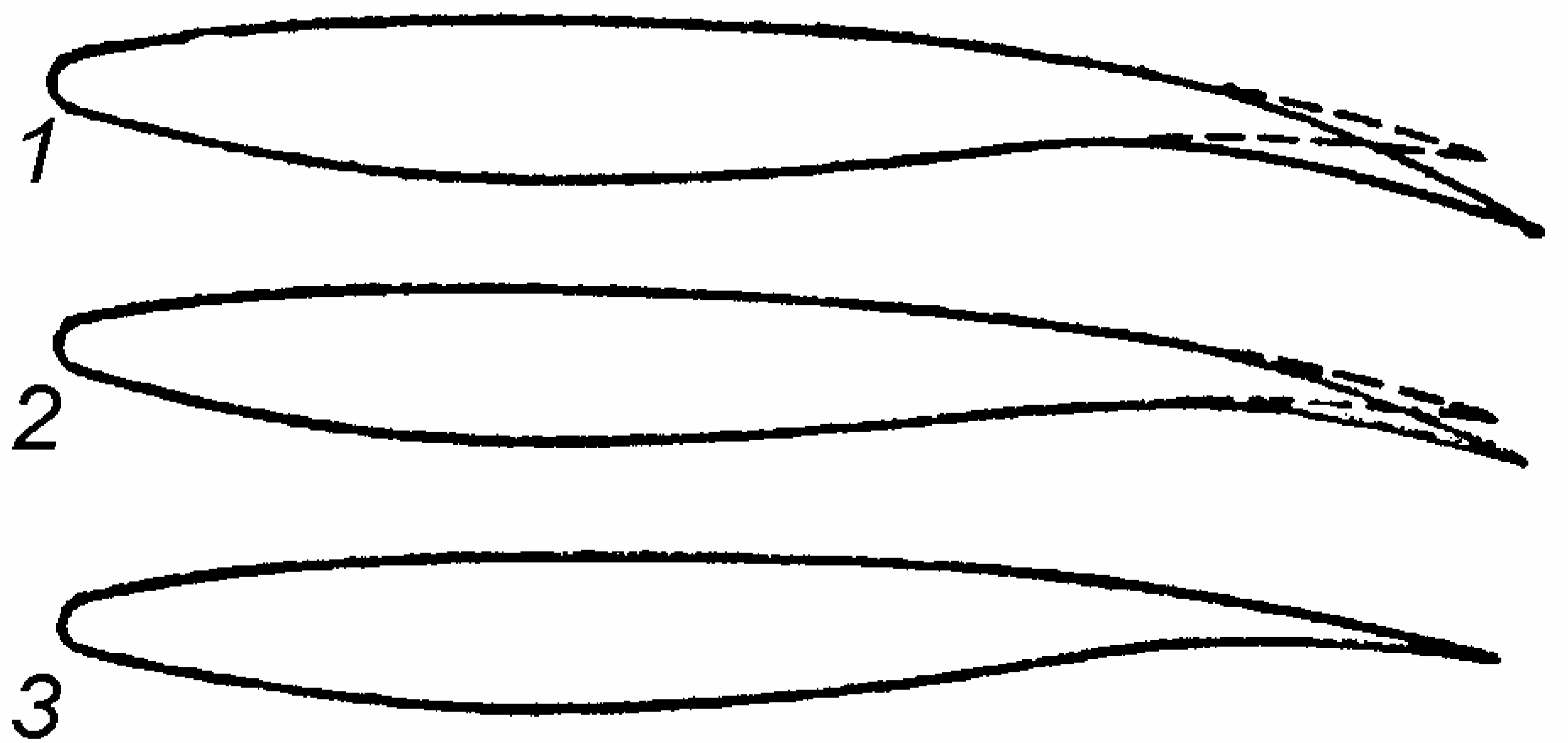


Принципова схема задньої кромки профілю



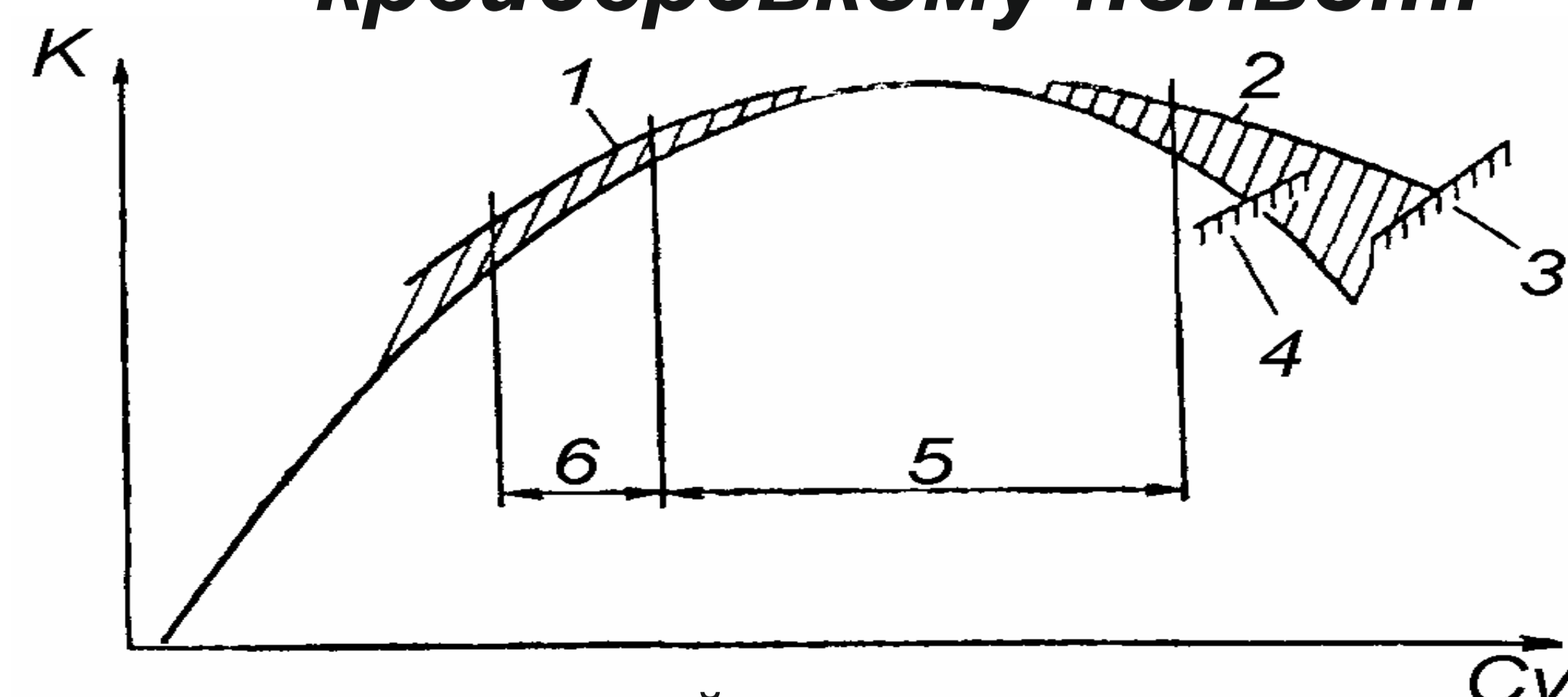
а – зміна кривизни без випуску закрилка; б- зміни кривизни із випусканням закрилка;
 1 - частково гнучка обшивка;
 2 - попередньо навантажений щиток; 3 гнучка обшивка

Зміна кривизни профілю крила в міру зниження маси літака та необхідної підйомної сили під час крейсерського польоту літака А 340



