



В. І. Холявко

**АЕРОДИНАМІЧНІ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА**

1998

533
X75

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ
Харківський авіаційний інститут ім. М.Є. Жуковського

ПЕРЕОБЛІК 2005р.

В.І. ХОЛІВКО

АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

Навчальний посібник

Научно-техническая
библиотека
"ХАИ"



mt0056377

**НАУКОВО-ТЕХНІЧНА
БІБЛІОТЕКА**
Національного аерокосмічного
університету ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Харків ХАІ 1998

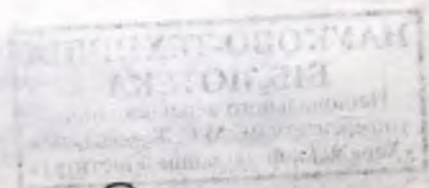
Аеродинамічні характеристики літака / В.І. Холяко. - Навч. посібник. - Харків: Харк. авіац. Ін-т, 1998. - 80 с.

Наведено формули і довідникові дані для визначення аеродинамічних характеристик літака та його основних елементів у широкому діапазоні змін кутів атаки, числа M_{∞} і висот польоту при постійному горизонтальному русі. Розглянуто процеси інтерференції та вплив геометричних параметрів на аеродинамічні характеристики літака. Розрахунковий матеріал орієнтовано на використання ЕОМ.

Для студентів, які вивчають дисципліну аеродинамічного циклу і виконуть аеродинамічний розрахунок літака в курсовому і дипломному проектуванні.

Іл. 16. Табл. 1. Бібліогр.: 10 назв.

Рецензенти: канд. техн. наук, доц. З.Г. Лебедь,
канд. техн. наук, доц. А.Г. Зінченко



ВСТУП

Аеродинаміка відіграє важливу, домінуючу роль у розвитку авіації і займає ключове місце у процесі проектування літаків. Знання аеродинамічних сил і моментів, які діють на літак та його окремі елементи (крило, фюзеляж, оперення, органи управління та інші), дозволяє вибирати найраціональнішу аеродинамічну компоновку, що задовольняє льотно-технічні та експлуатаційні вимоги, а також вирішувати конкретні задачі динаміки польоту, міцності, аеропружності і т.п.

Сучасні інженерні методи розрахунку аеродинамічних характеристик базуються на найновіших досягненнях теоретичної та експериментальної аеродинаміки. Традиційним є членування літака на основні елементи (крило, фюзеляж, оперення і т.д.) і визначення аеродинамічних характеристик підсумовуванням одноіменних характеристик цих елементів із врахуванням їх взаємного впливу. Широко використовується також метод розділення аеродинамічних характеристик на складові, які залежать тільки від сил тиску або сил тертя. У першому випадку досить надійні результати одержують чисельним або аналітичним розв'язанням задач невідомого обтікання. У другому випадку для визначення характеристик, які зумовлені силами тертя, використовують теорію течії в'язкої рідини і газу, зокрема, теорію когранячного шару та експериментальні дані.

Можна сподіватися, що з розвитком обчислювальної техніки на базі ЕОМ можливо буде розглядати літак як одне ціле і аеродинамічні характеристики визначати чисельним розв'язанням повної системи рівнянь аеродинаміки. Однак і в цьому випадку, при реальному проектуванні, аеродинамічні характеристики, одержані розрахунком, слід уточнювати експериментальними дослідженнями в аеродинамічних трубах і льотними випробуваннями.

Для оцінки льотних якостей літака необхідно знати його аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні зміни швидкості, висот і режимів польоту.

У посібнику розглядається аеродинаміка літака в польотній конфігурації (масі і механізація крила знаходяться в усраному положенні) при постійному горизонтальному польоті без кутів крену та ковзання.

Весь розрахунковий і довідковий матеріал, необхідний для визначення аеродинамічних характеристик літака і його основних елементів подано у вигляді, зручному для використання ЕОМ. Деякі дані з аеродинаміки викладено в конспективній формі. Для повного розуміння окремих питань слід звертатися до спеціальної та навчальної літератури, частину якої наведено в кінці цього посібника.

На відміну від посібника автора, виданого російською мовою в 1991 році, цей посібник перероблено і доповнено новим матеріалом.

ЗАГАЛЬНІ ПОПЯТТЯ ТА ВИЗНАЧЕННЯ

Для розрахунку аеродинамічних характеристик здійснюється членування літака на основні елементи: крило, фюзеляж, горизонтальне і вертикальне оперення, гондоли двигунів, зовнішні підвіски (паливні баки, контейнери тощо).

За ізольоване крило (горизонтальне оперення) приймається несуча поверхня, складена з двох консолей. Якщо крило або оперення – V-подібної схеми, то їх розпрямляють.

Необхідні для розрахунку геометричні параметри наведено в посібнику при викладенні матеріалу. Докладні зведення про геометрію та аеродинамічні коефіцієнти літака і його елементів можна знайти в праці [1].

При визначенні коефіцієнтів аеродинамічних сил і поздовжнього моменту за характерні площу і довжину прийнято площу крила з підфюзеляжною частиною і довжину фюзеляжу або середню аеродинамічну хорду крила, що треба особливо осмислити.

При постійному горизонтальному русі літака визначають аеродинамічні характеристики:

$$C_{x_0} = f(M_\infty, H), C_{y_\alpha}^\alpha = f(M_\infty), C_{y_\alpha} = f(\alpha, M_\infty), C_{x_\alpha} = f(C_{y_\alpha}).$$

$$A = f(M_\infty), C_{y_{\alpha_{\max}}} = f(M_\infty), k_{\max} = f(M_\infty), \varepsilon^\alpha = f(M_\infty),$$

$$\varepsilon_0 = f(M_\infty), m_{z_0} = f(M_\infty), m_z = f(C_{y_\alpha}), \bar{x}_F = f(M_\infty).$$

Основна частина розрахунків аеродинамічних характеристик здійснюється на ЕОМ за програмами, які розроблені кафедрою аерогідродинаміки ХАІ. Для окремих режимів польоту ці розрахунки порівнюють з даними "ручного" розрахунку.

І. ЛОБОВИЙ ОПІР ЛІТАКА ПРИ НУЛЬОВІЙ ПІД'ЄМНІЙ СИЛІ

І.І. Загальна характеристика лобового опору літака і його складові частини

Лобовий опір літака виникає внаслідок дії на кожний елемент поверхні, що обтікається потоком дотичних, і нормальних складових аеродинамічних сил. Перші визначають опір тертя, другі - опір тиску.

Опір тертя зумовлено в'язкістю повітря. Поява опору сил тиску залежить від різних факторів, які змінюють розподіл тиску на поверхні тіла порівняно з розподілом тиску в ідеальній рідині при безвідривному і стаціонарному обтіканні безвихровим потоком. В цьому випадку, як відомо, силова дія нев'язкого потоку на тіло дорівнює нулю (парадокс Д'Алерт-Даламбера).

Зміна розподілу тиску на тілі від впливу в'язкості дає опір тиску, який разом з опором тертя визначає профільний опір.

При швидкостях польоту, відповідних числам Маха, більшим критичного ($M_{\infty} > M_{*}$), на поверхні обтічного тіла, в потоці з'являється стрибки стисливості, що призводить до виникнення хвильового опору. Нарешті, наявність підйомної сили і утворення за тілом просторової вихрової течії є причиною появи ще однієї складової опору тиску - індуктивного опору.

Профільний, "хвильовий" та індуктивний опори відносяться до складових частин лобового опору.

При дзвуконних швидкостях польоту ($M_{\infty} < M_{*}$) і малих кутах атаки значна частина лобового опору припадає на профільний опір. Для аеродинамічно завершених форм профільний опір визначається опором тертя. Однак якщо фюзеляж літака має плоский донний зріз або скошену кормову частину, то при обтіканні ва кормом утворюється область розрідження і виникає донний опір який включають до складу профільного опору. В окремих випадках донний опір розглядають окремо.

У системі літака з'являється опір інтерференції від взаємодії потоків, що обтікають елементи літака в області їх з'єднання. В загальному балансі опору слід також враховувати опір від місцевих джерел (зварні та заклепочні шви, щілини, антени, трубки приймача повітряного тиску, вузли підвісок, кронштейни та інші дрібні конструктивні надбудови, які виступають в потік).

Для розрахунку складових частин сил опору застосовують різні методи. Профільний опір визначають за теорією пограничного шару, а хвильовий та індуктивний - в рамках моделі нев'язкого обтікання. Широко використовуються також експериментальні дані та полуемпіричні залежності, зокрема, для визначення опору інтерференції та місцевого опору.

Згідно з експериментальними дослідженнями профільний опір при безвідривному обтіканні літака практично не залежить від кутів атаки (підсиної сили). Деяке збільшення опору спостерігається в області критичного кута атаки внаслідок зростання товщини пограничного шару і початку відриву потоку.

Від кутів атаки не залежать також хвильовий опір, опір інтерференції та опір місцевих джерел.

На підставі розглянутого коефіцієнт лобового опору літака можна записати у вигляді

$$C_{x_0} = C_{x_0} + C_{x_i}, \quad (1.1)$$

де C_{x_0} - коефіцієнт лобового опору при нульовій підсиноній силі ($C_{y_0} = 0$); C_{x_i} - коефіцієнт індуктивного опору.

Перший доданок у формулі (1.1) визначається сумою складових:

$$C_{x_0} = C_{x_p} + C_{x_{x\delta}} + \sum \Delta C_x, \quad (1.2)$$

де C_{x_p} і $C_{x_{x\delta}}$ - коефіцієнти профільного і хвильового опору; ΔC_x - коефіцієнти опору від різних місцевих джерел.

При дозвукових швидкостях польоту ($M_\infty < M_x$) хвильовий опір відсутній і $C_{x_{x\delta}} = 0$.

У даному розділі визначаються складові сили опору при нульовій підсиноній силі. Розрахунок індуктивного опору розглянуто в розд. 2.

1.2. Профільний опір літака

Профільний опір літака визначається сумою опору його ізолюваних частин із врахуванням інтерференції між ними.

Формула для розрахунку коефіцієнта профільного опору літака має вигляд

$$C_{x_p} = C_{x_{pф}} \bar{S}_ф + k_T^* C_{x_{рк}} \bar{S}_к + k_T C_{x_{p20}} \bar{S}_{20} + k_{T_{\beta 0}} C_{x_{p\beta 0}} \bar{S}_{\beta 0} + n k_{2g} C_{x_{p2g}} \bar{S}_{2g} + k_T^* \Delta C_{x_{рк(\phi)}} \bar{S}_к + k_T \Delta C_{x_{p20(\phi)}} \bar{S}_{20} \quad (1.3)$$

Тут $C_{x_{pф}}$, $C_{x_{рк}}$, $C_{x_{p20}}$, $C_{x_{p\beta 0}}$, $C_{x_{p2g}}$ - коефіцієнти профільного опору ізолюваних фюзеляжу, крила, горизонтального оперення, вертикального оперення, гондoli двигуна; $\Delta C_{x_{рк(\phi)}}$ і $\Delta C_{x_{p20(\phi)}}$ - коефіцієнти додаткового профільного опору, зумовленого інтерференцією крила і горизонтального оперення з фюзеляжем; k_{2g} - коефіцієнт інтерференції гондoli двигуна з фюзеляжем або з крилом; n - число гондол; k_T^* , k_T і $k_{T_{\beta 0}}$ - коефіцієнти гальмування потоку перед крилом, горизонтальним і вертикальним оперенням; $\bar{S}_ф$, $\bar{S}_к$, \bar{S}_{20} , $\bar{S}_{\beta 0}$, \bar{S}_{2g} - відношення площі міделя фюзеляжу, ізолюваних крила, горизонтального і вертикального оперення, міделя гондoli двигуна до характерної площі S ($\bar{S}_ф = S_{мф}/S$, $\bar{S}_к = S_к/S$, $\bar{S}_{20} = S_{20}/S$, $\bar{S}_{\beta 0} = S_{\beta 0}/S$, $\bar{S}_{2g} = S_{м2g}/S$).

При необхідності у формулу (1.3) включають опір зовнішніх підвісок (підвісні паливні баки, контейнери тощо).

Розглянемо методи розрахунку окремих доданків виразу (1.3).

1.2.1. Профільний опір фюзеляжу і гондол двигунів

Профільний опір фюзеляжу розглядають як опір еквівалентного тіла обертання [5]. Для врахування конструктивних особливостей фюзеляжу, відрізняє від тіла обертання, вводять поправки.

Коефіцієнт профільного опору фюзеляжу має вигляд

$$C_{x_{pф}} = C_{x_{pт0}} + \sum \Delta C_{x_{пф}} \quad (1.4)$$

Перший доданок - профільний опір еквівалентного тіла обертання - визначається так

$$C_{x_{р.о.}} = C_f \eta_\lambda \eta_m (F_{бок} / S_{м.ф.}), \quad (1.5)$$

де C_f - коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскості пластини в потоці нестисливої рідини при однакових із заданим значенням числа Рейнольдса Re і положенні точки переходу ламінарного пограничного шару в турбулентний \bar{x}_T :

$$C_f = \frac{0,087}{(0,7 Re - 1,5)^2} (1 - \bar{x}_T) + \frac{1,33}{\sqrt{Re}} \sqrt{\bar{x}_T}. \quad (1.6)$$

Число Рейнольдса Re фізеляжу обчислюється з урахуванням його довжини l_ϕ і параметрів польоту v_∞ і μ :

$$Re = v_\infty l_\phi / \nu_\infty = M_\infty l_\phi f(H), \quad f(H) = a_\infty(H) / \nu_\infty(H),$$

де a_∞ і ν_∞ - швидкість звука і кінематичний коефіцієнт в'язкості повітря на заданій висоті польоту.

При $H \leq 20$ км маємо

$$f(H) = 2,33 (1 - H/12 + H^2/535) \cdot 10^7 \text{ м}^{-1}, \quad (1.7)$$

де H - висота польоту в кілометрах.

Множники η_λ і η_m у залежності (1.6) визначають внесок опору тиску та ефекту стисливості в профільний опір фізеляжу:

$$\eta_\lambda = 1 + \frac{0,5}{\lambda_\phi} (2 - \bar{x}_T) + \frac{1,5}{\lambda_\phi^2},$$

$$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1 + 0,2 M_\infty^2}} + 0,055 \bar{x}_T^2 M_\infty \right) \left(1 + \frac{2 \lambda_\phi M_\infty}{\lambda_\phi^2 + 1} \right), \quad (1.8)$$

де λ_ϕ - подовження фізеляжу.

Відношення площі бокової (змоченої) поверхні фізеляжу до площі міделя приблизно розраховується за формулою

$$F_{бок} / S_{м.ф.} = 4 \lambda_\phi (1 - 0,2 \lambda_{нос} / \lambda_\phi - 0,35 \lambda_{корм} / \lambda_\phi),$$

де λ_ϕ , $\lambda_{нос}$ і $\lambda_{корм}$ - подовження фізеляжу, носової та кормової його частин, відповідно.

За наявності бокових повітрязбірників площу їх поверхонь слід включати до площі $F_{бок}$.

Співвідношення (1.6), (1.8) свідчать про істотну залежність профільного опору фізеляжу від положення точки переходу

$\bar{x}_T = x_T / \ell_\Phi$. Найбільша величина опору буде при обтіканні фюзеляжу повністю турбулентним потоком ($\bar{x}_T = 0$), найменша - при цілком ламінарному обтіканні ($\bar{x}_T = 1$). В реальних умовах на поверхні фюзеляжу існує змішана течія ($0 < \bar{x}_T < 1$).

Полішення точки переходу залежать від багатьох факторів, з яких головними є Re і M_∞ , форма твірної оскової поверхні фюзеляжу, частота (шорсткість) поверхні, початкова турбулентність наближеного потоку. При помірних і великих надзвукових швидкостях польоту враховується і температура поверхні. Слід також мати на увазі, що на поверхні фюзеляжу знаходяться різні джерела турбулізації потоку (місце стику з крилом, літтар кабіни, оскові повітрязбірники, місцеві конструктивні надбудови і т.ін.). Звичайно точка \bar{x}_T не повинна розташовуватися далі від носової частини фюзеляжу, ніж ці джерела.

Орієнтовно положення точки переходу можна визначити таким чином:

$$\bar{x}_T = \left(\frac{\lambda_{нос}}{\lambda_\Phi + 2\lambda_{нос}} + \frac{1.5}{10^6 Re + 5} \right) (1 + 0.15 \sqrt{M_\infty}). \quad (1.9)$$

Формула (1.9) застосовується при $M_\infty < 3$, якщо зредія висота елементів шорсткості обтічної поверхні не перевищує величини $(5 \dots 10) \cdot 10^{-6}$ м. Цю вимогу, зокрема, задовольняють дюралюмінієві листи. При більшій шорсткості точка переходу зміщується вперед і може дійти до носика фюзеляжу.

Розрахункові значення, одержані за рівняннями (1.9), слід зіставити з відносним розміщенням можливих джерел турбулізації на фюзеляжі. Вважається також виправданням на початкових етапах проектування профільний опір елементів літака обчислювати при

$\bar{x}_T = 0$, що декілька завищує сумарну величину лобового опору. Вибір силової установки за умови заданого опору утворює надлишок тяги, що гарантує одержання потрібних льотних характеристик.

Конструктивні особливості фюзеляжу враховуєть підсумовуванням коефіцієнтів додатково о опору у формулі (1.4).