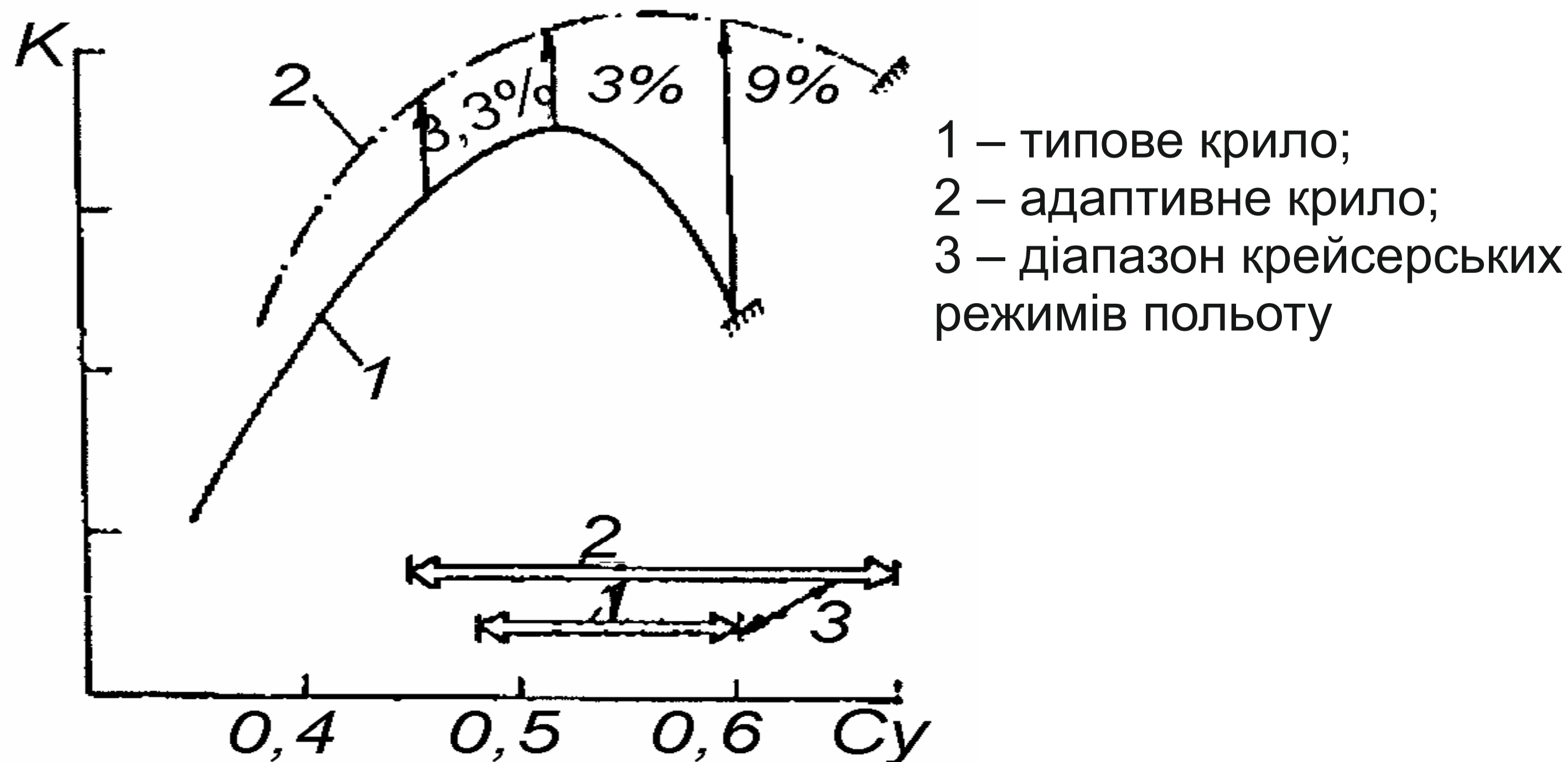
1 - початок крейсерського польоту, $m_0 = 226т$; $C_y = 0,6$;
 2 - середина крейсерського польоту, $m_0 = 193т$; (-15%) ; $C_y = 0,5$;
 3 - кінець крейсерського польоту, $m_0 = 158т$; (-30%) ; $C_y = 0,4$

Вплив керованої кривизни на аеродинамічна якість та коефіцієнти підйомної сили в крейсерському польоті

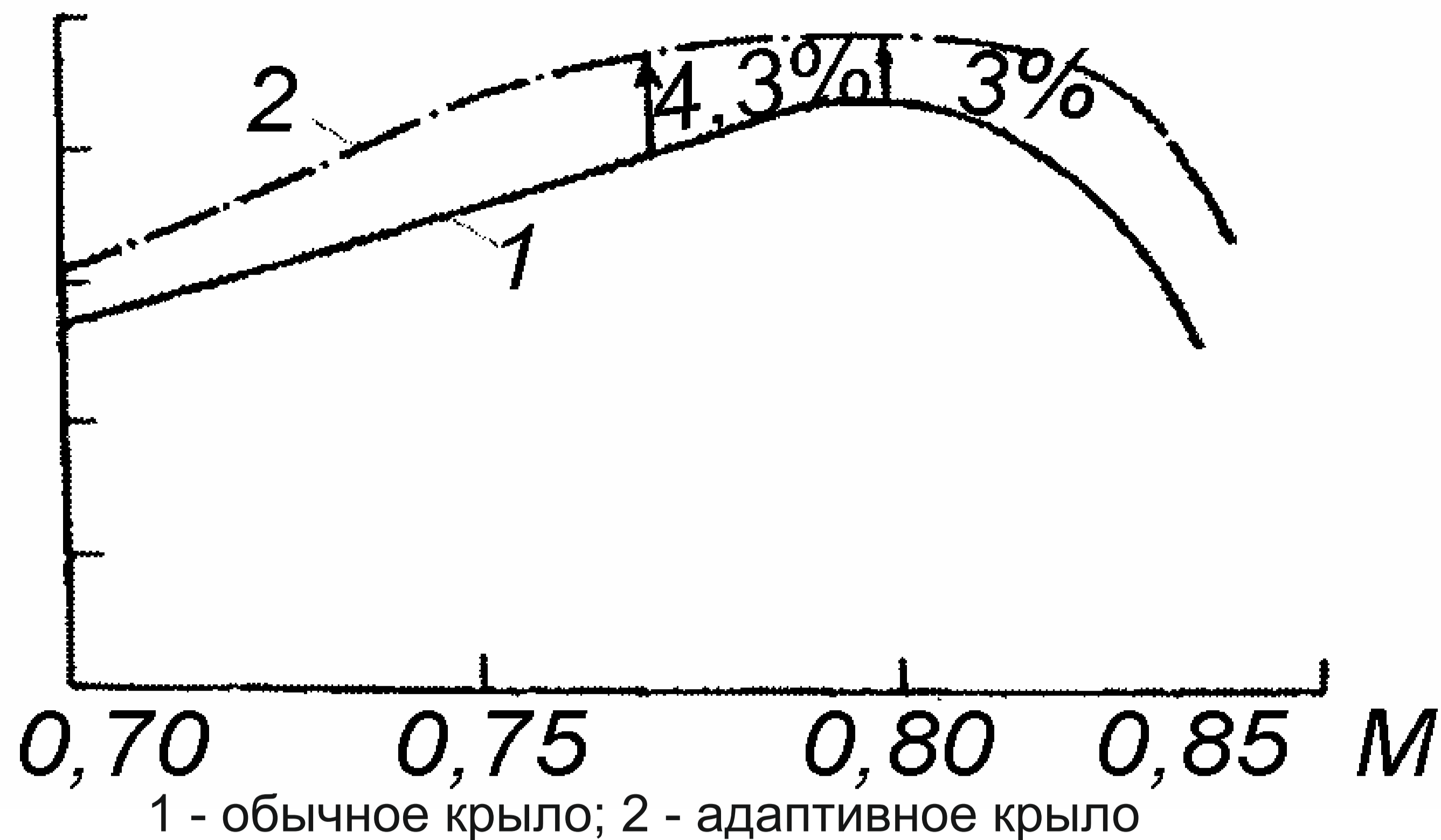


1 - покращення характеристик крейсерського польоту на малих висотах при використанні керованої кривизни; 2 - зменшення лобового опору при великих коефіцієнтах підйомної сили шляхом керування кривизною; 3 - межа бафтингу крила з керованою кривизною профілю; 4 - межа бафтингу крила з постійною кривизною профілю; 5 – область нормального крейсерського польоту; 6 - крейсерський політ на малій висоті

Вплив управління кривизною профіля на аеродинамічну якість ($M = 0,8$; $Re_{сах} = 7,22 \cdot 10^6$; центр тяжіння на $0,25 b_{сах}$)



$M \cdot K_{max}$



Використання управління кривизною профілю для перерозподілу навантаження вздовж розмаху крила ($M=0,8$; $C_{y1}=C_{y2}=0,765$)