Збільшення коефіцієнта профільного опору фюзеляжу від хвостового обтічника або звуженої кормової частини обчислюється за виразом

$$\Delta C_{x_{рф}} = A \left[0,2 \left(1 + \frac{4}{k \lambda_{корм}^2 + 1} \right) (1 - \eta_{корм}^3) + \xi \eta_{корм}^3 \right]. \quad (I.10)$$

Тут $A = \beta_0$ при $M_\infty < M_k$;

$$A = \frac{4,29 \beta_0}{M_\infty^2 \sqrt{1 + 10 \beta_0^2}} \quad \text{при } M_\infty > 1,$$

де $\beta = \frac{0,029}{\sqrt{C_{x_{р.о}}}}$;

$\lambda_{корм}$ і $\eta_{корм}$ - відповідно подовження і зуження кормової частини або хвостового обтічника; за відсутності домічного зрізу $\eta_{корм} = 0$. Множник k набуває значення: $k = 7$, якщо бокова поверхня обтічника (кормової частини) має сфероїдальну форму або форму еліпсоїда обертання; $k = 3$ - для інших форм, які при $\eta_{корм} = 0$ мають загострення; множник $\xi = 0$, якщо в домічному зрізі зитікає струмінь реактивного двигуна, за відсутності струменя $\xi = 1$.

Скшена (відігнута) кормова частина фюзеляжу дозвукового пасажирського або транспортного літака призводить до виникнення додаткового опору:

$$\Delta C_{x_{рф}} = \frac{0,04}{\sqrt{C_{x_{р.о}}}} \operatorname{tg}^{3/2} (0,5 \beta_{корм}), \quad (I.11)$$

де $\beta_{корм}$ - кут відхилення кормової частини відносно осі фюзеляжу (будівельної горизонталі).

Вплив ліхтаря кабіни екіпажу або пілота оцінюється такими значеннями:

$$- \text{ для пасажирського і транспортного літака } \Delta C_{x_{рф}} = 0,032 / \sqrt{\lambda_{ф}};$$

$$- \text{ для маневреного літака } \Delta C_{x_{рф}} = 0,042 (S_{ліхт} / S_{мф}),$$

де $S_{ліхт}$ - площа ідеалі ліхтаря.

Обтічники основних стовпів кабіни, розташованих на боковій поверхні фюзеляжу, дають приріст профільного опору $\Delta C_{x_{рф}} = 0,08 C_{x_{р.о}}$.

Бокові та підфюзеляжні повітрязбірники збільшують коефі-

цієнт профільного опору на величину $\Delta C_{x_{пф}} = 0,085 (S_{пз}/S_{мф})$, де $S_{пз}$ - сумарна площа по нормалі до осі фюзеляжу вхідних перерізів усіх повітряобтірників.

Коефіцієнт додаткового опору при установленні в часовій частині фюзеляжу поршневого двигуна рідинного охолодження - $\Delta C_{x_{рф}} = 0,005/S_{мф}$, двигуна повітряного охолодження - $\Delta C_{x_{рф}} = (0,025 \dots 0,030)/S_{мф}$, добового повітряобтірника ТРД - $\Delta C_{x_{рф}} = 0$ ($S_{мф}$ - в квадратних метрах).

Розрахунок профільного опір гондоли двигуна можна за формулою, аналогічною (I.4):

$$C_{x_{рзг}} = C_{x_{рт.о.з.г}} + \sum \Delta C_{x_{рзг}}, \quad (I.12)$$

$$C_{x_{рт.о.з.г}} = C_f \eta_\lambda \eta_m (F_{z.g}/S_{м.з.г}).$$

Передбачається, що гондола обтікається повністю турбулентним потоком, і тому значення C_f і η_m обчислюють за виразами (I.6) і (I.8) при $\Xi_r = 0$ і заміні подовження фюзеляжу λ_f на подовження гондоли $\lambda_{z.g} = l_{z.g}/d_{z.g}$; множник η_λ набуває значення $\eta_\lambda = 1$.

Число Рейнольдса визначають за довжиною гондоли $l_{z.g}$: $Re = M_\infty l_{z.g} f(M)$. Площу бокової поверхні $F_{z.g}$ треба брати без частини поверхні гондоли, яка потрапляє в крило або фюзеляж; $F_{z.g}/S_{м.з.г} \approx 4\lambda_{z.g}$.

Джерела доданків $\Delta C_{x_{рзг}}$ коефіцієнта профільного опору гондоли у рівнянні (I.12):

- установчі поршневого двигуна рідинного охолодження ($\Delta C_{x_{рзг}} = 0,005/S_{м.з.г}$), двигуна повітряного охолодження ($\Delta C_{x_{рзг}} = (0,025 \dots 0,030)/S_{м.з.г}$), ТРД ($\Delta C_{x_{рзг}} = 0$), де $S_{м.з.г}$ - в квадратних метрах;
- система реверса тяги $\Delta C_{x_{рзг}} = (0,05 \dots 0,10) C_{x_{рт.о.з.г}}$;
- обтічники шасі, які розташовані на гондолі, $\Delta C_{x_{рзг}} = 0,03 C_{x_{рт.о.з.г}}$;
- експлуатаційні та технологічні вікна, щілини та отвори на поверхні гондоли $\Delta C_{x_{рзг}} = (0,0075 \dots 0,0140)/S_{м.з.г}$, де $S_{м.з.г}$ - у квадратних метрах.

Наведені вище формули можна використовувати також для розрахунку профільного опору зовнішніх підвісок (паливних баків,

контейнерів тощо).

1.2.2. Профільний опір крила і горизонтального оперення

Профільний опір крила і горизонтального оперення розраховують за одними й тими ж формулами. Однак послідовність розрахунку залежить від аеродинамічної компоновки літака: у нормальній схемі спочатку обчислюють опір крила, у схемі "утка" - опір горизонтального оперення. Це зумовлено необхідністю мати перед проведенням розрахунків профільного опору задньої несучої поверхні значення коефіцієнта гальмування потоку.

Коефіцієнт профільного опору крила або горизонтального оперення обчислюють таким чином:

$$C_{x_p} = 2C_f \eta_c \eta_m, \quad (1.13)$$

де C_f - коефіцієнт опору тертя однієї сторони плоскої пластини в потоці нестисливої рідини при однакових із заданим крилом (оперенням) числі Рейнольдса і положенні точки переходу \bar{x}_T ; подвоєне значення коефіцієнта враховує обтікання верхньої та нижньої поверхонь. Множники η_c і η_m мають таке саме значення, як η_a і η_m у співвідношенні (1.5): перший визначає внесок опору тиску в профільний опір, другий - пов'язаний із впливом стисливості.

Значення C_f визначають для заданих Re і \bar{x}_T за виразом (1.6). Розрахункові формули для η_c і η_m мають вигляд:

$$\eta_c = 1 - (2\bar{c} e^{-2.4\bar{x}_T} + 9\bar{c}^2 e^{-4\bar{x}_T}) \cos^2 \chi_{0.5},$$

$$\eta_m = \left(\frac{1}{\sqrt{1+0.2M^2}} + 0.055 \bar{x}_T^2 M \right) (1 + 5\bar{c}^2 M), \quad (1.14)$$

де число M відповідає швидкості наближаючого потоку перед крилом ($M = M_\infty \sqrt{K_T^*}$) або горизонтальним оперенням ($M = M_\infty \sqrt{K_T}$).

Розрахунок профільного опору крила (оперення) ведеться спрощено за одним перерізом. Число Рейнольдса обчислюють за середньою геометричною хордою консолі крила ($b_{cp} = S_k / l_k$) або оперення ($b_{cp} = S_{e,0} / l_{k,2,0}$), використовувачи параметри наближаючого потоку перед несучою поверхнею: $Re = Mb_{cp} f(M)$.

Відносна товщина профілю:

$$\bar{c} = (\bar{c}_g b_g + \bar{c}_k b_k) / 2b_{cp} = (\bar{c}_g + \bar{c}_k \bar{\eta}) / (1 + \bar{\eta}), \quad (1.15)$$

де \bar{C}_b і \bar{C}_x - відносні товщини профілів у бортовому і кільцевому перерізах; остання рівність записана для крила (оперення) трапецієподібної форми в плані; \bar{h} - зворотне звуження крила або оперення. Для крила складної форми в плані профільний огір розраховується окремо для кожного перерізу із подальшим інтегруванням вздовж розмаху. У цьому випадку

$$C_{x_p} = \frac{2}{B_{cp}} \int_0^l C_f \eta_c \eta_m b d\bar{x}, \quad \bar{x} = 2x/l, \quad (I.16)$$

де враховано, що хорда b , відносна товщина \bar{C} , точка переходу \bar{x}_T і число Рейнольдса $Re = Mb_f(\eta)$ змінюються вздовж розмаху консолі крила.

Положення точки переходу \bar{x}_T на профілі крила (оперення) визначається як середня величина між двома значеннями, одержаними для нижньої та верхньої поверхонь. Із збільшенням кутів атаки точка переходу на верхній поверхні зміщується вперед, а на нижній - назад. Однак значення середньої величини залишається практично сталим.

Положення \bar{x}_T на обтічній гладкій поверхні (висота елементів пористості - не більше 10^{-5} м) можна визначити таким чином:

$$\bar{x}_T = \bar{x}_T^0 k_x k_m,$$

$$\text{де} \quad \bar{x}_T^0 = \frac{\bar{C} \bar{x}_c}{\bar{C} + 0,02} + \frac{0,95}{10^{-6} Re + 2,4}, \quad (I.17)$$

$$k_x = (1 - 0,6 \sin^2 \chi_{п.к}) \cos^2 \chi_{п.к}, \quad k_m = (1 + 0,08 \sqrt{M}).$$

Якщо на обтічній поверхні знаходяться різні джерела турбулізації (конструктивні надбудови, стики листів обшивки, зварні та заклепочні шви, шліпини від механізації передньої кромки крила і т.ін.), то точку переходу слід розмішувати з місця знаходження джерела.

На горизонтальному оперенні в нормальній схемі літака, яке потрапляє в аеродинамічний слід від крила або в струмину повітряного гвинта, пограничний шар на поверхні буде повністю турбулентним і в даному випадку $\bar{x}_T = 0$. Ламінарна течія може також порушитися при падінні на обтічну поверхню сферика етисливості

від інших елементів літака.

1.2.3. Коефіцієнти гальмування потоку

Крила, горизонтальне і вертикальне оперення в системі літака в загальному випадку обтікаються зі швидкістю, яка відмінна від швидкості навітряного потоку U_∞ . Це враховується коефіцієнтами гальмування потоку, які дорівнюють відношенню усередненого швидкісного напору перед розглянутим елементом літака до швидкісного напору незбуреної течії: для крила $K_T^* = q_K / q_\infty$, горизонтального оперення $K_T = q_{z0} / q_\infty$, вертикального оперення $K_{T_{\xi,0}} = q_{\xi,0} / q_\infty$, де $q_K = 0,5(\rho v^2)_K$; $q_{z,0} = 0,5(\rho v^2)_{z,0}$; $q_{\xi,0} = 0,5(\rho v^2)_{\xi,0}$; $q_\infty = 0,5\rho_\infty v_\infty^2 = 0,7\rho_\infty M_\infty^2$.

Якщо прийняти, що густина і тиск у загальмованому потоці мало відрізняються від параметрів незбуреної течії ρ_∞ і p_∞ то швидкості та числа Маха перед крилом, горизонтальним і вертикальним оперенням можна одержати за формулами:

$$\begin{aligned} U_K &= U_\infty \sqrt{K_T^*}, & M_K &= M_\infty \sqrt{K_T^*}, & v_{z,0} &= U_\infty \sqrt{K_T}, & (I.18) \\ M_{z,0} &= M_\infty \sqrt{K_T}, & v_{\xi,0} &= U_\infty \sqrt{K_{T_{\xi,0}}}, & M_{\xi,0} &= M_\infty \sqrt{K_{T_{\xi,0}}}. \end{aligned}$$

Значення M_K , $M_{z,0}$, $M_{\xi,0}$ використовуються при розрахунку аеродинамічних характеристик ізольованих крила та оперення.

При дозвукових швидкостях польоту перед крилом у нормальній схемі, горизонтальним оперенням - в схемі "утка" і вертикальним оперенням гальмування потоку виникає в пограничному шарі на частині поверхні фюзеляжу, яка розташована попереду обтічного елемента. Враховуючи, що товщина пограничного шару значно менше від розмаху крила і горизонтального оперення або висота вертикального оперення, можна прийняти, що при $M_\infty < M_{\text{кр}}$

$$K_T^* = 1, \quad K_T = 1, \quad K_{T_{\xi,0}} = 1.$$

Для літака з повітряними гвинтами коефіцієнти гальмування можуть змінюватися, якщо крило або оперення потрапляють у збурену течію за гвинтом (див. нижче)

Гальмування потоку в пограничному шарі на фюзеляжі необхідно враховувати для конструктивних елементів, розташованих на фюзеляжі, висота h яких порівнюється з товщиною пограничного шару δ . У цьому випадку

$$k_{\text{ТсЛ}} = \sqrt{1 - e^{-(h/\delta)}}, \quad (1.19)$$

$$\delta = \frac{0,154}{\sqrt{\text{Re}}} (1 + 0,2 M_{\infty}^2)^{1/2} x_{\text{сЛ}}, \quad \text{Re} = v_{\infty} x_{\text{сЛ}} / \nu_{\infty} = M_{\infty} x_{\text{сЛ}} f(H),$$

де $x_{\text{сЛ}}$ - відстань елемента від носка фюзеляжу.

У надзвуковому потоці перед носовою частиною фюзеляжу виникає стрибок стисливості, що призводить до зменшення швидкості течії перед крилом (оперенням). Величини коефіцієнта гальмування потоку залежать від інтенсивності стрибка, яка, в свою чергу, пов'язана з хвильовим опором носової частини фюзеляжу.

С $x_{\text{нос}}$ і числом M_{∞} польоту. Таким чином, при $M_{\infty} > 1$ для передньої несучої поверхні (крило - в нормальній схемі, горизонтальне оперення - в схемі "утка") маємо:

$$k_T^* (\text{або } k_T) = 1 - \alpha C x_{\text{нос}},$$

$$\alpha = \sigma \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / 2\bar{x} \quad \text{при} \quad \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / 2\bar{x} < 1, \quad (1.20)$$

$$\alpha = \sigma \frac{4\bar{x}}{\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}} \frac{1 - (1 - \bar{\eta})\bar{x} / \sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}{1 + \bar{\eta}} \quad \text{при} \quad \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / 2\bar{x} > 1,$$

де $\sigma = d_{\text{м.ф.}} / \ell$, $\bar{x} = x / \ell$; x - відстань від носка фюзеляжу до 1/4 бортової хорди крила (оперення); ℓ - розмах крила або оперення з урахуванням підфюзеляжної частини; $d_{\text{м.ф.}}$ - діаметр мідела фюзеляжу або еквівалентний діаметр $d_{\text{ф.е.}} = \sqrt{4S_{\text{м.ф.}} / \pi}$;

$\bar{\eta}$ - зворотне звуження консолі крила (оперення). Значення

$C x_{\text{нос}}$ дав. у підрозд. 1.3.1.

Для вертикального оперення при $M_{\infty} > 1$

$$k_{\text{Тс.0}} = 1 - 0,055 (M_{\infty}^2 - 1) C x_{\text{нос}}^{3/2}. \quad (1.21)$$

Розглянемо коефіцієнти гальмування потоку для задніх несучих поверхонь.

У дозвуковому діапазоні швидкостей польоту гальмування потоку перед горизонтальним оперенням у нормальній схемі або перед крилом у схемі "утка" враховується, якщо вони знаходяться в аеродинамічному сліді від розташованої попередню несучої по-

верхні (про вплив повітряного гвинта див. нижче).

При надзвукових швидкостях додаткове гальмування відбувається за системою стрібок стисливості від фюзеляжу і передньої несучої поверхні.

Для горизонтального оперення в нормальній схемі коефіцієнт гальмування потоку обчислюють так:

$$\text{при } M_\infty < M_1: \quad k_T = 1, \text{ коли } |\chi_{2.0}| > \Delta\beta_1, \quad (1.22)$$

$$k_T = k_{12}, \text{ коли } |\chi_{2.0}| < \Delta\beta_1,$$

$$\text{при } M_\infty > 1: \quad k_T = k_2, \text{ коли } |\chi_{2.0}| > \Delta\beta_1, \quad (1.23)$$

$$k_T = k_{12} \cdot k_2, \text{ коли } |\chi_{2.0}| < \Delta\beta_1,$$

де $\Delta = 0,08(1 + 0,2M_\infty^2)\sqrt{e_{x_{pk}}(\bar{x}_1 + 0,5)}$, $\bar{x}_1 = x_1/\beta_1$.

Коефіцієнт k_{12} характеризує гальмування потоку в аеродинамічному сліді за крилом, а k_2 - гальмування за системою стрібок стисливості:

$$k_{12} = 1 - \frac{2\sqrt{C_{x_{pk}}}}{\bar{x}_1 + 0,5} [1 + 0,36\alpha z \text{ctg}(M_\infty - 2)],$$

(09.1)

$$k_2 = 1 - (\alpha C_{x_{нос}} + e C_{x_{\Delta\beta_k}}), \quad (1.24)$$

$$e = \bar{e}_{кр} / (\bar{e}_{кр} + 2\bar{x}_{2.0} / \sqrt{M_\infty^2 - 1}), \quad \bar{e}_{кр} = e_{кр} / l_{2.0}, \quad \bar{x}_{2.0} = x_{2.0} / l_{2.0}$$

У формулах (1.22) - (1.24) $C_{x_{pk}}$ - коефіцієнт профільного опору ізольованого крила (див. підрозд. 1.2.2); геометричні параметри x , і β , наведено на рис. 1.1; $l_{кр}$ і $l_{2.0}$ - розмах крила і горизонтального оперення з урахуванням підфюзеляжної частини. У виразі для k_2 коефіцієнта хвильового опору носової частини фюзеляжу $C_{x_{нос}}$ та ізольованого крила $C_{x_{\Delta\beta_k}}$ визначаються в підрозд. 1.3.1 та 1.3.2. Множник α обчислюється за формулою (1.20) для геометричних параметрів оперення.

Вирази (1.22) і (1.23) наведено для випадку $\alpha = 0$ у припущенні, що вісь аеродинамічного сліду проходить через задню кромку крила в напрямку надбігаючого потоку. Тому при $\alpha \neq 0$ замість $|\chi_{2.0}|$ з лівих частин нерівностей (1.22) і (1.23) треба вставити $|\chi_{2.0} - (x_{2.0} - 0,25\beta_k)\alpha|$.

Коефіцієнт гальмування потоку перед крилом у схемі "утка" обчислюють так:



Рис. I.I

$$k_T^* = k_1 \cdot k_{12}^*$$

$$k_1 = 1 \text{ при } M_\infty < M_*; \quad k_1 = 1 - a C_{x_{\text{нос}}} \text{ при } M_\infty > 1, \quad (I.25)$$

$$k_{12}^* = 1 - (1 - k_{12}) S_{х}^* / S_{к}$$

Тут $k_1 = k_T$ за формулою (I.20), k_{12} визначається за виразом (I.24) з урахуванням нерівностей (I.22) і (I.23) при заміні $C_{x_{\text{рн}}}$ на коефіцієнт профільного опору ізольованого оперення $C_{x_{\text{р.о.о}}}$ (див. підрозд. I.2.2). Площу крила $S_{х}^*$, яка потрапляє в аеродинамічний слід за оперенням, показано на рис. I.I. Для крила трапецієподібної форми в плані

$$\frac{S_{х}^*}{S_{к}} = \frac{2 - (1 - \bar{\eta}_k) l_{к.г.о} / l_{к}}{1 + \bar{\eta}_k} \frac{l_{к.г.о}}{l_{к}}, \quad (I.26)$$

де $l_{к.г.о}$ і $l_{к}$ - розмах горизонтального оперення і крила, обмежених з двох ко.солей; $\bar{\eta}_k$ - зворотнє звуження консолі крила.

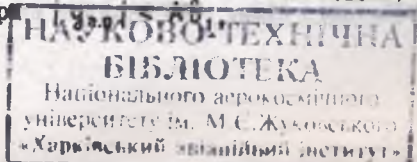
Якщо на дозвуковому літаку ($M_\infty < M_*$) частина поверхні крила обдувається струминовим в'їд повітряного гвинта з двигуном, розташованим у носовій частині фізеляжу, то коефіцієнти k_T^* знаходять за формулами

$$k_T^* = 1 + B \bar{\delta}_{\text{обг.к}}, \quad k_T^* = k_{12}^* (1 + B \bar{\delta}_{\text{обг.к}}), \quad (I.27)$$

перша з яких відноситься до нормальної схеми, а друга - до схеми "утка". Відповідно якщо горизонтальне оперення потрапляє в супутній струмінь від повітряного гвинта, матимемо:

$$k_T = 1 + k_B B \bar{\delta}_{\text{обг.г.о}} \quad \text{при } |y_{г.о}| \geq AB_1, \quad (I.28)$$

$$k_T = k_{12} (1 + k_B B \bar{\delta}_{\text{обг.г.о}}) \quad \text{при } |y_{г.о}| < AB_1$$



56377.11.

де $k_B = 1$ у випадку, якщо двигун розташований в носовій частині фюзеляжу; $k_B = 0,75$ - якщо двигун на крилі.

У залежностях (1.27) і (1.28) $\bar{S}_{обг.к} = S_{обг.к} / S_K$.

$\bar{S}_{обг.к} = S_{обг.к} / S_{гн}$ - відносні площі консолей крила та оперення, які знаходяться в циліндричній струмині з діаметром, який приблизно дорівнює діаметру гвинта $d_{гв}$; B - коефіцієнт навантаження на площу, яку змітає гвинт, $B = P/q_{гв} F_{гв}$; $F_{гв} = \pi d_{гв}^2 / 4$; P - тяга гвинта (у крайньому режимі польоту сумарна тяга всіх гвинтів дорівнює силі лобового спору).

Обдув поверхні крила від установлених на ньому тягучих гвинтів призводить до появи додаткового опору з коефіцієнтом ΔC_x , який підсумовується за формулою (1.2) і визначається у підрозд. 1.5.

Коли вертикальне оперення або кінцеві шайби потрапляють в судутний струмінь від повітряного гвинта, то

$$k_{T_{гв}} = 1 + k_B B. \quad (1.29)$$

Множник k_B має такі значення: для літака з одним або декількома гвинтами і центральним оперенням $k_B = 1$, з одним гвинтом і рознесеним оперенням (шайбами) $k_B = 0,75 (d_{гв} / l_{ш})$, з двома гвинтами та більше і рознесеним оперенням (шайбами) $k_B = 0,75 (1 - 2a / l_{ш} - d_{гв} / l_{ш})$, де $l_{ш}$ - відстань між шайбами (рознесеним оперенням), a - відстань від площини симетрії літака до осі внутрішніх гвинтів.

1.2.4. Профільний опір вертикального оперення

Профільний опір вертикального оперення обчислюється за формулами підрозд. 1.2.2 при $\alpha_{гв} = 0$ і $M_{гв} = M_{\infty} \sqrt{k_{T_{гв}}}$. В аеродинамічній компоновці з рознесеним оперенням величина $C_{x_{гв}}$ подвоюється. Аналогічно визначається профільний опір кінцевих шайб і подібних до них елементів.

1.2.5. Додатковий профільний опір, зумовлений інтерференцією частин літака

Елементами додаткового опору є місце з'єднання несучих поверхонь (крила, горизонтального оперення) з фюзеляжем і гондол двигунів з крилом або фюзеляжем. Пов'язано з цим підвищення профільного спору враховується у виразі (1.3) коефіцієнтами

$\Delta C_{x_{рк}(\phi)}$, $\Delta C_{x_{р.о.(\phi)}$, і множителем $k_{2.g}$.

Формула для розрахунку коефіцієнта в додаткового опору від взаємного впливу крила і оперення з фюзеляжем має такий вигляд:

$$\Delta C_{x_{рк}(\phi)} = k_{int} C_{x_{рк}} (\Delta S_{\kappa} / S_{\kappa}), \quad (I.30)$$

$$\Delta C_{x_{р.о.(\phi)} = k_{int} C_{x_{р.о.}} (\Delta S_{2.0} / S_{2.0}).$$

де $C_{x_{рк}}$ і $C_{x_{р.о.}}$ - коефіцієнти профільного опору ізольованих крила і горизонтального оперення (див. підрозд. 1.2.2); ΔS_{κ} і $\Delta S_{2.0}$ - площі, які визначаються у обртовому перерізі крила та оперення добутком відносної товщини профілю на : квадрат хорди $\bar{c}_s \bar{b}_s^2$. k_{int} - коефіцієнт інтерференції крила або оперення з фюзеляжем.

Залежності (I.30) враховують спір, пов'язаний з несприятливими умовами течії та перетчасним відривом: пограничного шару в дифузійній області з'єднання крила (оперення) з фюзеляжем ("дифузійний" ефект).

Основними факторами, які впливають на коефіцієнт k_{int} , є схема розташування несучої поверхні на фюзеляжі та форма поперечного перерізу фюзеляжу.

Орієнтовно при будь-яких швидкостях польоту можна користуватися такими значеннями k_{int} :

високоплан, фюзеляж круглого перерізу.....	0,075;
середньоплан, фюзеляж круглого перерізу.....	0,15;
низькоплан, фюзеляж круглого перерізу.....	0,75;
низькоплан, фюзеляж овального перерізу.....	0,50;
низькоплан, фюзеляж прямокутного перерізу.....	0,40;
схема Т-образного оперення.....	0.

Слід враховувати, що значне зниження додаткового опору досягається установленням зализів у місці з'єднання фюзеляжу з крилом або оперенням. Оптимальний радіус зализу дорівнює (0.06...0.08) \bar{b}_s .

Збільшення профільного опору гондоли двитунна, розташованого біля поверхні фюзеляжу, визначається множителем:

$$k_{2.g} = 1 + 0,3n, \quad n = 1, 2, 4; \quad k_{2.g} = 1,10, \quad n = 3, \quad (I.31)$$

де n - число гондол.

При розміщенні гондоль на крилі маємо:

$$k_{2,g} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3,$$

$$k_1 = 1 - \frac{0,05}{6h^2 + 1} + 8,6h^2 e^{-4h^2}, \quad k_2 = 1 + 0,8^{-0,5(\bar{a}-1)^2}, \quad (I.32)$$

$$k_3 = 1 - \frac{0,6 \lambda_{2,g}}{\lambda_{2,g}^2 + 16 \bar{x}_{2,g}^2}.$$

У формулах (I.32) множник k_1 враховує зміщення гондоли вздовж нормалі до поверхні крила ($h = H/d_{2,g}$). k_2 - взаємний вплив двох гондол, розташованих на одній консолі крила ($\bar{a} = a/d_{2,g}$). k_3 - зміщення гондоли вздовж хорди крила ($\bar{x}_{2,g} = x_{2,g}/c_{2,g}$). При розміщенні на консолі крила однієї гондоли $k_2 = 1$. Геометричні параметри H , a , $x_{2,g}$, $d_{2,g}$ наведено на рис. I.2.



Рис. I.2

Згідно з виразом (I.32) найнесприятливішим є розташування гондоли безпосередньо під крилом ($\bar{x}_{2,g} = 0$, $h = 0,5$). При такому компонованні області мінімального тиску на поверхні крила і гондоли збігаються, звідки чому зростають позитивні градієнти тиску і тим самим виникають умови для більш раннього відриву пограничного шару.

Зміщення гондоли вперед ($\bar{x}_{2,g} > 0$) або назад ($\bar{x}_{2,g} < 0$), розташування її на осі крила ($h = 0$) або на пілоні призводить до зменшення інтерференційного опору. Цьому зменшенню сприяє також застосування залізів у місці з'єднання крила з гондолою.

Взаємний вплив двох гондол, установлених на одній консолі крила, призводить до зростання опору, головним чином в резуль-

таті збільшення швидкості течії між ними і градієнта тиску на поверхні гондол. Для зменшення інтерференції гондоло розташовують одну відносно другої на відстані не менш двох діаметрів гондол ($\bar{a} > 2$) або з'єднують загальним обтічником. У цьому випадку при розрахунку множників K_1 і K_2 поєднані гондоло слід розглядати як одну з еквівалентним діаметром $d_{e.г.г} = d_{г.г} \sqrt{2}$, а множник K_2 прийняти рівним одиниці.

На закінчення відзначимо, що одним із перспективних способів зниження додаткового опору, зумовленого взаємним впливом частин літака з крилом, є проектування аеродинамічних компоновок за лініями течії. Сутність такого підходу складається в гаданні елементам компоновки (фюзеляжу, гондолом, обтічником і т.ін.) таких форм бокової поверхні, які відповідають лініям течії при обтіканні ізольованого крила.

1.3. Хвильовий опір літака

При швидкостях польоту з числами Маха, більшими від критичного ($M_{\infty} > M_{*}$), на поверхні літака і в потоці виникають стрибки стисливості, які призводять до появи хвильового опору.

Достовірні результати розрахунків хвильового опору можна одержати при $M_{\infty} > 1,2$. У діапазоні чисел $M_{*} < M_{\infty} < 1,2$ хвильовий опір літака визначає ся за узагальненою залежністю, яка апроксимує експериментальні дані для різних аеродинамічних компоновок.

Згідно з принципом членування літака на основні елементи розрахункову формулу для коефіцієнта хвильового опору при $M_{\infty} > 1,2$ можна представити у вигляді

$$C_{x_{хв}} = C_{x_{хвф}} \bar{S}_ф + K_T^2 C_{x_{хвк}} \bar{S}_к + K_T C_{x_{хвг.г.г}} \bar{S}_{г.г.г} + K_{Tв.г.г} C_{x_{хвв.г.г}} \bar{S}_{в.г.г} + n C_{x_{хвг.г.г}} \bar{S}_{г.г.г} + K_T^2 \Delta C_{x_{хвк(ф)}} \bar{S}_к + K_T \Delta C_{x_{хвг.г.г(ф)}} \bar{S}_{г.г.г} \quad (1.33)$$

Тут $C_{x_{хвф}}$, $C_{x_{хвк}}$, $C_{x_{хвг.г.г}}$, $C_{x_{хвв.г.г}}$, $C_{x_{хвг.г.г}}$ - коефіцієнти хвильового опору ізольованих фюзеляжу, крила, горизонтального і вертикального оперення, гондолом двигуна. $\Delta C_{x_{хвк(ф)}}$, $\Delta C_{x_{хвг.г.г(ф)}}$ - коефіцієнти додаткового хвильового опору, зумовленого взаємним впливом крила та оперення з фюзеляжем. Решта позначень мають таке саме значення, що й у виразі (1.3).

При $M_\infty < M_* \leq 1,2$ коефіцієнт хвильового опору літака обчислюється за рівнянням

$$C_{x_{хв}} = C_{x_{хв}}^* \left(\frac{M_\infty - M_*}{1,2 - M_*} \right)^3 \left(1 + 3 \frac{1,2 - M_\infty}{1,2 - M_*} \right), \quad (I.34)$$

де $C_{x_{хв}}^*$ - коефіцієнт хвильового опору літака при $M_\infty = 1,2$, одержаний за формулою (I.33); M_* - критичне число Маха літака (див. підрозд. I.4).

I.3.1. Хвильовий опір фюзеляжу і гондол двигуна

Хвильовий опір фюзеляжу визначають опором носової та кормової частин, а також додатковим опором від різних конструктивних елементів, розташованих на фюзеляжі.

Формулу для розрахунку коефіцієнта хвильового опору фюзеляжу має вигляд

$$C_{x_{хв\phi}} = C_{x_{нос}} + C_{x_{корм}} + \sum \Delta C_{x_{хв\phi}}. \quad (I.35)$$

Опір носової частини залежить від форми бокової поверхні та числа M_∞ польоту, а за наявності лобового повітрозабірника (носова частина із протоком) - від режиму роботи повітрозабірника. Далі розглянемо розрахунковий режим роботи.

Нижче подано формули для розрахунку хвильового опору осесиметричній носових частин. Однак, згідно з принципом еквівалентності, хвильовий опір носових частин, відрізняючись від тієї обертання, буде майже таким самим, як і у осесиметричного тіла з однакою розподілом за довжиною площин поперечних перерізів [10]. Наприклад, хвильовий опір еліптичного конуса з відношенням осей поперечного перерізу 2:1 відрізняється лише на 4% від хвильового опору конуса однакою довжиною і площі основи.

Для кінцевої носової частини з протоком коефіцієнт хвильового опору визначається за рівнянням

$$C_{x_{нос}} = \frac{2,03(1 - \Gamma_{нос})^2}{4\lambda_{нос}^2 + 1} \left(1 + \frac{0,364}{x_n} \right) \left(1 + \frac{2,6\Gamma_{нос}}{1 + 2x_n} \right), \quad (I.36)$$

де $\lambda_{нос} = \frac{l_{нос}}{r_{нос}}$ - подовження і звузлення носової частини;

$$x_n = \sqrt{M_\infty^2 - 1} / \lambda_{нос}$$

В окремому випадку для загостреної носової частини

($\Gamma_{нос} = 0$) вираз (I.36) набуває вигляду

$$C_{x_{\text{нос}}} = 2,09 \sin^2 \beta_0 + \frac{0,19}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \sin 2\beta_0 \quad (I.37)$$

де β_0 — половина кута при вершині конуса; $\tan \beta_0 = 0,5/\lambda_{\text{нос}}$.
Для параболічної носової частини з потоком

$$C_{x_{\text{нос}}} = \frac{(1 - \Pi_{\text{нос}})^2}{4\lambda_{\text{нос}}^2 + 1} \left(2,5 + \frac{1}{\sqrt{x_n}} \right) \left(1 + \frac{2,5 \Pi_{\text{нос}}}{1 + 0,7 x_n} \right) \quad (I.38)$$

Еліпсоїдальна носова частина без потоку

$$C_{x_{\text{нос}}} = \frac{1,34}{4\lambda_{\text{нос}}^2 - 1} \left[\frac{8\lambda_{\text{нос}}^2}{4\lambda_{\text{нос}}^2 - 1} \ln(2\lambda_{\text{нос}}) - 1 \right] \left(1 - \frac{0,54}{M_\infty^2} \right) \quad (I.39)$$

Залежність (I.39) справедлива при $\lambda_{\text{нос}} \geq 1$.

Для носової частини без потоку, зовнє поверхня якої вивадається степеневим функцією $z(x) = 0,5 d_{\text{н.ф.}} (x/\ell_{\text{нос}})^m$,
($0,5 < m < 1$, $0 \leq x \leq \ell_{\text{нос}}$)

$$C_{x_{\text{нос}}} = \frac{2m^3}{(4\lambda_{\text{нос}}^2 + 1)(2m - 1)} \left(1 + \frac{0,5}{\sqrt{x_n}} \right) \quad (I.40)$$

Напівсферична носова частина

$$C_{x_{\text{нос}}} = 0,3 + 0,4 \arctg [2,5(M_\infty - 1)] \quad (I.41)$$

Цєю формулою можна користуватися при $M_\infty > 1$.

Для оцінки хвильового опору носових частин при $M_\infty = 1$ маємо залежності

$$C_{x_{\text{нос}}} = \sin^2 \beta_0, \quad C_{x_{\text{нос}}} = \frac{4,8 \lambda_{\text{нос}}^2}{(4\lambda_{\text{нос}}^2 + 1)^2} \quad (I.41a)$$

перша з яких відноситься до кінцічної носової частини, друга — до оживальної форми бокової поверхні.

При $\beta_0 = \frac{\pi}{2}$ із (I.41a) одержують значення для плоского торця ($C_{x_{\text{нос}}} = 1$), при $\lambda_{\text{нос}} = 0,5$ — для напівсфери ($C_{x_{\text{нос}}} = 0,3$).