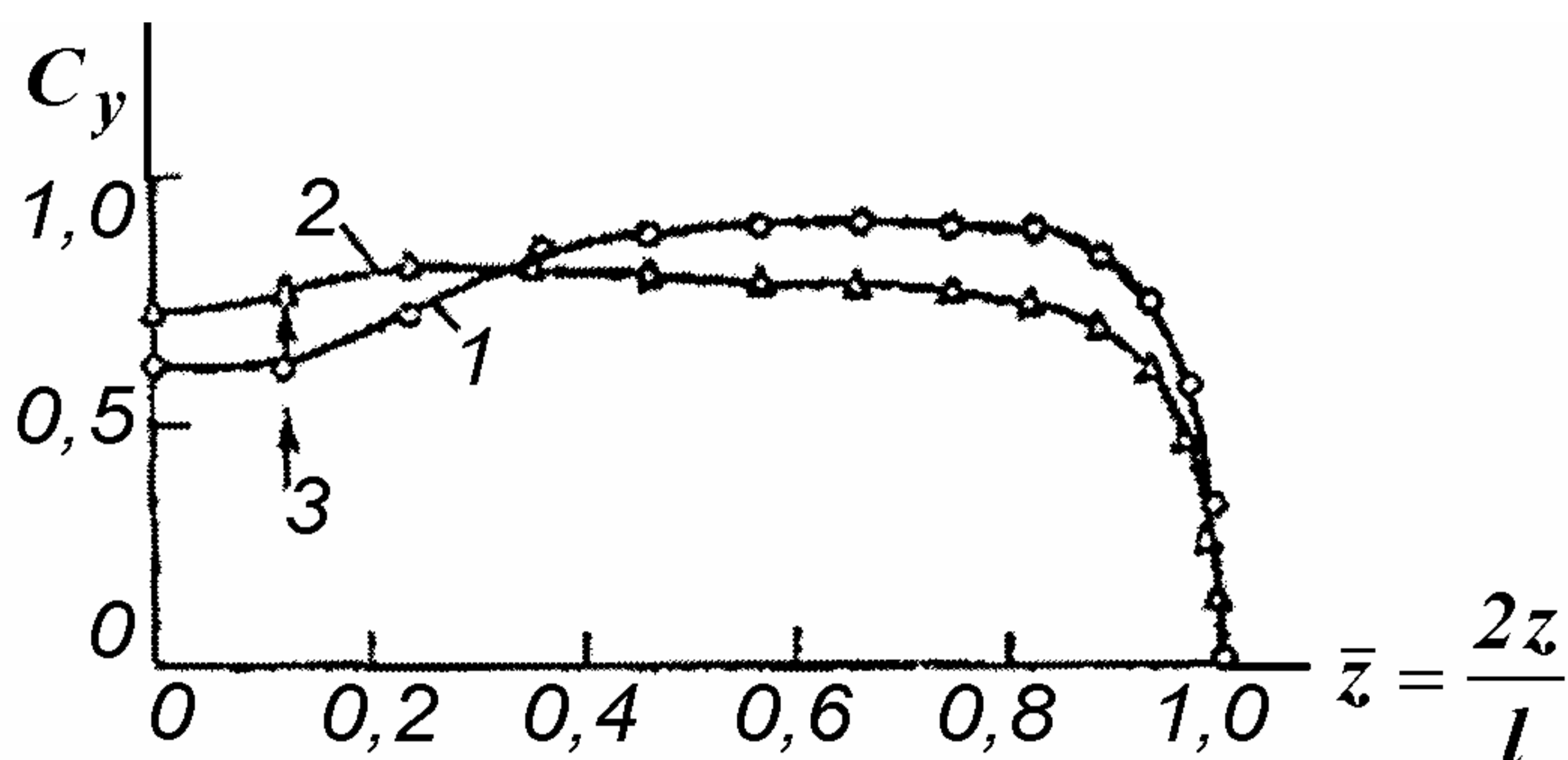
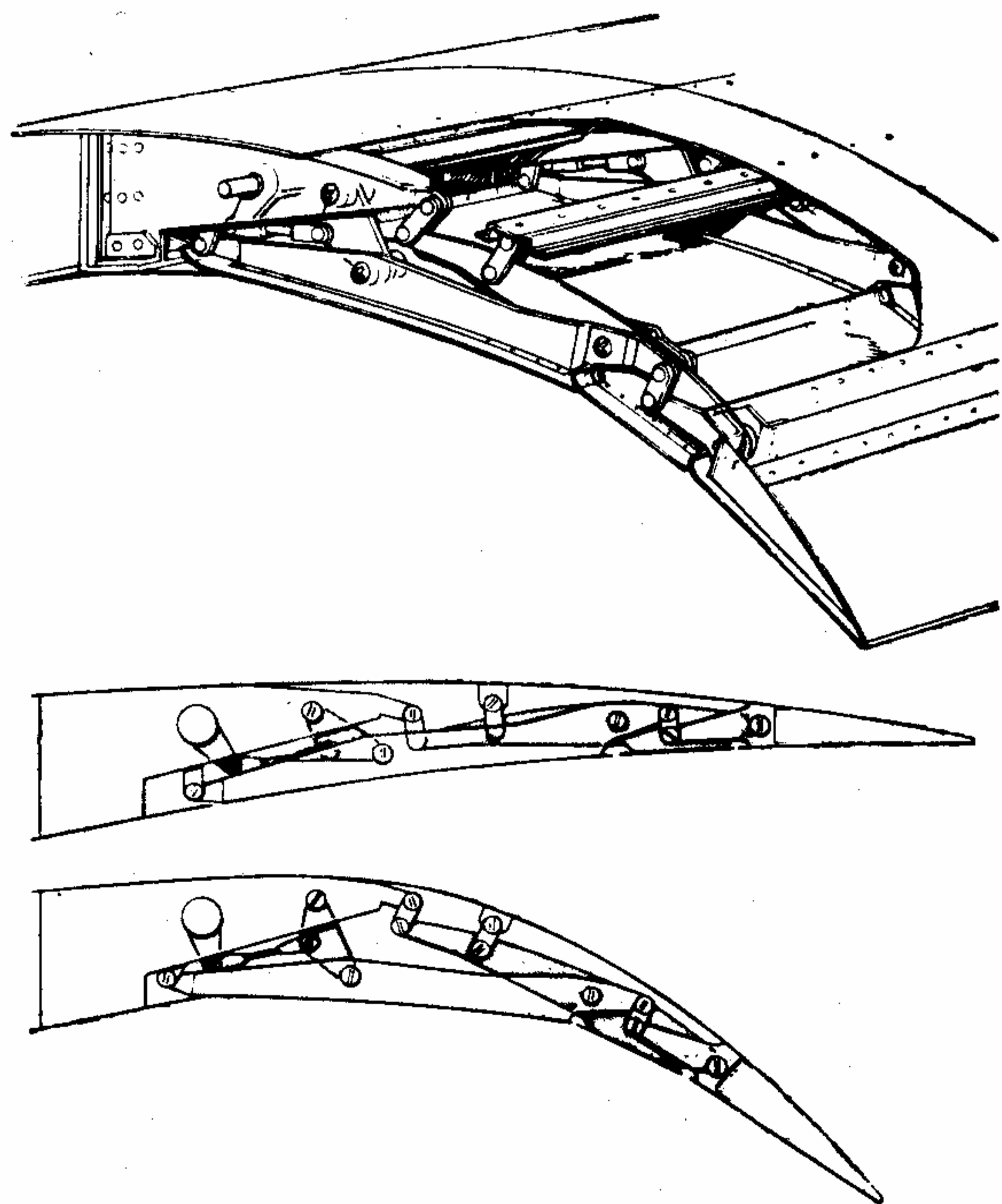