Рівняння (I.37) — (I.40) показують, що для зменшення хвильового опору при заданому числі M_∞ польоту слід застосовувати носові частини з більшим подовженням $\lambda_{\text{нос}}$. З другого боку, згідно з формулою (I.40) мінімальний опір при фіксованих

значеннях M_{∞} і $\lambda_{\text{нос}}$ має носова частина степеневій форми з показником $m = 3/4$. При $M_{\infty} = 2,2$ і $\lambda_{\text{нос}} = 2$ величина цього спору відповідно на 14 і 25% менша від опору конуса і параболічної носової частини. Результати найточніших розрахунків і експериментальні дані підтверджують доцільність використання для фюзеляжів надзвукових літаків оптимальних носових частин степеневій форми [2].

Розрахунок коефіцієнта хвильового опору конічної кормової частини здійснюється за виразом

$$C_{x_{\text{корм}}} = \left[2,09(1 - \eta_{\text{корм}}) + \frac{0,75}{x_{\text{к}}} \right] \frac{(1 - \eta_{\text{корм}}) \sqrt{1 - \eta_{\text{корм}}^2}}{4 \lambda_{\text{корм}}^2 + (1 - \eta_{\text{корм}})^2}. \quad (I.42)$$

Для кормової частини з криволінійною поверхнею, близькою за формою до параболіdaleйної, часом

$$C_{x_{\text{корм}}} = \frac{(1 - \eta_{\text{корм}})^2}{\lambda_{\text{корм}}^2 [1 + 0,5(1 - \eta_{\text{корм}}) x_{\text{к}}]^2 + (x_{\text{к}} \eta_{\text{корм}})^2}. \quad (I.43)$$

У формулах (I.42) і (I.43) $x_{\text{к}} = \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / \lambda_{\text{корм}}$.

Для загостреної кормової частини в рівняннях (I.42) і (I.43) слід прийняти $\eta_{\text{корм}} = 0$.

З різних джерел додаткового хвильового опору фюзеляжу розглянемо літаре кабінні пілотів, бокові та підфюзеляжні повітрязабірники, спарені сопла в кормовій частині.

Коефіцієнт хвильового опору літара обчислюється за формулою

$$\Delta C_{x_{\text{хвф}}} = [\bar{C}_x - 0,1(4,8 - \lambda_{\text{літ}})] S_{\text{літ}} / S_{\text{м.ф.}}$$

$$\bar{C}_x = 0,2 + 0,3 \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} e^{-\sqrt{M_{\infty}^2 - 1}}, \quad (I.44)$$

де $\lambda_{\text{літ}}$ - подовження літара, $\lambda_{\text{літ}} = l_{\text{літ}} / \sqrt{35 S_{\text{літ}} / \pi} \approx 0,627 l_{\text{літ}} / \sqrt{S_{\text{літ}}}$; $l_{\text{літ}}$ і $S_{\text{літ}}$ - довжина і площа мідія літара, відповідно.

Коефіцієнт додаткового хвильового опору фюзеляжу зі щобокових і підфюзеляжних повітрязабірників можна оцінити таким чином:

$$\Delta C_{x_{\text{хвф}}} = \frac{1,43}{M_{\infty}^2} \ln \left[1 + 0,045 \frac{(M_{\infty}^2 - 1)^2}{k^2} \right] \frac{S_{\text{пз}}}{S_{\text{м.ф}}}, \quad (I.45)$$

де $S_{п.з}$ - сумарна площа вхідних перерізів всіх повітрязбірників.

Параметр k у виразі (I.45) характеризує тип повітрязбірника і набуває таких значень: $k = 1$ - для однострикового (простого) повітрязбірника (дифузора), який доцільно застосувати при швидкостях польоту, відповідних числам $M_{\infty} \leq 1,5 \dots 1,8$; $k = 2$ - для двострикового дифузора ($M_{\infty} > 2$); $k = 3$ ($M_{\infty} \geq 2,5$) - для тристрикового дифузора.

Збільшення коефіцієнта хвильового опору фюзеляжу від спарених сопел, розташованих у кормовій частині, можна визначити за рівнянням

$$\Delta C_{x_{хв.р}} = \gamma C_{x_{корп}} (S_{сопел} / S_{м.р}), \quad (I.46)$$

де $S_{сопел}$ - сумарна площа вхідних перерізів сопел; $\gamma = 0,30$ - для осесиметричних сопел; $\gamma = 0,45$ - для плоских сопел.

Розрахунок коефіцієнта хвильового опору гондол дитунців $C_{x_{хв.г}}$, які мають носову і кормову частини, здійснюється за відповідними формулами (I.35), (I.36) - (I.43) і (I.45). Для гондол циліндричної форми слід застосувати тільки співвідношення (I.45), прийнявши $S_{п.з} / S_{м.ф} = 1$.

I.3.2. Хвильовий опір крила, горизонтального оперення і вертикального оперення

Розглянемо спочатку хвильовий опір крила і горизонтального оперення у надзвуковому діапазоні швидкостей польоту ($M_{\infty} > 1,2$).

Розрахунок хвильового опору ведеться в рамках лінійної теорії, згідно з якою коефіцієнт опору несучих поверхонь (крила, оперення) транспієлоподібної форми в плані можна виразити залежністю

$$C_{x_{хв.г}} / \lambda \bar{c}^2 = f(\lambda \sqrt{M^2 - 1}, \lambda \tan \chi_c, \eta, k_{пр}), \quad (I.47)$$

де зведене подороження $\lambda \sqrt{M^2 - 1}$ і $\lambda \tan \chi_c$ є узагальненими параметрами подібності; χ_c - кут стріловидності по лінії максимальних товщин; $k_{пр}$ - коефіцієнт форми профілю.

Для крила (оперення) з відносною товщиною, перемінною за розмахом, береться стале значення \bar{c} , яке розраховується згідно з формулою (I.15).

Якщо форма крила в плані відмінна від трапецієподібної і має криволінійні кромки або кромки мають ламану лінію, то при розрахунку коефіцієнта хвильного опору використовують значення $\text{tg } \chi_c$, осереднене по площі крила:

$$\text{tg } \chi_c = \frac{2}{S_K} \int_0^{0.5} \left\{ [1 - m_c(z)] \text{tg } \chi_{п.к}(z) + m_c(z) \text{tg } \chi_{з.к}(z) \right\} b(z) dz, \quad (I.48)$$

де $m_c(z)$ - відстань від передньої кромки крила до лінії максимальних товщин у долях місцевї хорди $b(z)$; $\text{tg } \chi_{п.к}(z) = dx_{п.к}/dz$; $\text{tg } \chi_{з.к}(z) = dx_{з.к}/dz$; $x_{п.к}(z)$ і $x_{з.к}(z)$ - рівняння передньої та задньої кромки.

Наприклад, для крила, зображеного на рис. I.3, б, при сталому значенні $m_c(z) = m_c$ маємо

$$\text{tg } \chi_c = (-m_c) (\bar{S}_1 \text{tg } \chi_{01} + \bar{S}_2 \text{tg } \chi_{02} + \bar{S}_3 \text{tg } \chi_{02}) + m_c (\bar{S}_1 \text{tg } \chi_{11} + \bar{S}_2 \text{tg } \chi_{11} + \bar{S}_3 \text{tg } \chi_{12}), \quad (I.49)$$

де $\bar{S}_i = S_i/S_K$, $i = 1, 2, 3$; S_1 - подвоєна частина площі однієї консолі крила на розмаху $0 \leq z \leq l_c/2$; S_2 - на розмаху $l_0/2 \leq z \leq l_1/2$; S_3 - на розмаху $l_1/2 \leq z \leq l_k/2$; S_K - площа крила, складеного з двох консолей.

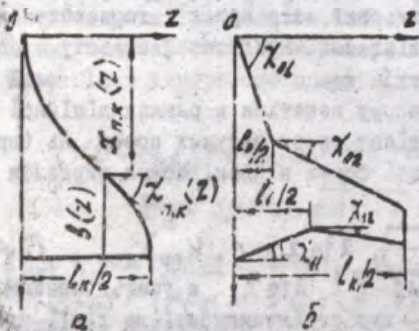


Рис. I.3.

У цьому випадку коефіцієнт хвильного опору крила або оперення в профілі, відмінним від ромбовидного, обчислюють за формулою

$$C_{x_{хв}} = C_{x_{хв}}^0 [1 + \varphi (k_{пр} - 1)], \quad (I.50)$$

У формулі (I.49) необхідно врахувати знак кута стріловидності (зокрема, $\chi_{11} < 0$).

Щоб залежності (I.47) неати яву форму для конкретного крила (оперення), використовується наближений метод, в основу якого покладено хвильний опір несучої поверхні з ромбовидним профілем.

де $C_{x_{x6}}^0$ - коефіцієнт хвильового опору дної несучої поверхні з ромбовидним профілем.

Коефіцієнт $K_{пр}$ залежить від форми профілю і набуває таких значень: $K_{пр} = 1$ - ромбовидний профіль, $K_{пр} = 1,33$ - надзвуковий профіль із загостреною передньою кромкою; $K_{пр} = 2,1$ - дозвуковий швидкісний профіль із заокругленою передньою кромкою (для інших профілів див. [7]).

Параметр φ у рівнянні (1.50) вибирають із таких міркувань. Згідно з експериментальними даними при дозвуковій лінії максимальних товщин ($\lambda \sqrt{M^2 - 1} < \lambda \operatorname{tg} \chi_c$) форма профілю практично не впливає на хвильовий опір, і тому можна бути $\varphi = 0$, $C_{x_{x6}} \approx C_{x_{x6}}^0$. З іншого боку, при $M \gg 1$ (або $\lambda \sqrt{M^2 - 1} \gg 1$) коефіцієнт хвильового опору наближається до характеристичного профілю, і в цьому випадку $\varphi = 1$.

На підставі викладеного вище можна запропонувати таку формулу для визначення параметра φ :

$$\varphi = 0,5 + \frac{1}{\pi} \operatorname{arctg}(x-3), \quad (1.51)$$

де $x = z - w_c$; $z = \lambda \sqrt{M^2 - 1}$; $w_c = \lambda \operatorname{tg} \chi_c$.

При розрахунку коефіцієнта хвильового опору слід брати $M = M_{\infty} \sqrt{k^2}$ - для крила, $M = M_{\infty} \sqrt{k_y}$ - для горизонтального оперення.

Так само, як і при визначенні профільного опору літака, в нормальній схемі спочатку обчислюють хвильовий опір крила, а в схемі "утка" - опір горизонтального оперення.

Коефіцієнт хвильового опору несучої поверхні з ромбовидним профілем можна визначити за виразом, одержаним після обробки експериментальних даних:

$$C_{x_{x6}}^0 = \frac{4cz + a}{cz^2 + dz + 1} \lambda \bar{c}^2, \quad (1.52)$$

де

$$C = 0,4 \sqrt{w_c} - \frac{0,035}{0,7(w_c - 3,5)^2 + 1}, \quad d = \frac{1,5 - w_c}{(w_c + 1,4)(0,55w_c + 1,85)},$$

$$\alpha = 2,8e^{-0,4w_c} - 0,23w_c e^{-0,06w_c^2} \eta^{-1/3}, \quad z = \lambda \sqrt{M^2 - 1}, \quad w_c = \lambda \operatorname{tg} |\chi_c|.$$

Як характерний приклад на рис. 1.4 наведено значення $C_{x_{\text{хв}}}$, обчислені за формулою (1.52) для крила з $\Gamma_{\kappa} = 5$ при різних параметрах $w_c = \lambda \operatorname{tg} \chi_c$. Тут же штрихпунктиром нанесено теоретичну залежність для $\lambda \operatorname{tg} \chi_c = 3$. Точки злому на теоретичній кривій, які згладжуються в експерименті, відслідковують переходи кромки крила (точка а - задня кромка, с - передня) і лінії максимальних товщин (точка б) від дозвукового типу до надзвукового.

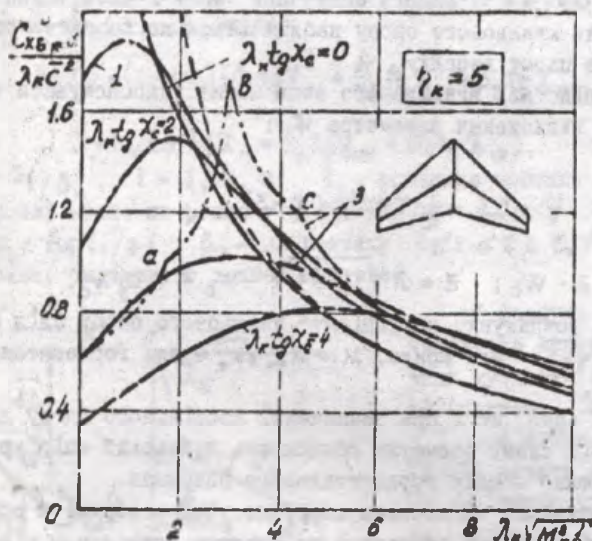


Рис. 1.4

Порівняння показує, що експериментальні та теоретичні значення коефіцієнта хвильового опору значно відрізняються в області, де лінія максимальних товщин стає звуковою ($\lambda \sqrt{M^2 - 1} \approx \lambda \operatorname{tg} \chi_c$). Тут лінійна теорія непридатна. В цій же області коефіцієнт хвильового опору набуває найбільшого значення.

Вплив кута стріловидності χ_c істотно виявляється при дозвуковій лінії максимальних товщин ($\lambda \sqrt{M^2 - 1} < \lambda \operatorname{tg} \chi_c$).

У цьому випадку збільшення кута стріловидності приводить до зменшення коефіцієнта хвильового опору. Якщо лінійна максимальна товщина стає надзвуковою ($\lambda_{\text{к}} \sqrt{M^2 - 1} > \lambda_{\text{к}} \tan \chi_c$), то спостерігається деяке зростання $C_{x_{\text{хв}}}$ зі збільшенням кута стріловидності.

Згідно з теорією транозвукових течій з області значень чисел $M \approx 1$ хвильовий опір несучої поверхні мусить залежати від параметра навколосвукової подібності $\lambda \sqrt{C}$.

Результати експериментальних досліджень прямокутних крил при $M = 1$ свідчать про те, що вплив цього параметра виявляється тільки при $\lambda \sqrt{C} > 1,5$. Якщо $\lambda \sqrt{C} < 1,5$ то коефіцієнт хвильового опору згідно з формулою (1.52) пропорційний квадрату відносної товщини профілю ($C_{x_{\text{хв}}}^0 \sim C^2$). При $\lambda \sqrt{C} > 2$ приблизно маємо $C_{x_{\text{хв}}}^0 \sim C^{1,5}$, отже, $C_{x_{\text{хв}}}^0 / \lambda C^2 \sim (\lambda \sqrt{C})^{-1}$ [4]. Для крил іншої форми в плані систематичні дані про вплив параметра $\lambda \sqrt{C}$ відсутні.

Із збільшенням чисел M (зведеного подовження $\lambda \sqrt{M^2 - 1}$) коефіцієнт хвильового опору різних несучих поверхонь незалежно від форми в плані наближається до коефіцієнта опору профілю (див. пунктирну лінію на рис. 1.4). Це пояснюється зменшенням кута конуса Маха і звуженням областей взаємного впливу сусідніх перерізів. При $M = \infty$ кожен переріз крила (оперення) буде ізольовано обтікатися плоскопаралельним потоком.

Граничні значення коефіцієнта хвильового опору крила (оперення) довільної форми в плані, згідно з рівняннями (1.50) і (1.52), визначаються так:

$$C_{x_{\text{хв}}} = k_{\text{пр}} C_{x_{\text{хв}}}^0, \quad C_{x_{\text{хв}}}^0 = 4C^2 / \sqrt{M^2 - 1}. \quad (1.53)$$

Практично формулами (1.53) можна користуватися при $\lambda \sqrt{M^2 - 1} > 8 \dots 10$.

Коефіцієнт хвильового опору вертикального оперення розраховується за виразами (1.50) - (1.52) для числа $M = M_{\infty} \sqrt{K_{1,60}}$ і ефективного подовження оперення $\lambda_{\text{в.о.еф}}$:

$$\lambda_{\text{в.о.еф}} = \lambda_{\text{в.о.}} \frac{1 + \alpha(a^2 / 8h_{\text{в.о.}})}{1 + (a^2 / 8h_{\text{в.о.}})}, \quad (1.54)$$

де $\lambda_{\text{в.о.}}$ - геометричне подовження, $\lambda_{\text{в.о.}} = h_{\text{в.о.}}^2 / S_{\text{в.о.}}$, а $1/\alpha$ - ширина і висота поперечного перерізу фіюзелажу в площині, яка

проходити через середину бортової хорди оперення; h_{ξ_0} і S_{ξ_0} - висота і площа вертикального оперення [5]. Для колового перерізу відношення a^2/b дорівнює d_{ϕ} .

Коефіцієнт гальмування потоку $K_{T\xi_0}$ обчислюється за співвідношенням (I.2I). За наявності формуля використовують значення $\tan \chi_c$, осереднене по площі оперення, аналогічно залежності (I.48) або (I.49). Для рознесенного оперення значення коефіцієнта $C_{x_{\xi_0}}$ подвоюється.

Закінчуючи розгляд хвильового опору несучих поверхонь, відзначимо, що коефіцієнт $C_{x_{\xi_0}}$ залежить від положення максимальної товщини профілю \bar{x}_c . Якщо передні кромки дозвуконі ($M \cos \chi_{nk} < 1$), то слід використовувати профілі з поведінним положенням \bar{x}_c ($\bar{x}_c \approx 0,20 \dots 0,25$) і заокругленою носовою частиною. При надзвуконих кромках оптимальні значення \bar{x}_c близькі до 0,5 і профіль мусить мати загострені передні кромки.

I.3.5. Коефіцієнти додаткового хвильового опору, зумовленого інтерференціями крила і горизонтального оперення з фюзеляжем

Коефіцієнти додаткового опору розраховуються за значеннями $\Delta C_{x_{\xi_k(\phi)}}$ і $\Delta C_{x_{\xi_{2,0}(\phi)}}$ у формулі (I.33). Точні методи розрахунку цих коефіцієнтів відсутні. Наближено можна прийняти, що коли титки ($\xi < 4 \dots 5\%$) несучі поверхні розташовані за охром середньоїчлану на циліндричній поверхні фюзеляжу, то $\Delta C_{x_{\xi_k(\phi)}} \approx 0$, $\Delta C_{x_{\xi_{2,0}(\phi)}} \approx 0$.

При з'єднанні крила та оперення з фюзеляжем за правилом площин інтерференційні добавки обчислюють за рівняннями

$$\begin{aligned} \Delta C_{x_{\xi_k(\phi)}} &= C_{x_{\xi_k(\phi)}} \cdot \Delta \bar{C}_{x_{\xi_k}}, \quad \Delta C_{x_{\xi_{2,0}(\phi)}} = C_{x_{\xi_{2,0}(\phi)}} \cdot \Delta \bar{C}_{x_{\xi_{2,0}}}, \\ \Delta \bar{C}_{x_{\xi_k}} &= -0,25 \xi^2 e^{-k(\xi^n - 1)}, \quad \xi = \frac{M - M_*}{1 - M_*}. \end{aligned} \quad (I.55)$$

Параметри k і n мають такі значення: $k = 3$, $n = 1$ - для компонування фюзеляжу із стріловидним крилом або оперенням; $k = 1,5$, $n = 2$ - для фюзеляжу з гризотною несучою поверхнею.

Вирази $C_{x_{\xi_k(\phi)}}$ і $C_{x_{\xi_{2,0}(\phi)}}$ являють собою коефіцієнти

хвильового опору відповідних компоновань:

$$C_{x_{\text{хв}}\beta_{\text{к}}+\phi} = k_T^* C_{x_{\text{хв}}\beta_{\text{к}}} + C_{x_{\text{хв}}\beta_{\phi}} (S_{\text{м}\phi} / S_{\text{к}}). \quad (1.56)$$

$$C_{x_{\text{хв}}\beta_{\text{к}}+\phi} = k_T C_{x_{\text{хв}}\beta_{\text{к}}} + C_{x_{\text{хв}}\beta_{\phi}} (S_{\text{м}\phi} / S_{\text{к}}).$$

Критичне число M_* в параметрі ξ відноситься до системи фюзеляж-крило або фюзеляж-горизонтальне оперення (див. підрозд. 1.4).

Згідно з формулою (1.54) найбільший ефект від застосування правила площин досягається в області трансзвукових швидкостей ($M_{\infty} = 0.85 \dots 1.15$).

Зменшення хвильового опору літака при надзвукових швидкостях польоту можна досягти використанням взаємодії стрибків стисливості з обтічними поверхнями. Так, найкращим положенням двох тіл буде таке, коли стрибки стисливості від одного тіла потрапляють на ту частину поверхні іншого, яка розташована за його максимальною товщиною. Підвищення тиску за стрибком призводить до виникнення на цій частині поверхні додаткової сили, пресекція якої на напрямок польоту зменшує силу лобового опору. На практиці позитивний ефект такої інтерференції можна реалізувати завдяки компоновці крила з фюзеляжем і з гондою в двигунів.

1.4. Критичне число M_* літака та його ізолюваних елементів

Критичне число M_* визначає верхню границю дозвукових швидкостей польоту. Основними елементами, які впливають на величину M_* , є несучі поверхні та фюзеляж.

Для оцінки величини M_* ізолюваного крила, горизонтального і вертикального оперень можна скористатися залежністю

$$M_* = 1 - \frac{m \lambda^2 \sqrt{\bar{c}_*}}{\lambda^2 + 0,1} \cos \chi_c, \quad (1.57)$$

де $m = 0,350$, якщо на крилі (оперенні) використовують класичний профіль, $m = 0,275$ - надкритичний (суперкритичний); $\bar{c}_* = (\bar{c} + 17 \bar{t}^2) / \bar{x}_c$.

Згідно з формулою (1.57) основними параметрами, які впливають на M_* , є відносна товщина профілю \bar{c} та її положення

\bar{x}_c , а також увігнутість \bar{f} , стріловидність по лінії максимальних товщин χ_c і подовження λ (для вертикального оперення у цю формулу підставляють значення ефективного подовження $\lambda_{\text{в.о.оп}}$).

Збільшенню M_* сприяє зміщення назад положення максимальної товщини \bar{x}_c , зменшення \bar{c} і \bar{f} , підвищення χ_c . Значний вплив подовження спостерігається при малих значеннях λ ($\lambda < 1,5$). Застосування надкритичного профілю збільшує критичне число M_* приблизно на 0,03...0,06.

Якщо несуча поверхня має зміни за розмахом \bar{c} , \bar{f} , \bar{x}_c і χ_c , то у вираз (I.57) підставляють осереднені значення, які визначаються із співвідношень, аналогічних (I.15) і (I.48) або (I.49).

Розрахувати величину M_* фюзеляжу можна за формулою

$$M_* = 1 - \frac{1}{\lambda_\phi + 2\lambda_{\text{нос}}} \quad (I.58)$$

Як видно з цієї формули, для підвищення M_* фюзеляжу необхідно збільшувати подовження носової частини $\lambda_{\text{нос}}$ і загальне подовження λ_ϕ .

Рівняння (I.57) і (I.56) можна використовувати також для визначення критичного числа M_* інших елементів: пілонів, голів двигуна, підвісних контейнерів тощо.

За величину M_* літака приймають менше із значень ізольованих частин, які з урахуванням інтерференції треба зменшити на 5%.

Таким чином, для літака в цілому

$$M_* = 0,95 \min \{ M_{*\phi}, M_{*к}, M_{*с.о}, \dots \} \quad (I.59)$$

Аналогічно визначають величини M_* окремих комбінацій фюзеляж-крило, фюзеляж-горизонтальне оперення, необхідні для проведення розрахунків за формулами (I.55).

Поряд з геометричними параметрами на величину M_* різних елементів і літака в цілому впливають кути атаки (підйомна сила). При зростанні коефіцієнта підйомної сили величина M_* зменшується, що враховують при обчислюванні полярів літака (див. підривд. 2.II).

1.5. Коefіцієнти опору від різних місцевих джерел

До місцевих джерел додаткового опору літака відносяться дрібні конструктивні елементи і надбудови, які виступають в полі (антени, кроштовини і вузли підвісок, трубки ППТ, обтічники тощо), нерівності і стики листів обшивки, а також шліпки на крилі у місці розташування механізації або органів керування на оперенні та ін.

У загальному балансі опору літака місцеві опори можуть досягати 20% від початкової величини. Тому одним із шляхів зниження опору літака є поліпшення якості обтічної поверхні, зменшення кількості зовнішніх надбудов і конструктивних елементів, проведення інших конструктивно-технологічних заходів. За своєю властивістю місцеві опори практично не залежать від кутів атаки, і тому їх коефіцієнти входять до суми доданків $\sum \Delta C_x$ у формулі (1.2) для розрахунку опору літака при нульовій підйомній силі.

Для запобігання помилкам, пов'язаним із визначенням площі окремих дрібних елементів, дані відносно їх опору слід подовжати у вигляді добутку $\Delta(C_x S)$. Необхідні коефіцієнти опору одержуються діленням $\Delta(C_x S)$ на характерну площу: $\Delta C_x = \Delta(C_x S) / S$.

Додатково у даному підрозділі розглядаються такі конструктивні елементи, як пілони, стелки, підкоси, підвіси палиць баки і контейнери, коефіцієнти опору яких ураховуються в загальній сумі опорів від місцевих джерел. Ці відносно великі елементи можуть бути також занесені у перелік елементів членування літака і входити окремими доданками до формул (1.3) і (1.33) при розрахунку коефіцієнтів профільного і хвильового опорів літака. Розглянуто також опір, зумовлений обдувом крила, фюзеляжу і гондол двигуна струменем від повітряного гвинта.

Нижче подано відомості про коефіцієнти опору найхарактерніших елементів і місцевих надбудов конструкції літака. Чисельні значення $\Delta(C_x S)$ або ΔC_x одержані усередненням величин за числами M_∞ окремо для дзвучової області течії та надзвукових швидкостей. Там, де обмеження за числами M_∞ не вказані, передбачається, що коефіцієнти місцевих опорів не залежать від M_∞ і є постійними у заданому діапазоні швидкостей польоту.

Точніше, деякі з елементів (набудов) частково або повністю знаходяться у пограничному шарі, що впливає на їх опір. Цей вплив урахується коефіцієнтом гальмування потоку, який визначається за формулою (I.14).

Таблиця значень $\Delta(C_x \xi)$, м^2

Конструктивні елементи	$M_\infty < 1$	$M_\infty > 1$
Антенна:		
дозвуковий літак	0,0015	-
надзвуковий літак	0,0006	0,0024
Об'єднання вузла підвіски органів керування та механізації	0,0001	0,0003
Вузол державки наружної підвіски	0,0004	0,0008
Трубка ППТ:		
дозвуковий літак	0,0008	-
надзвуковий літак	0,0005	0,0013
Датчик протислідчувальної системи	0,0012	0,0033
Аеронавігаційні вогні:		
дозвуковий літак	0,0016	-
надзвуковий літак	0,0006	0,0029
Розрядник статичної електрики	0,0004	0,0004
Всмоктувачі та вихлопні патрубки	0,0021	0,0064
Датчик температури гальмування	0,0011	0,0046
Силоочисник	0,0008	0,0008
Зливної насаск	0,0011	0,0021

Для інших конструктивних елементів і місцевих джерел значення коефіцієнтів додаткового опору обчислюють таким чином:

1. Соцдо ТРД. Із системою шумоглушення і реверсом тяги:

$$\Delta C_x = 0,025 \eta (S_{\text{сопла}} / S), \quad (I.60)$$

де η - число п'ягунів; $S_{\text{сопла}}$ - площа вихідного перерізу сопла.

2. Клепанія "вистай", з'єднання листів обшивки встик, незначна хвилястість:

$$\Delta C_x = 0,0006 (\bar{S}_n + \bar{S}_{c.o} + \bar{S}_{b.o}) + 0,0002 (\bar{S}_\varphi + \eta \bar{S}_{z.g}); \quad (I. I)$$

3. Шілини:

- між крилом і закритком або елероном (рис. I.5)

$$\Delta C_x = 0,0005(1 + 3\bar{b}_i)\bar{c}_{\text{ш}}\bar{S}_\kappa, \quad \bar{b}_i = b_i/b, \quad \bar{c}_{\text{ш}} = c_{\text{ш}}/c; \quad (I.62)$$

- між крилом і передкрилком (рис. I.5).

$$\Delta C_x = 0,0021(1 - 0,8\bar{b}_{\text{пр}})\bar{c}_{\text{ш}}\bar{S}_\kappa, \quad \bar{b}_{\text{пр}} = b_{\text{пр}}/b; \quad (I.63)$$

- між стабілізатором і рулем висоти

$$\Delta C_x = 0,0005(1 + 3\bar{b}_{\text{рв}})\bar{S}_{\text{рв}}, \quad (I.64)$$

де $\bar{b}_{\text{рв}}$ - відносна хорда руля висоти.

- між повністю рухомих (ко-
робанг) стабілізатором і фізе-
ляжем або кілем

$$\Delta C_x = 0,003\bar{S}_{\text{з.о}}; \quad (I.65)$$

- між кілем і рулем на-
прямку

$$\Delta C_x = 0,0005(1 + \bar{b}_{\text{рн}})\bar{S}_{\text{в.о}} \quad (I.66)$$

де $\bar{b}_{\text{рн}}$ - відносна хорда руля
напрямку.

4. Зовнішні паливні баки
(контейнери і т.п.):

$$\Delta C_x = 0,025 K_\delta n_\delta W_\delta^{2/3} / s, \quad (I.67)$$

де n_δ - число баків; W_δ - об'єм одного бака, м³.

Величина множника K_δ залежить від розташування баків на
літаку: $K_\delta = 1,2$ - баки на кінцях крила, $K_\delta = 1,3$ - баки
на пілонах під крилом, $K_\delta = 1,5$ - баки безпосередньо під кри-
лом або фізеляжем.

5. Пілони (підкоси, столи і т.ін.):

$$\Delta C_x = \eta_n [0,015(1 + \bar{c}_n) + \bar{c}_n^2] \rho_n h_n / s, \quad (I.68)$$

де η_n - число пілонів; \bar{c}_n , b_n і h_n - відносна товщина,
хорда і висота пілона відповідно.

Слід зазначити, що коефіцієнти опору паливних баків і пі-
лонів можна обчислити не тільки за наближеними формулами (I.67)
і (I.68), а також за співвідношеннями для фізельжу та несучих
поверхонь.

6. Коефіцієнт додаткового опору, зумовлений обдувом крила

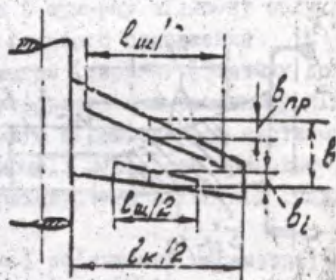


Рис. I.5

струменем від повітряного гвинта (рис. 1.6):

$$\Delta C_x = \alpha C_{x_{рф}} (1 - 2M_\infty^2 + \alpha_1 / \sqrt{R_b^2 + \alpha_1^2}) \bar{S}_{обg}, \quad (1.69)$$

$$\alpha = \sqrt{1 + B / (1 - M_\infty^2)} - 1, \quad \alpha_1 = \alpha / \sqrt{1 - M_\infty^2},$$

де R_b - радіус гвинта; $\bar{S}_{обg}$ - відносна площа крила, яка обдувається всіма гвинтами.

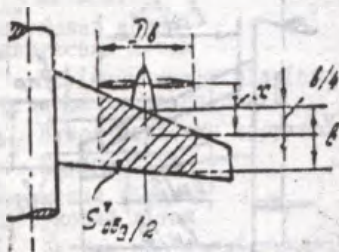


Рис. 1.6

за гвинтом (порівняно з тиском у незбуреній атмосфері).

Ефект взаємодії повітряного гвинта з фюзеляжем або гондолою двигуна враховується в характеристиках гвинта при перерахунку довідкових даних на натурні умови, користуючись поняттям ефективного тяги та ефективного ККД.

За необхідності коефіцієнт додаткового опору фюзеляжу від взаємодії з гвинтом можна враховувати за різними

$$\Delta C_{x_{рф}} = [C_{x_{рф}} B + 0,25(2 + 3B - 2\sqrt{1+B})] \bar{S}_ф, \quad (1.70)$$

$$\Delta C_{x_{рф}} = [0,25(\sqrt{1+B} + 1)^2 - 1] \bar{S}_ф.$$

де перша формула відноситься до гвинта, який тягне; а друга - до гвинта, що штовхає.

Якщо гвинти розташовані на гондолах двигунів, то у виразі (1.70) замість $\Delta C_{x_{рф}}$, $C_{x_{рф}}$ і $\bar{S}_ф$ треба підставити $\Delta C_{x_{рфg}}$, $C_{x_{рфg}}$ і $\bar{S}_{гг}$, з праві частини помножити на число гондол.

$$\bar{S}_{обg} = \sum S'_{обg} / S.$$

На режимі горизонтального стаціонарного польоту $B = C_{x_a} (S / F_b \rho) / \pi R_b^2$, C_{x_a} - коефіцієнт опору літака [див. формулу (1.1)] за відсутності обдуву.

Додатковий опір крила, розташованого у повітряному струмені від гвинта, створюється внаслідок збільшення місцевої швидкості течії та підвищення тиску

2. ПІДЪОМНА СИЛА, ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОДІЯРА ЛІТАКА

2.1. Складові підйомної сили

Для здійснення горизонтального польоту і різних маневрів літак мусить мати необхідну підйомну силу. Взагалі підйомна сила утворюється крилом, фюзеляжем, горизонтальними оперенням, силовим установкою та іншими елементами, які входять до аеродинамічної компоновки літака. При цьому слід відзначити нерівномірний вклад різних частин літака в сумарну підйомну силу.

Підйомна сила літака з крилом великого подовження ($\lambda_k > 6 \dots 8$) із відношенням діаметра (ширини, фюзеляжу до розмаху крила $\sigma_{кр} < 0,20 \dots 0,25$ утворюється в основному підйомною силою ізольованого крила з його підфюзеляжною частиною. При цьому передбачається, що в підйомній силі, яка припадає на підфюзеляжну частину, помітно враховується вклад від інших елементів літака.

При зменшенні подовження крила і збільшенні параметра $\sigma_{кр}$ стають істотними вплив фюзеляжу та його інтерференція з крилом. При збільшенні геометричних розмірів горизонтального оперення необхідно враховувати підйомні сили оперення, загальній підйомній силі літака.

Характерною особливістю в'язучих поверхонь малого подовження і подовжених фюзеляжів є нелінійна залежність коефіцієнта підйомної сили від кутів атаки. Нелінійні ефекти стають істотними на літаках з крилом $\lambda_k < 2,0 \dots 2,5$.

Вплив ізольованої силової установки на аеродинамічну підйомну силу звичайно малий. Однак підйомну силу можна значно підвищити при обдуві поверхонь крила або інших елементів струменем від повітряного гвинта або реактивного двигуна [9].

Як і інші аеродинамічні характеристики, підйомна сила літака визначається сумою підйомних сил ізольованих частин із врахуванням їх взаємного впливу. При цьому для розрахунку льотних характеристик літака, характеристик стійкості та керуваності підйомну силу горизонтального оперення доцільно виділяти окремою доданок.