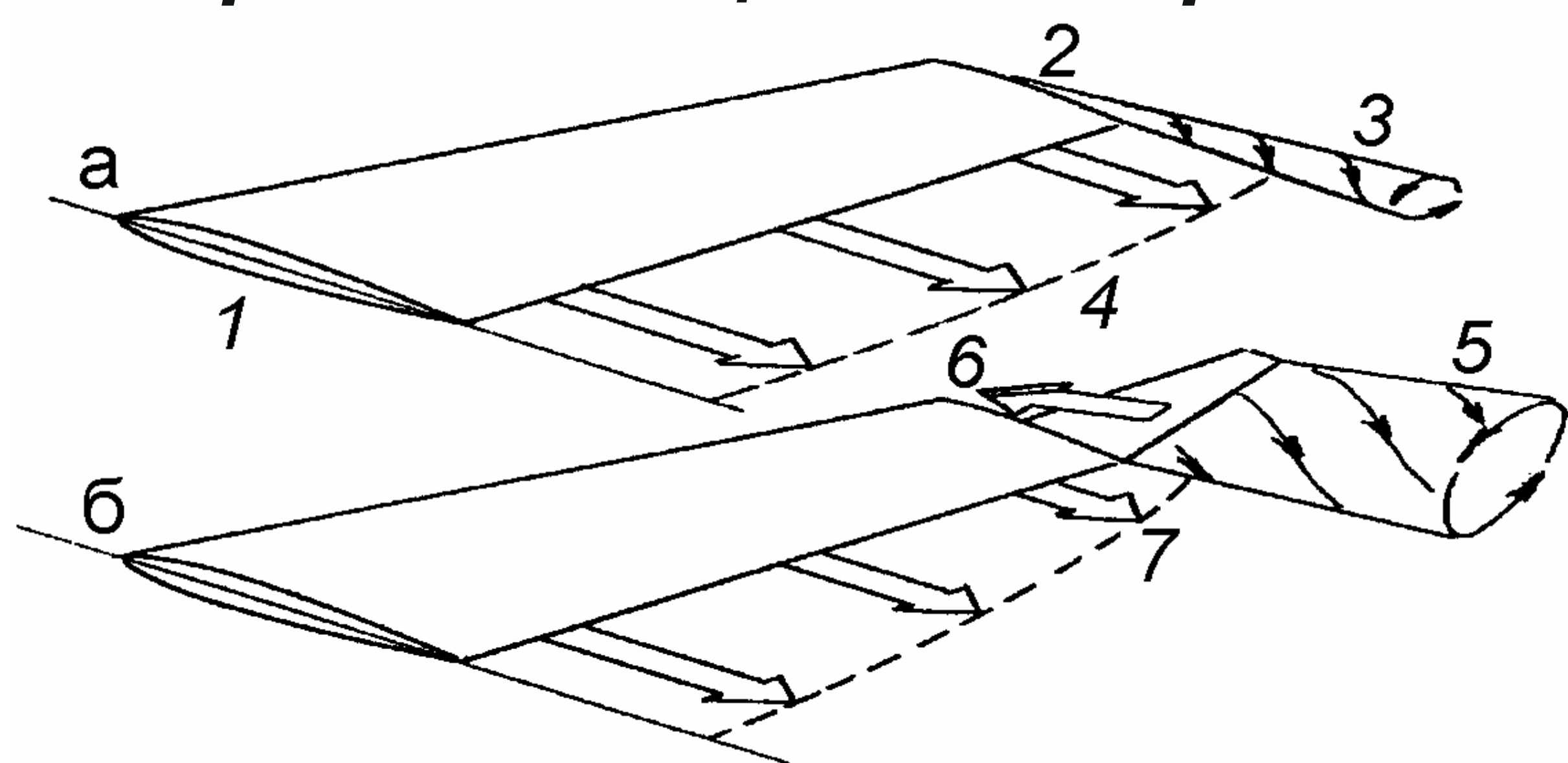


Схема висувного закрилка



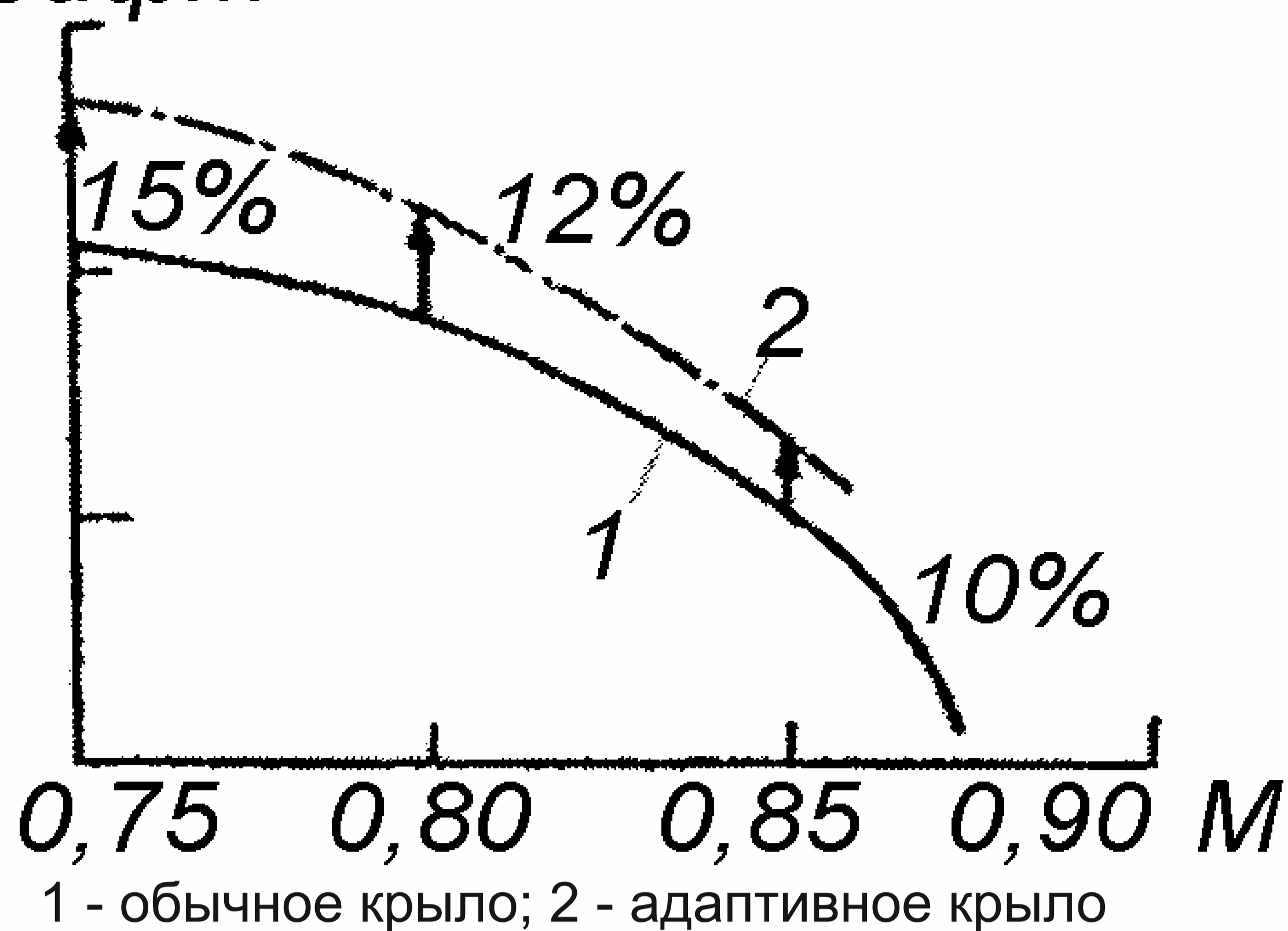
Вплив кінцевих вертикальних поверхонь крила на кінцевий вихор