Таким чином, у діапазоні льотних кутів атаки, зокрема в області поблизу максимальної підйомної сили, коефіцієнт під-

Компої сили літака небуває вигляду

$$C_{y_a} = C_{y_{аб.г.о}} + C_{y_{г.о}} = C_{y_a}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{y_a}, \quad (2.1)$$

де $C_{y_{аб.г.о}}$ - характеристика літака без горизонтального оперення; $C_{y_{г.о}}$ - параметр горизонтального оперення.

Перший доданок в останній рівності (2.1) визначає лінійну складову підйомної сили, другий ΔC_{y_a} - нелінійний доданок. Для літака з крилом $\lambda_{\alpha} > 2,5 \dots 3,0$ слід прийняти $\Delta C_{y_a} = 0$. Розрахунок нелінійного доданку наведено в праці [7].

2.2. Похідні коефіцієнта підйомної сили літака по куту атаки

Виявимо, що підйомна сила літака здійснюється крилом, горизонтальним оперенням, гондолами двигунів. Врахування додаткових конструктивних елементів розглядається окремо.

Якщо виділяти із загальної суми горизонтальне оперення, то можна записати^{*}:

$$C_{y_a}^{\alpha} = C_{y_{аб.г.о}}^{\alpha} + C_{y_{г.о}}^{\alpha} \bar{S}_{г.о}, \quad (2.2)$$

$$C_{y_{г.о}}^{\alpha} = C_{y_{оп}}^{\alpha} \bar{S}_{оп} + C_{y_{ак}}^{\alpha} \bar{S}_{ак} + n C_{y_{г.д}}^{\alpha} \bar{S}_{г.д}$$

Тут похідні $C_{y_{ак}}^{\alpha}$ і $C_{y_{г.о}}^{\alpha}$ - характеристики крила і горизонтального оперення в системі літака; похідні $C_{y_{оп}}^{\alpha}$ і $C_{y_{г.д}}^{\alpha}$ - характеристики ізольованих фюзеляжу і гондоли двигуна; n - кількість гондол.

Залежно від аеродинамічної компоновки літака значення

$C_{y_{ак}}^{\alpha}$ і $C_{y_{г.о}}^{\alpha}$ визначають таким чином:

- для нормальної схеми

$$C_{y_{ак}}^{\alpha} = k_T^* C_{y_{ак.л.к}}^{\alpha} (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_k, \quad (2.3)$$

$$C_{y_{г.о}}^{\alpha} = K_T (1 - \varepsilon^{\alpha}) C_{y_{ак.л.г.о}}^{\alpha} (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_{г.о};$$

- для схеми "утка"

$$C_{y_{ак}}^{\alpha} = k_T^* (1 - \varepsilon^{\alpha}) C_{y_{ак.л.к}}^{\alpha} (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_k, \quad (2.4)$$

$$C_{y_{г.о}}^{\alpha} = k_T C_{y_{ак.л.г.о}}^{\alpha} (K_{\alpha} + \Delta K_{\alpha})_{г.о};$$

* Слід зазначити, що в схемі "утка" доданок $C_{y_{аб.г.о}}^{\alpha}$ врахує вплив горизонтального оперення на обтікання крила і не є характеристикою літака без горизонтального оперення (див. також розд. 3).

де $C_{y_{\text{шл}}}$ і $C_{y_{\text{шл}}}$ - характеристики ізольованого крила і горизонтального оперення, складені з двох консолей; параметри K_{α} і ΔK_{α} - коефіцієнти інтерференції крила або оперення з фюзеляжем: перший з них визначає вплив фюзеляжу на крило (оперення), другий - вплив крила (оперення) на фюзеляж, похідна E^{α} враховує скіс потоку перед оперенням від системи крило - фюзеляж у нормальній схемі літака або перед крилом від системи горизонтальне оперення - фюзеляж у схемі "утка"; коефіцієнта гальмування потоку K^* і K_{γ} див. у підрозд. 1.2.3.

Перейдемо до розгляду величин, які входять до формул (2.3) і (2.4).

2.2.1. Похідна $C_{y_{\alpha}}$ ізольованого фюзеляжу і гондлі двигуна

Підйомну силу фюзеляжу сочельють як суму підйомної сили носової, циліндричної та кормової частин. Таким чином, для похідної $C_{y_{\alpha f}}$ маємо

$$C_{y_{\alpha f}}^{\alpha} = C_{y_{\alpha \text{нос}}}^{\alpha} + C_{y_{\alpha \text{ил}}}^{\alpha} + C_{y_{\alpha \text{корм}}}^{\alpha} \quad (2.5)$$

Наближений розрахунок обтікання фюзеляжу при малих кутах атаки виконується за теорією тонкого тіла [1, 4]. Згідно з нею підйомна сила існує на частинах фюзеляжу з переміщенням по довжині площей поперечних перерізів $S(x)$. Знак сили визначається знаком похідної ds/dx . Тому на носовій частині, де $ds/dx > 0$, виникає позитивна підйомна сила, на звуженій кормовій частині ($ds/dx < 0$) - негативна, на циліндричній частині ($ds/dx = 0$) вона відсутня.

Експериментальні дослідження і більш точні розрахунки свідчать, що теорія тонкого тіла дає правильні результати для носової та циліндричної частин при $M_{\infty} < M_{*}$. Але ці теорія не враховує появу підйомної сили на циліндричній частині в надзвуковому потоці, а також зменшення по абсолютній величині підйомної сили на кормі від впливу пограничного шару та виникнення нелінійної складової підйомної сили на подовжуваних фюзеляжах при великих кутах атаки [7].

Формула, одержані в результаті обробки гесретичних та експериментальних даних, можна запропонувати для розрахунку похідних $C_{y_{\alpha}}$ частин фюзеляжу.

Носова частина. У загальному випадку при дозвукових швид-

костях незалежно від числа M_∞ польоту і форми носової частини з лобовим регульованим повітрязабірником маємо

$$C_{y_{a_{нос}}}^x = 2(i - \eta_{нос}^2) + 2\varphi(1 - \sqrt{\bar{S}_{ц.т}})(1 - \bar{S}_{ц.т})\eta_{нос}^2, \quad (2.5)$$

де $\bar{S}_{ц.т} = (d_{ц.т}/d_{нос})^2$; $d_{ц.т}$ - діаметр центрального тіла в площині входу в повітрязобірнак; φ - коефіцієнт витрати повітря (на розрахунковому режимі роботи повітрязобірнака $\varphi = 1$).

Перший доданок у формулі (2.6) визначається підйомною силою бокової поверхні носової частини і при $\eta_{нос} = 1$ дорівнює нулю, другий - пов'язаний з підйомною силою власно повітрязобірнака, яка виникає внаслідок зміни кількості руху маси всмоктуваного повітря при повороті вектора швидкості на вході в повітрязобірнак (за відсутності центрального тіла поворот відбувається за кут атаки α і $C_{y_{a_{п.з}}}^x = 2\varphi\eta_{нос}^2$, $\eta_{нос} = d_{нос}/d_{п.з}$).

Якщо $\varphi = 1$ і $\bar{S}_{ц.т} = 0$, то згідно з виразом (2.6)

$C_{y_{a_{нос}}}^x = 2$. Таким самим результатом одержуємо за відсутності повітрязобірнака ($\eta_{нос} = 0$).

При надзвукових швидкостях польоту величина похідної $C_{y_{a_{нос}}}^x$ залежить від форми носової частини і параметра $x_n = \sqrt{M_\infty^2 - 1} / \lambda_{нос}$.

Для конічної носової частини без повітрязобірнака

$$C_{y_{a_{нос}}}^x = 2(1 - 0,2x_n e^{-x_n}) \cos^2 \beta_0, \quad (2.7)$$

де β_0 - половина кута при вершині конуса ($\tan \beta_0 = 0,5/\lambda_{нос}$).

Для носової частини з криволінійною твірною (оживало, парабела) без повітрязобірнака

$$C_{y_{a_{нос}}}^x = 1,65 + 0,35(1 + 2x_n)^{-1} e^{-2x_n}. \quad (2.8)$$

Для носової частини з лобовим повітрязобірнаком

$$C_{y_{a_{нос}}}^x = (C_{y_{a_{нос}}}^x)_{\varphi=0} (1 - \eta_{нос}^2) + 2\varphi(1 - \sqrt{\bar{S}_{ц.т}})(1 - \bar{S}_{ц.т}) \frac{\eta_{нос}^2}{1 + 0,46x_n^2}, \quad (2.9)$$

де $(C_{y_{a_{нос}}}^x)_{\varphi=0}$ - характеристика, яка визначається за формулами (2.7) або (2.8).

Циліндрична частина. У дозвуковому потоці при малих кт тах атак циліндрична частина фізично не створює підйомної сили:

$$C_{y_{a_{цил}}}^x = 0.$$

При $M_{\infty} > 1$ підйожна сила відірв'ятиметься від нуля і $C_{y_{\alpha_{цил}}} \neq 0$. Це пояснюється тим, що збурення тиску різкої інтенсивності на верхній і нижній поверхнях носової частини при $\alpha \neq 0$ після відоктета від головного стрілка ступолюсті го-трапляють на відповідні ділянки циліндричної поверхні, створюючи перепад тиску в поперечних перерізах (у дозвукотія течії таке направлене потирення збурення відсутнє і внаслідок взаємного впливу збурень перепад тиску в поперечних перерізах циліндричної частини не бярккає).

Величина $C_{y_{\alpha_{цил}}}$ залежить насамперед від форми носової частини і параметрів $x_k = \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / \lambda_{кор}$, $x_c = \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / \lambda_{цил}$:

$$C_{y_{\alpha_{цил}}}^{\alpha} = a x_k^b e^{-c x_k} (1 - e^{-d x_c}), \quad (2.10)$$

де для конічної носової частини $a = 1,3$, $b = 0,5$, $c = 0,06$, $d = 1,29$; для носової частини з криволінійною твірною $a = 4,5$, $b = 3,0$, $c = 1,50$, $d = 0,68$.

Слід визначити, що величина $C_{y_{\alpha_{цил}}}^{\alpha}$ дею більша за нечуності носового конуса порівняно з ішими формами носових частин, які мають дотичне спрження з циліндричною частиною.

Кормова частина. Бвзатимемо, що величина похідної $C_{y_{\alpha_{корм}}}^{\alpha}$ не залежить від форми кормової частини і визначається за формулами:

при $M_{\infty} < 1$

$$C_{y_{\alpha_{корм}}}^{\alpha} = -2 \xi_k (1 - \eta_{корм}^2); \quad (2.11)$$

при $M_{\infty} > 1$

$$C_{y_{\alpha_{корм}}}^{\alpha} = -2 \xi_k (1 - \eta_{корм}^2) / (1 + 0,4 x_k^2 \eta_{корм}^2), \quad (2.12)$$

де $x_k = \sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / \lambda_{корм}$.

Инознак ξ_k виходує зміну підйоної сили кормової частини фвзбляду, пов'язану з потовщенням пограничного шару та відривом потоку. Для звуженої корми ($\eta_{корм} < 1$) $\xi_k = 0,2$. При $\xi_k = 1$ вираз (2.11) збігається з розв'язком теорії тонкого тіла.

Народені вилє співвідношення можна використати для розрадунок похідної $C_{y_{\alpha}}$ гондоли двигуна та різних зовнішніх піддісок (наприклад палкового бака).

2.2.2. Похідна $C_{y_a}^x$ ізоляваного крила і горизонтального оперення

Згідно з теоретичними та експериментальними дослідженнями величина похідної $C_{y_a}^x$ несучої поверхні (крила, оперення) залежить від геометрії в плані, відносної товщини профілю і числа M_∞ потоку. Використавши параметри подібності, запишемо:

$$C_{y_a}^x / \lambda = f(\lambda \sqrt{|M^2 - 1|}, \lambda \text{tg} \chi, \eta, \lambda \sqrt{\bar{c}}). \quad (2.13)$$

Для надання функціональній залежності (2.13) явного вигляду розділимо діапазон зведеного подібності $\lambda \sqrt{|M^2 - 1|}$ на три області з урахуванням особливостей поведінки характеристики $C_{y_a}^x$ в кожній з них.

Розрахунок похідної $C_{y_a}^x$ крила і горизонтального оперення ведеться за одними і тими ж формулами при числах $M = M_\infty \sqrt{K_T}$ для крила та $M = M_\infty \sqrt{K_T}$ - для оперення.

Якщо відносна товщина крила (оперення) змінюється в межах розмаху, то береться стала величина, яка визначається за формулою (1.15). Для крила складної форми в плані (криволінійні кромки або крила із зломом) використовується стале значення $\text{tg} \chi$, усереднене за площею відповідно до виразу (1.48).

1. **Область дозвуккових швидкостей.** Визначається параметром $Z_1 > Z_*$, до $Z_1 = \lambda \sqrt{1 - M^2}$. В практичних розрахунках можна прийняти $Z_* = 2\lambda^2 / (\lambda^2 + 1)$.

Формула для обчислення $C_{y_a}^x$ має вигляд

$$C_{y_a}^x = \frac{2\pi(1 - 0,27\sqrt{\bar{c}})}{E + 2(1 - 0,27\sqrt{\bar{c}})} \lambda, \quad 1/\rho_{\text{ог}}. \quad (2.14)$$

Параметр E дорівнює добутку подовження крила (оперення) λ на відношення напіввідрізка контура крила (оперення) в плані до розмаху. Для несучої поверхні трапецієподібної форми в плані з урахуванням поправки на стисливість.

$$E = 0,5(\sqrt{Z_1^2 + W_0^2} + \sqrt{Z_1^2 + W_1^2}) + 2/(\eta + 1), \quad (2.15)$$

де

$$W_0 = W + 2(\eta - 1)/(\eta + 1); \quad W_1 = W - 2(\eta - 1)/(\eta + 1); \quad W = \lambda \text{tg} \chi_{0,5}.$$

Для крила, яке має злом по передній і задній кромках (див. рис. 1.3,3), параметр E обчислюють таким чином:

$$E = 0,5 [\bar{\epsilon}_0 \sqrt{z_1^2 + (\lambda \operatorname{tg} \chi_{01})^2} + (1 - \bar{\epsilon}_0) \sqrt{z_1^2 + (\lambda \operatorname{tg} \chi_{02})^2}] + \quad (2.16)$$

$$+ \bar{\epsilon}_1 \sqrt{z_1^2 + (\lambda \operatorname{tg} \chi_{11})^2} + (1 - \bar{\epsilon}_1) \sqrt{z_1^2 + (\lambda \operatorname{tg} \chi_{12})^2} + \lambda b_w / \epsilon_k,$$

де $\bar{\epsilon}_0 = \epsilon_0 / \epsilon_k$, $\bar{\epsilon}_1 = \epsilon_1 / \epsilon_k$.

Вираз (2.16) легко узгаляється на випадок більшого (меншого) числа зломів.

У загальному випадку (див. рис. 1.3, а)

$$E = 0,5 \left[\int_0^1 \sqrt{z^2 + (\lambda \dot{x}_{n,k})^2} dz + \int_0^1 \sqrt{z^2 + (\lambda \dot{x}_{3,k})^2} dz \right] + \lambda b_w / \epsilon_k. \quad (2.17)$$

де

$$\bar{z} = 2z / \epsilon_k, \quad \dot{x}_{n,k} = dx_{n,k} / dz, \quad \dot{x}_{3,k} = dx_{3,k} / dz,$$

$x_{n,k}(z)$ і $x_{3,k}(z)$ - рівняння передньої та задньої кривої; (на рис. 1.3, а $x_{3,k}(z) = b_w = \text{const}$ і $\dot{x}_{3,k} = 0$, $b_w > 0$).

2. Дозволова область трансзвукових швидкостей

($0 < z_1 < z_n$). У цій області підмола сама крива (опереження) починає залягати від параметра трансзвукової подібності $\lambda \sqrt{\bar{\epsilon}}$.

Для вираження похідної $C_{y_a}^x$ можна використати формулу

$$C_{y_a}^x = (A + B z_1 + C z_1^2) \lambda, \quad (2.18)$$

$$A = \pi = (1,8 - 0,2t^2)(1 - 0,06w - 0,01w^2 + 0,046tw^3),$$

$$B = \pi \cdot \pi - 4k, \quad \pi = 0,6 \sqrt{t} e^{-t}, \quad t = 1,5 \ln(\lambda \sqrt{\bar{\epsilon}}),$$

$$C = [y_1(z_n) - A - B z_1] z_1^{-2};$$

$$k = 0,4(1 + 0,7w^2)[1 + 2w^2 + 3,6t^3(1 + 0,7w^2)]^{-1}$$

Функція $y_1(z_n)$ - це значення $C_{y_a}^x / \lambda$, яке обчислюють за рівнянням (2.14) при $z_1 = z_n$.

3. Трансзвукова область при $M \geq 1$ і надзвуковій швидкості польоту. Розглядається діапазон швидкостей польоту, який відносіть до значення зведеного подовження $z = \lambda \sqrt{M^2 - 1} > 0$:

$$C_{y_a}^x = \frac{4kz + m}{kz^2 + nz + 1} \lambda. \quad (2.19)$$

Параметри K , m і n див. у формулі (2.18).

Із збільшенням числа M або зведеного подовження $\lambda\sqrt{M^2-1}$ величина $C_{y_a}^{\alpha}$ крила (оперення) довільної форми в плані наближається до похідної $C_{y_a}^{\alpha}$ тонкого профілю. Це пояснюється змещенням області збуреної течії на несучій поверхні за рахунок зрушення конуса Маха. При $M \rightarrow \infty$ ($\lambda\sqrt{M^2-1} \rightarrow \infty$) кожен поперечний переріз крила (оперення) облігатиметься, подібно до ізольованого профілю, плоскостратальним потоком, тому залежність (2.19) набуває вигляду

$$C_{y_a}^{\alpha} = 4/\sqrt{M^2-1}. \quad (2.20)$$

Співвідношенням (2.20) можна користуватися, якщо $\lambda\sqrt{M^2-1} > 6 \dots 7$.

На рис. 2.1 наведено залежності (2.13), одержані за формулами (2.14), (2.18) і (2.19). Пунктирна крива відповідає рівнянню (2.20), яке при $\lambda\sqrt{M^2-1} > 4$ є також точним розв'язком для тонкого трикутного крила із надзвуковою середньою кромкою. Як бачно з рис. 2.1, збільшення відносної товщини профілю (параметра $\lambda\sqrt{E}$) призводить до зниження несучих якостей крила (оперення).

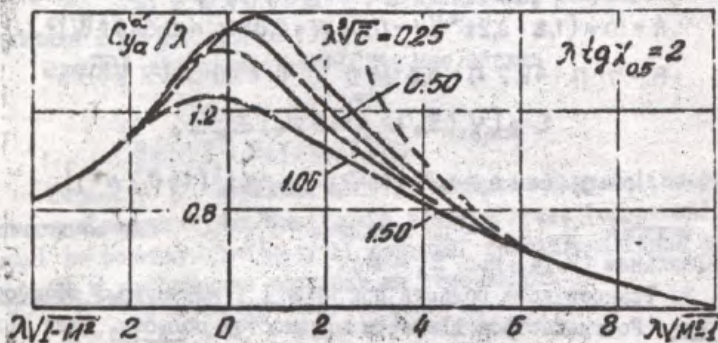


Рис. 2.1

Слід зауважити, що на режимах течії, при яких задня і передня кромки крила (оперення) змінюють дозвуковий тип на над-

звуковий, злами в кривих, одержані теоретичними розрахунками, згляджуться в експерименті (аналогічна ситуація має місце в характеристиці хвильового опору чеської поверхні, див. підрозд. 1.3.2).

В деяких аеродинамічних компоновках використовують ∇ -подібне оперення. Похідну $C_{y_a}^{\omega}$ у цьому випадку обчислюють для розпрямленого плоского оперення, яке складається з двох консолей. Вплив кута поперечного ∇ -подібного оперення враховується коефіцієнтами інтерференції горизонтального оперення з фюзеляжем (див. підрозд. 2.6).

2.2.3. Вплив кінцевих елементів на величину похідної $C_{y_a}^{\omega}$ носучих поверхонь

На кінцях крила або горизонтального оперення можна встановлювати різні додаткові елементи (кінцеві обтічники, шайби та інші). Вплив цих елементів на величину похідної враховується множителем k_{eL} у подовженні крила або оперення:

$$\lambda = k_{eL} \lambda_{B/eL}, \quad (2.21)$$

де $\lambda_{B/eL}$ - характеристика крила (оперення) без додаткових елементів.

Формули для розрахунку k_{eL} в деяких схемах (рис. 2.2):

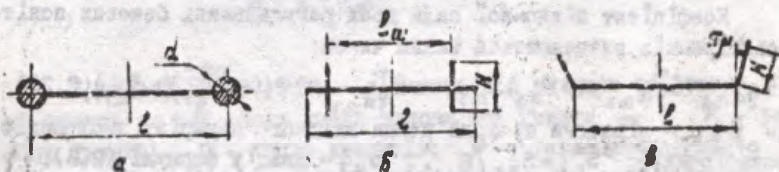


Рис. 2.2

- кінцеві обтічники, паливні баки, контейнери (рис. 2.2,а):

$$k_{eL} = 1 + 3,5 (d/l); \quad (2.22)$$

- вертикальні шайби (рис. 2.2,б):

$$k_{eL} = 1 + \frac{1,75h}{1 + 2(1 - \epsilon_{ш})/h\epsilon_{ш}}, \quad (2.23)$$

де $h = H/\epsilon$, $\bar{e}_w = e_w/\epsilon$;
- похилі шайби (рис. 2.2, в):

$$k_{e\lambda} = 1 + 2h [\delta/(1-\delta)]^{1-2\delta}, \quad (2.24)$$

де $h = H/\epsilon$, $\delta = (1+2\mu)/4$;
- пробільні кінцеві крильця (крильця Уіткома):

$$k_{e\lambda} = 1 + 2h [2,3 - 1,1 \operatorname{tg} \frac{\pi}{4} (1-\mu)]. \quad (2.25)$$

де h і μ - див. у виразі (2.24).

Залежність (2.23) можна користуватися для розрахунку $k_{e\lambda}$ шайб, зміщених по вертикалі відносно плоскості крила (оперонія) і шайб, розташованих на одному боці несучої поверхні.

Розглянуті елементи підвищують несучі якості крила і горизонтального оперення. Разом з цим вони дають додатковий опір, який необхідно врахувати в загальному балансі опору літака (див. розд. I).

2.3. Додаткова підйомна сила літака від бокових повітрязабірників, розташованих на фюзеляжі

Підйомна сила повітрязабірника виникає внаслідок втрати кількості руху всмоктуваної маси повітря при зміні напрямку руху потоку на вході в повітрязабірник.

Коефіцієнт підйомної сили двох регульованих бокових повітрязабірників визначається таким чином:

$$C_{y_{a.p.3}} = C_{y_{a.p.3}}^0 (\alpha + \varphi_{p.3}) \bar{S}_{p.3}, \quad C_{y_{a.p.3}}^0 = 2\varphi (1 - \sqrt{\bar{S}_{4T}}) (1 - \bar{S}_{4T}), \quad (2.26)$$

де $\bar{S}_{p.3}$ - відносна площа вхідного перерізу двох повітрязабірників; $\bar{S}_{p.3} = S_{p.3}/S$, \bar{S}_{4T} - див. у формулі (2.6);

$\varphi_{p.3}$ - кут між подовжніми осями повітрязабірника та фюзеляжу; $\varphi_{p.3} > 0$, якщо вісь повітрязабірника відхилена вгору, φ - коефіцієнт витрати повітря (на розрахунковому режимі $\varphi = 1$).

Значення $C_{y_{a.p.3}}$ і $C_{y_{a.p.3}}^0$ враховуються, відповідно, в доданках $C_{y_{a.3.0}}$ і $C_{y_{a.3.0}}$ виразі (2.1) і (2.2). Якщо вхідні перерізи повітрязабірників не виступають за контури крила в плані, то слід прийняти $C_{y_{a.p.3}} = 0$ і $C_{y_{a.p.3}}^0 = 0$.

2.4. Додаткова підйомна сила літака,
зумовлена впливом струменя повітряного гвинта
на обтікання крила

Підвищення швидкості потоку в струмені за гвинтом приводить до зростання підйомної сили крила, збільшення його опору, а тому й опору літака в цілому.

Коефіцієнт додаткового опору при обдуві крила струменем від гвинта визначають за формулою (1.69). Коефіцієнт додаткової підйомної сили крила від впливу струменя повітряного гвинта обчислюють так:

$$\Delta C_{y_{ак(гв)}} = C_{y_{ак}} \sum_{i=1}^n [(k_i - 1)\alpha - (k_i^2 - 1)\alpha_{ок} - q_i \varphi_{i_{гв}}] \xi_i \bar{S}_{i_{обг}}, \quad (2.27)$$

де

$$k_i = 1 + a \left(1 + \sqrt{\frac{\bar{x}_i}{1 + \bar{x}_i^2}}\right); \quad a = 0,5(\sqrt{1 + \bar{B}} - 1); \quad \bar{B} = B/\beta^2;$$

$$\xi_i = 0,25 \left(1 + \frac{R}{b_i} \arctg \frac{b_i}{R}\right); \quad q_i = k_i \bar{B} / (3 + \sqrt{1 + \bar{B}});$$

$$B = P/q_{гв} F; \quad F = \pi R^2; \quad \bar{x}_i = x_i / k\beta; \quad \bar{S}_{i_{обг}} = S_{i_{обг}} / S;$$

$$\beta = \sqrt{1 - M_{\infty}^2}.$$

У виразі (2.27) x_i - відстань від площини обертання i -го гвинта до 1/4 хорди крила вздовж осі гвинта b_i ; R - радіус гвинта; n - число двигунів; P - тяга одного гвинта (за режимі горизонтального постійного польоту тяга всіх гвинтів дорівнює опору літака); $\varphi_{i_{гв}}$ - кут між віссю i -го гвинта і хордою крила b_i ; $\varphi_{i_{гв}} > 0$, якщо вісь гвинта повернута в сторону збільшення кута атаки; $S_{i_{обг}}$ - частина площі консолі крила, яка обдувається струменем i -го гвинта на розмаху h_i , де $h_i = 2R \sqrt{(1+a)/k_i}$; похідна $C_{y_{ак}}$ і кут нульової підйомної сили $\alpha_{ок}$ - характеристики крила в системі літака [див. формули (2.3) або (2.4) і (2.31) або (2.32)].

При косій обдуві (вісь гвинта не збігається з напрямком швидкості польоту) гвинти створюють підйомну силу, коефіцієнт

якої визначається за рівнянням

$$C_{y_{a_{rB}}} = (B + 0,06k_{rB} i_{rB} e^{0,3\sqrt{B}}) \frac{\eta F}{S} (\alpha + \varphi_{rB}), \quad (2.23)$$

де i_{rB} - число лопатей; $k_{rB} = 1$ - однорядний гвинт;
 $k_{rB} = 1,15$ - дворядний гвинт; $k_{rB} = 1,2$ - гвинтовентилятор.
 Перший доданок у виразі (2.23) - це коефіцієнт підйомної сили від проєкції тяги гвинта на напрямок, перпендикулярний до швидкості польоту.

Складові коефіцієнтів підйомної сили $\Delta C_{y_{a_{k(rB)}}}$ і $C_{y_{a_{rB}}}$ є додатковими доданками у формулі (2.1).

2.5. Куті атаки нульової підйомної сили літака та окремих його елементів

Безліч кута α_0 входить до загального виразу для коефіцієнта підйомної сили літака (2.1). Значення α_0 обчислюються згідно з рівняннями

$$\alpha_0 = \frac{1}{C_{y_a}} (\alpha_{0_{B,2,0}} C_{y_{a_{B,2,0}}}^{\alpha} + \alpha_{0_{2,0}} C_{y_{a_{2,0}}}^{\alpha} \bar{S}_{2,0}), \quad (2.29)$$

$$\alpha_{0_{B,2,0}} = \frac{1}{C_{y_{2B,2,0}}^{\alpha}} (\alpha_{0_k} C_{y_{a_k}}^{\alpha} \bar{S}_k + \alpha_{0_\varphi} C_{y_{a_\varphi}}^{\alpha} \bar{S}_\varphi + \alpha_{0_{2,g}} C_{y_{2,g}}^{\alpha} \eta \bar{S}_{2,g}), \quad (2.30)$$

де α_{0_k} , $\alpha_{0_{2,0}}$, α_{0_φ} , $\alpha_{0_{2,g}}$ - куті атаки нульової підйомної сили крила, горизонтального опорення, фісалажу, гондоли двигуна у системі літака. Похідні $C_{y_a}^{\alpha}$ літака та окремих складових визначаються в підрозд. 2.2.

Якщо на літаку є бокові повітрязабірники, то у залежності для $C_{y_{a_{B,2,0}}}^{\alpha}$ необхідно ввести $C_{y_{a_{n,3}}}^{\alpha}$, $\bar{S}_{n,3}$ із підрозд. 2.3, а у круглі дужці виразу $\alpha_{0_{B,2,0}}$ - доданок $\varphi_{n,3} C_{y_{a_{n,3}}}^{\alpha} \bar{S}_{n,3}$.

Можна прийняти, що α_{0_φ} відповідає значенню кута атаки нульової підйомної сили ізольованого фісалажу ($\alpha_{0_\varphi} = \alpha_{0_{i3,\varphi}}$), $\alpha_{0_{2,g}}$ - кута установки гондоли відносно осі фісалажу ($\alpha_{0_{2,g}} = \alpha_{2,g}$).

Куті атаки α_{0_k} і $\alpha_{0_{2,0}}$ в системі літака визначаються таким чином:

- для нормальної схеми

$$\alpha_{0_k} = -(\varphi_k - \alpha_{0_{13,k}}) [(K_\varphi + \Delta K_\varphi) / (K_\alpha + \Delta K_\alpha)]_k, \quad (2.31)$$

$$\alpha_{0_{z,0}} = -\frac{1}{1-\varepsilon_k} \left\{ (\varphi_{z,0} - \alpha_{0_{13,z,0}}) [(K_\varphi + \Delta K_\varphi) / (K_\alpha + \Delta K_\alpha)]_{z,0} - \varepsilon_0 \right\}_{z,0};$$

.. для схеми "утка"

$$\alpha_{0_k} = -\frac{1}{1-\varepsilon_k} \left\{ (\varphi_k - \alpha_{0_{13,k}}) [(K_\varphi + \Delta K_\varphi) / (K_\alpha + \Delta K_\alpha)]_k - \varepsilon_0 \right\}_k, \quad (2.32)$$

$$\alpha_{0_{z,0}} = -(\varphi_{z,0} - \alpha_{0_{13,z,0}}) [(K_\varphi + \Delta K_\varphi) / (K_\alpha + \Delta K_\alpha)]_{z,0}.$$

У формулах (2.31) і (2.32) $\alpha_{0_{13,k}}$ і $\alpha_{0_{13,z,0}}$ - кути атаки нульової підйомної сили ізольованого крила та оперення; φ_k і $\varphi_{z,0}$ - кути установки крила та оперення відносно осі фюзеляжу; K_α , ΔK_α , K_φ , ΔK_φ - коефіцієнти інтерференції крила (оперення) з фюзеляжем; ε_0 - кут скосу потоку в області задньої несучої поверхні (оперення - в нормальної схемі, крила - в схемі "утка" при $\alpha = 0$).

Як правило, на горизонтальному оперенні застосовуються симетричні профілі ($\alpha_{0_{13,z,0}} = 0$). Кут $\varphi_{z,0}$ може бути також кутом відхилення херованого стабілізатора. Якщо управління моментом тангажа здійснюється рулем висота, то $\varphi_{z,0} = \varphi_{ст} - \pi \delta_\delta$, де $\varphi_{ст}$ - кут установки стабілізатора (нерухомого або переставного); δ_δ - кут відхилення руля висоти; π - коефіцієнт ефективності руля [6, 9].

У загальному випадку кут атаки нульової підйомної сили ізольованого крила визначається профілем і груткою:

$$\alpha_{0_{13,k}} = \alpha_{0_f} + \alpha_{0_g}, \quad (2.33)$$

де α_{0_f} - характеристика профілю крила; α_{0_g} - приріст кута, зумовлений геометричним скручуванням крила.

Більшість α_{0_f} залежить в основному від відносної увігнутості \bar{f} , її положення \bar{x}_f і форми середньої лінії. Зв'язності експериментальних даних кут α_{0_f} для класичних профілів можна наближено визначити за формулою

$$\alpha_{0_f} = -1,05 \bar{f} [1 + 10(\bar{x}_f - 0,2)^2]. \quad (2.34)$$

Доданок у однієї відносині (2.33) від скручування крила обчислюють так:

$$\alpha_{0\varphi} = -\frac{2}{5\kappa} \frac{(\eta_{\kappa}+1)(1-\sigma_{\kappa p})^2}{\eta_{\kappa}+1-2\sigma_{\kappa p}} \int_0^{l_{\kappa}/2} \psi(z) b(z) dz, \quad (2.35)$$

де $\psi(z)$ - закон скручування по розмаху консолі крила відносно бортової хорди, для якої приймається $\psi(0) = 0$. У випадку для трапецеоподібного крила зі скручуванням відповідно лінійному закону $\psi(\bar{z}) = \varphi_{\kappa} \bar{z}$, де φ_{κ} - кут крутки кінцевого перерізу, $\bar{z} = 2z/l_{\kappa}$, $0 \leq \bar{z} \leq 1$, одержимо

$$\alpha_{0\varphi} = -\frac{(\eta_{\kappa}+2)(1-\sigma_{\kappa p})^2}{3(\eta_{\kappa}+1-2\sigma_{\kappa p})} \varphi_{\kappa}. \quad (2.36)$$

У рівняннях (2.35) і (2.36) параметр $\sigma_{\kappa p}$ визначає відношення діаметра фюзеляжу d_{φ} до розмаху крила з підфюзеляжною частиною $l_{\kappa p}$, $\sigma_{\kappa p} = d_{\varphi}/l_{\kappa p}$.

Величина кута атаки нульової підйомної сили фюзеляжу $\alpha_{0i_{z,\varphi}}$ залежить від спрявлення його осі, що спричинено відхиленням носової частини і скошеною кормовою частиною:

$$\alpha_{0i_{z,\varphi}} = 1,25 [\beta_{\text{нос}} (\lambda_{\text{нос}}/\lambda_{\varphi}) + 0,1 \beta_{\text{корм}} (\lambda_{\text{корм}}/\lambda_{\varphi})]. \quad (2.37)$$

У формулі (2.37) кути $\beta_{\text{нос}}$ і $\beta_{\text{корм}}$ беруться з додатним знаком, якщо носова частина відхилена вниз, а кормова - скошена вгору.

2.6. Коефіцієнти інтерференції несучих поверхонь з фюзеляжем

Внаслідок взаємного впливу елементів літака (крила, фюзеляжу, горизонтального оперення) підйомна сила в аеродинамічній композиції відрізняється від підйомної сили цих елементів, які обліковуються ізольовано. Для врахування цієї різниці вводяться коефіцієнти інтерференції K_{α} і ΔK_{α} , K_{φ} і ΔK_{φ} .

Перша пара коефіцієнтів (K_{α} і ΔK_{α}) належить до схем, в яких плоске крило (оперення) із симетричним профілем розташовано паралельно осі фюзеляжу (кут установки дорівнює нулю), друга пара (K_{φ} і ΔK_{φ}) - до схем, що враховують додаткові ефекти, спричинені наявністю несиметричного профілю, кута установки і геометричного скручування несучої поверхні.