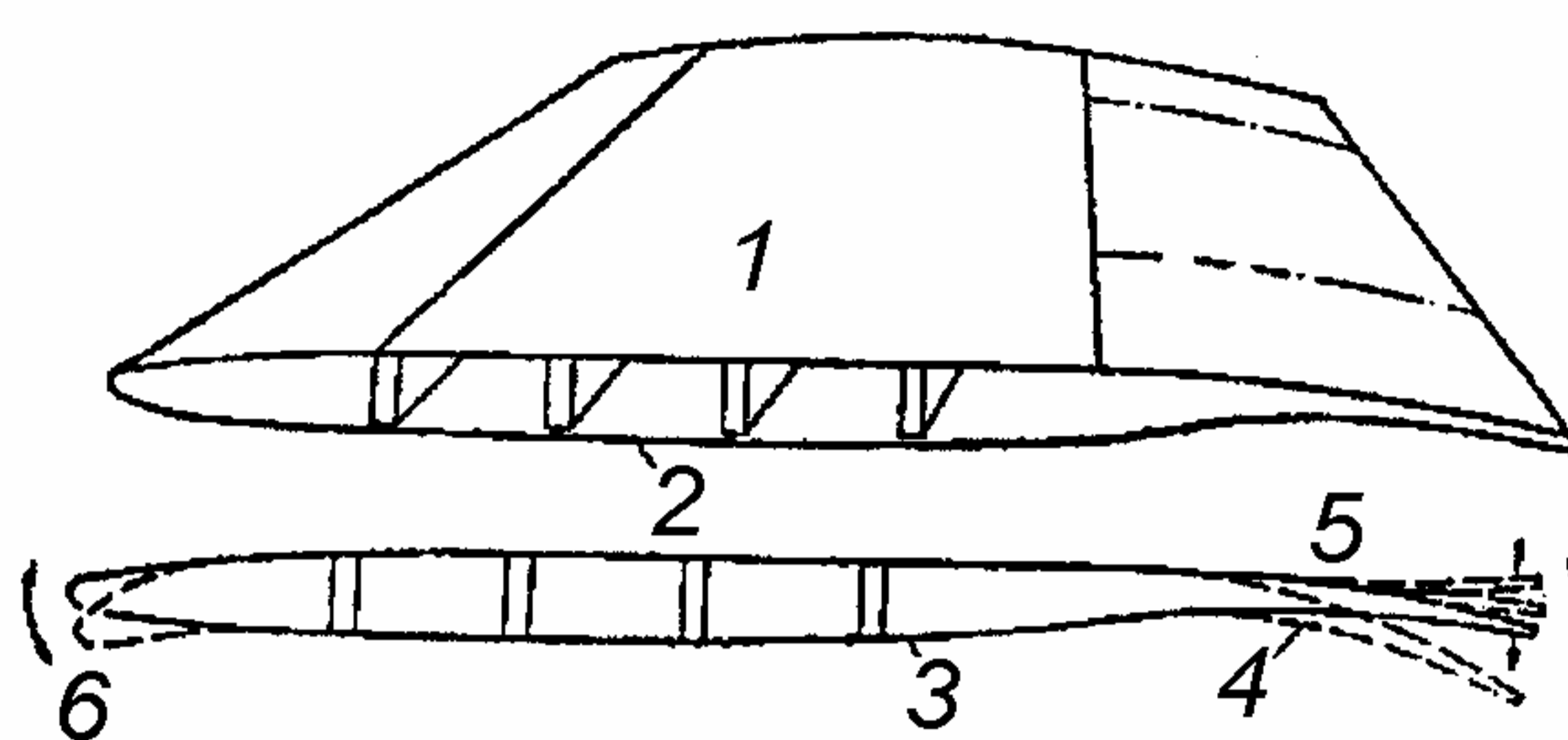
а - звичайне крило: 1 - кореневе перетин крила; 2 - кінцева частина крила; 3 - кінцевий вихор із високою швидкістю обертання; 4 - індуктивний опір; 6 - крило з кінцевою поверхнею; 5 - ослаблений кінцевий вихор; 6 - аеродинамічна сила кінцевої поверхні; 7 - зменшений індуктивний опір

Зміна межі початку бафтингу (центр маси на $0,25b_{сах}$, $\Delta n_y = 0,2$)

C_y бафт



Порівняльна схема суперкритичного крила літака ТАСТ/F111 та створеного на його основі адаптивного крила



- 1 - надкритичний (суперкритичний) профіль;
- 2 - кесон крила літака ТАСТ/F111;
- 3 - удосконалена конструкція;
- 4 - положення збільшення підйомної сили;
- 5 - відхилення для активного керування навантаженням крила;
- 6 - відхилення носа

Індуктивний опір поряд із опором тертя є основним джерелом лобового опору пасажирського та транспортного літаків.

Основні зусилля у вирішенні цієї проблеми, без урахування безперечного прагнення до збільшення подовження (оскільки цей опір обернено пропорційно подовженню) спрямовані на вдосконалення форми закінчувань крила. Були проведені випробування різних пристроїв на кінцях крила, які дозволяють ефективно використовувати кінцевий вихор, відновлюючи його енергію або руйнуючи його. Різні технічні рішення, що дають зменшення індуктивного опору, потрібно одночасно оцінювати з точки зору збільшення опору тертя (збільшення змоченої поверхні) і з точки зору впливу додаткових пристроїв на згинальний момент кореневої частини крила і, як наслідок, на масу конструкції.

Типова форма кінцевих аеродинамічних поверхонь