Коефіцієнти K_{α} і K_{φ} показують, у скільки разів змінюється величина підйомної сили ізольованої несучої поверхні при

розташуванні її на фюзеляжі. Коефіцієнти ΔK_x і ΔK_y характеризують додаткову підйомну силу на фюзеляжі, зумовлену впливом крила або оперення і виражену в частках підйомної сили несучої поверхні.

У загальному випадку коефіцієнти інтерференції можна записати так:

$$\begin{aligned} K_x &= K_x^0 \nu_1 \nu_2 \nu_3, & \Delta K_x &= \Delta K_x^0 \nu_1 \nu_2 \nu_3 \nu_4, \\ K_y &= K_y^0 \nu_1 \nu_2 \nu_3, & \Delta K_y &= \Delta K_y^0 \nu_1 \nu_2 \nu_3 \nu_4. \end{aligned} \quad (2.38)$$

де $K_x^0, \Delta K_x^0, K_y^0, \Delta K_y^0$ - теоретичні значення коефіцієнтів інтерференції, які залежать тільки від форми поперечного перерізу системи фюзеляж - несуча поверхня і відношення ширини фюзеляжу в місці з'єднання фюзеляжу з крилом або оперенням до його розмаху $\sigma = d_{\phi}/l$. Множники ν_i додатково враховують вплив звуження крила або оперення (ν_1) числа Маха (ν_2), частину фюзеляжу розташовану спереду (ν_3) або ззаду (ν_4) від несучої поверхні. Множник ν_4 входить тільки в коефіцієнти ΔK_x і ΔK_y .

Для найхарактерніших форм поперечних перерізів (рис. 2.3) коефіцієнти K_x^0 обчислюють таким чином:

1. Для крила (оперення) на фюзеляжі кругового перерізу (рис. 2.3, а)

$$K_x^0 = \frac{1 + \sigma \sqrt{1 - h^2}}{1 + \sigma^2 h^2}, \quad \sigma = d_{\phi}/l, \quad h = 2H/d_{\phi}. \quad (2.39)$$

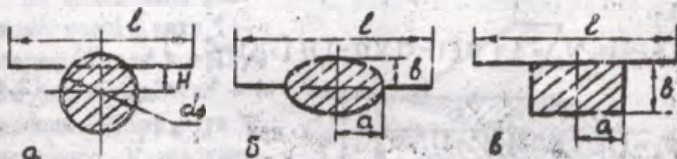


Рис. 2.3

Згідно з виразом (2.39) зміщення несучої поверхні вгору ($H > 0$) або вниз ($H < 0$) відносно осі фюзеляжу приводить до однакового результату. При $|h| \geq 0,5$ формулов (2.39) можна користуватися для розрахунку K_x^0 фюзеляжів із плоским верхом або

нчсом, якщо не брати до уваги верхні або нижні сегменти, то відсікаються крилом (оперенням)

2. Для несучої поверхні за схемою середньобічної на фюзеляжі еліптичного поперізу (рис. 2.3.6)

$$K_{\alpha}^0 = \frac{1}{1-\sigma} \left[1 - \frac{\sigma^2(1+\varepsilon)}{1+\sqrt{1-\sigma^2(1-\varepsilon^2)}} \right], \sigma = 2a/l, \varepsilon = S/a. \quad (2.40)$$

При $\varepsilon = 1$ рівняння (2.39) і (2.40) збігається, якщо в останньому прийняти $n = 0$.

3. Для крила (оперення) на фюзеляжі прямокутного перерізу (рис. 2.3.2)

$$K_{\alpha}^0 = (1-\sigma) \left[1 + 5\sigma^2(1-\sigma)(4e^{-2.8\beta} - 1) \right]^{1/2}, \sigma = 2a/l, \beta = \tilde{c}^2 b/l. \quad (2.41)$$

У залежностях (2.39) - (2.41) геометричні параметри поперечних перерізів фюзеляжу визначаються в плоскості, яка проходить через середню бітрової хорди крила або оперення, параметр \tilde{c} є розмахом крила (оперення) з урахуванням підфюзеляжної частини.

З достатньою для практики точністю інші коефіцієнти інтерференції обчислюють згідно з виразами

$$\Delta K_{\alpha}^0 = K_{\alpha}^0(K_{\alpha}^0 - 1), K_{\varphi}^0 = 1, \Delta K_{\varphi}^0 = K_{\alpha}^0 - 1. \quad (2.42)$$

Наведені вище співвідношення можна використовувати й для інших форм поперечних перерізів, що мало відрізняються від розглянутих на рис. 2.3.

Для розрахунку мисників ν_1, ν_2, ν_3 використовують формули:

$$\begin{aligned} \nu_1 &= 1 + \sigma(1-\sigma)(\eta-1)/[\eta(1-\sigma)^2], \\ \nu_2 &= 1 \quad \text{при } M < 1, \\ \nu_2 &= [1 + 0.8\sigma^2(M^2-1)/\bar{x}_n^2]^{-1} \quad \text{при } M > 1, \\ \nu_3 &= 0.6 + 0.4(1 - 0.8e^{-0.25\bar{x}_n}), \end{aligned} \quad (2.43)$$

$$\bar{x}_n = x_n(1 + \eta_{\text{нос}})/d_{\text{ф}}$$

де x_n - відстань від носка фюзеляжу до середини бітрової хорди крила або оперення; $d_{\text{ф}}$ - ширина (або діаметр) фюзеляжу на довжині x_n ; $\eta_{\text{нос}}$ - звуження носової частини фюзеляжу.

З рівнянь (2.43) видно, що збільшення звуження несучої по-

верхні ($\eta = \eta_{\alpha}$ - для крила, $\eta = \eta_{\kappa \text{ зр}}$ - для оперення) і віддалення її від носка фюзеляжу (відвісокки $x_{\text{н}}$) привадають до зростання коефіцієнтів інтерференції (в окремих випадках - за абсолютним значенням); збільшення числа M зменшує ефект аеродинамічної взаємодії.

При дозвукових швидкостях похвоту кінцева довжина фюзеляжу за несучок поверхню в коефіцієнтах ΔK_{α} і ΔK_{φ} не враховується, і в даному випадку $\nu_4 = 1$.

У напозвуковому потоці крале (оперення) впливає на обтікання фюзеляжу в областях, обмежених конусами Маха. Із збільшенням чисел M конуса Маха звужуються, області збуреної течії зміщуються назад і можуть частково виходити за межі фюзеляжу, зменшуючи тим самим додаткову підйомну силу на фюзеляжі, яка створюється крилом або оперенням. Відповідно мусить зменшатися і величина множника ν_4 .

На підставі спрощеної розрахункової моделі впливу несучої поверхні на фюзеляж (рис. 2.4) одержано формули для визначення ν_4 :

$$\begin{aligned} \nu_4 &= 1 \text{ при } x \leq m, \quad x = (d_{\varphi}/b_{\delta})\sqrt{M^2-1}, \quad m = x_{\text{нб}}/b_{\delta}, \\ \nu_4 &= 1 - (x-m)^2 / [x(1+\eta_{\text{корм}})] \text{ при } m \leq x \leq m+1, \\ \nu_4 &= 1 - [2(x-m)-1] / [x(1+\eta_{\text{корм}})] \text{ при } m+1 \leq x, \end{aligned} \quad (2.44)$$

де $\eta_{\text{корм}}$ - зуження кормової частини фюзеляжу; інші геометричні параметри наведено на рис. 2.4.

На закінчення розглянемо коефіцієнти інтерференції для конфігурацій з V -подібним оперенням. Вплив кута ψ поперечного V необхідно враховувється таким чином: коефіцієнти інтерференції K_{α} і ΔK_{α} , одержані за виразами (2.38) для конфігурацій з розпрямленим оперенням ($\psi = 0$), помножують на $\cos^2 \psi$, а коефіцієнти K_{φ} і ΔK_{φ} - на $\cos \psi$.

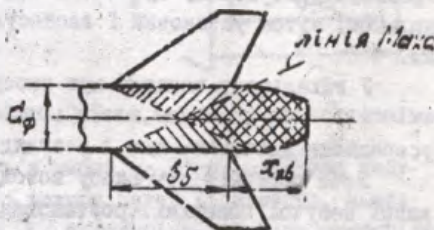


Рис. 2.4

2.7. Скіс потоку за системою несуча поверхня - фюзеляж

Скіс потоку враховується при обчисленні коефіцієнтів підйомної сили, індуктивного опору і моменту тантажу задньої несучої поверхні: горизонтального оперення - у нормальній схемі літака, крила - у схемі "утка". Скіс потоку пов'язано з виникненням підйомної сили та позовою за системою несуча поверхня - фюзеляж вихрсової пелени, яка утворює вертикальні швидкості v_y і відхиляє набігаючий потік v_∞ на кут скосу $\varepsilon \approx \tan \varepsilon = v_y / v_\infty$. Звітаємо вважають, що скіс потоку визначається вихрсовою пеленою, яка сходиться з несучої поверхні, а присутність фюзеляжу впливає на характеристики цієї пелени [1].

Додатковим джерелом виникнення скосу потоку в області задньої несучої поверхні літака може бути струмінь реактивного двигуна або струмінь від зовнішнього гвинта, турбулентне перемішування та ежекційні яскосі яких створюють поле вертикальних швидкостей, спрямованих до осі струменя [9].

Згідно з лінійною теорією малих збурень, яка складає основу розрахунку аеродинамічних характеристик літака та його елементів, кут скосу потоку визначається як

$$\varepsilon = \varepsilon^\alpha + \varepsilon_0 \quad (2.45)$$

де перший доданок пов'язаний з кутом атаки конфігурації літака, що має плоску несучу поверхню, яка розташована паралельно осі фюзеляжу (кут установки дорівнює нулю); другий доданок враховує скіс потоку при $\alpha = 0$, пов'язаний з геометричною кривією, куту установки і застосуванням несиметричного профілю.

У загальному випадку кут скосу потоку за несучою поверхнею змінюється за розмахом, але в розрахунках використовується його усереднене значення, яке й розглядається нижче.

Якщо середній кут скосу потоку відомий, то кут атаки задньої несучої поверхні, розташованої паралельно осі фюзеляжу, можна обчислити за формулою

$$\alpha_{\text{н.п.}} = \alpha - \varepsilon = \alpha(1 - \varepsilon^\alpha) - \varepsilon_0 \quad (2.46)$$

У літака нормальній схемі величина $1 - \varepsilon^\alpha$ називається коефіцієнтом ефективності оперення.

Є різні методи розрахунку скосу потоку. Найпоширенішим з них є такий, в якому несуча поверхня замінюється окремим Π -подібного вихору [1, 3, 7]. Застосування цієї моделі є обґрунтованим, бо, як показує досвід, вихрова пелена нестатки Γ вже на невеликій відстані від несучої поверхні згортається у два паралельні кінцеві вихори, розташовані на деякій відстані l_0 , яка відрізняється від розмаху несучої поверхні l_k .

У моделі Π -подібного вихору (рис. 2.5) приймають $l_0 = \xi l_k$, інтенсивність Γ_0 беруть рівною циркуляції в кореневому перерізі несучої поверхні, в "полсечке" вихору розташовують на $1/4$ кореневої хорди. В аеродинамічній композиції літака відстань між діючими вихорами збільшується на ширину фюзеляжу d_f у місці його зчленування з крилом (оперенням), тобто

$$l_0 = \xi l_k + d_f = l[\xi(i - \sigma) + \sigma], \quad \sigma = d_f/l, \quad (2.47)$$

де l_k і l - розмах крила (сперечя), складеного з двох консолей і з урахуванням підфюзеляжної частини $l_k = l - d_f = l(1 - \sigma)$.

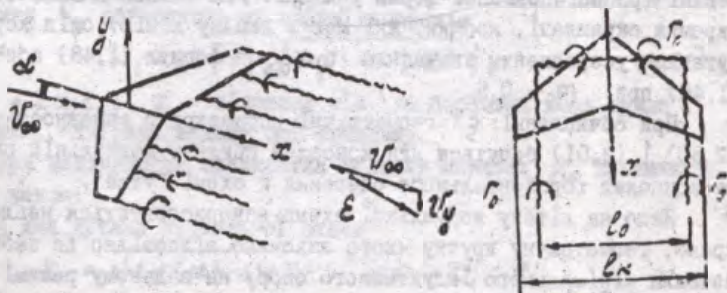


Рис. 2.5

Параметр ξ обчислюють з умови, що підйомної сила несучої поверхні і Π -подібного вихору, який її замінює, мають однакові значення. Величина ξ залежить від закону розподілу циркуляції вздовж розмаху несучої поверхні [7]. За відсутності геометричної крутки можна записати:

$$\xi = i(\lambda\sqrt{|M^2-1|}, \lambda \operatorname{tg} \chi, \eta) \quad (2.48)$$

Графіки залежності (2.48) наведено в праці [7].

У надзвуковому потоці зі збільшенням зведеного подовження $\lambda\sqrt{M^2-1}$ величина ξ наближається до граничного значення:

$$\xi_{\infty} = S_{\kappa} / \rho_{\infty} l_{\kappa} = (\eta+1) / 2\eta. \quad (2.49)$$

Розглянемо наближені аналітичні рівняння для визначення

ξ :

при дозвукових швидкостях польоту

$$\xi = \xi_0 - (\xi_0 - \xi_1) / (1 + z_1),$$

$$\xi_0 = 1,57(\eta+1) / (1 + 2,57\eta) + 0,01w^2, \quad (2.50)$$

$$\xi_1 = 0,785 - 0,01(w+1)(w-2)^2 + (0,06 + 0,01w^2)\bar{\eta},$$

$$z = \lambda\sqrt{1-M^2}, \quad w = \lambda \operatorname{tg} \chi_{0,5}, \quad \bar{\eta} = 1/\eta;$$

при надзвукових швидкостях польоту

$$\xi = 0,046wz^2 e^{-0,4z} + (\xi_0 z + \xi_1) / (1+z), \quad z = \lambda\sqrt{M^2-1}. \quad (2.51)$$

Співвідношення (2.50) і (2.51) записані для несучої поверхні трапецієподібної форми у плані. Для найскладніших форм (кромки скривлені, кромки, які мають ламану лінію) слід користуватися усередненим значенням $\operatorname{tg} \chi_{0,5}$ з формул (2.48) або (2.49) при $m_c = 0,5$.

При обчисленні ξ геометричні параметри з залежностях (2.50) і (2.51) беруться для консолей крила в нормальній схемі та консолей горизонтального оперення в схемі "утка".

Якщо на літаку нормальної схеми використовується неплоске крило, геометричну крутку якого включано відповідно до забезпечення мінімального індуктивного опору на заданому режимі польоту (для ізольованого крила це досягається одержанням еліптичного розподілу циркуляції за розмахом), то

$$\xi = \frac{\pi}{4} [1 - 0,083 \sqrt{\sigma} (1 - \sigma)]. \quad (2.52)$$

Користуючись моделлю П-подібного вихору і деякими результатами теорії оптимальних несучих систем [3], можна запропонувати такі рівняння для розрахунку силдових кута (коси (2.45):

$$\varepsilon^\alpha = \frac{C_{y\alpha}^\alpha}{\pi \lambda} k_1 k_2 k_3 k_4, \quad \varepsilon_0 = -\varepsilon^\alpha \alpha_0 k_5. \quad (2.53)$$

Тут λ і $C_{y\alpha}^\alpha$ - поєднання і похідна коефіцієнта л динамої сили консолей передньої несучої поверхні: крила - в нормальній схемі та горизонтального оперення - в схемі "утка", відповідно:

$$C_{y\alpha}^\alpha = k_T C_{y\alpha_{1,2,k}}^\alpha (K_\alpha + \Delta K_\alpha)_k, \quad C_{y\alpha}^\alpha = k_T C_{y\alpha_{1,2,0}}^\alpha (K_\alpha + \Delta K_\alpha)_{k,0} \quad (2.54)$$

Кут α_0 у виразі для ε_0 одержуємо за формулами

$$\alpha_0 = -(\varphi_k - \alpha_{0_{1,2,k}}) \left(\frac{K_\psi}{K_\alpha} \right)_k, \quad \alpha_0 = -(\varphi_{k,0} - \alpha_{0_{1,2,0}}) \left(\frac{K_\psi}{K_\alpha} \right)_{k,0}, \quad (2.55)$$

де перша з них відноситься до літака нормальній схемі, а друга - до схеми "утка".

Множники k_1 , які входять до виразу (2.53), залежать від аеродинамічної компоновки літака і числа M_∞ польоту.

Множник k_1 враховує взаємне розташування крила і горизонтального оперення по довжині фюзеляжу.

У дозвуковому потоці для нормальній схемі і схеми "утка" значення k_1 обчислюють за співвідношенням

$$k_1 = 0,5 \left[1 + \sqrt{1 + (1 - M^2)/\bar{x}^2} \right], \quad (2.56)$$

де $\bar{x} = 2z/\ell_0$; x - відстань між 1/4 бортових ходів крила і оперення, відрахована відовк осі фюзеляжу.

При надзвуковій швидкості вельюту множник k_1 визначають так а чином:

- для літака нормальній схемі

$$\begin{aligned} k_1 &= \sqrt{1 - (M^2 - 1)/\bar{x}^2} && \text{при } \bar{x}_1 < \bar{x}, \\ k_1 &= \sqrt{1 - (1 + \bar{\ell}_{k,0})^{-2} \varphi_1} && \text{при } \bar{x}_2 < \bar{x} < \bar{x}_1, \\ k_1 &= 0 && \text{при } \bar{x} < \bar{x}_2; \end{aligned} \quad (2.57)$$

- для схеми "утка"

$$k_1 = \sqrt{1 - (M^2 - 1)/\bar{x}^2}. \quad (2.58)$$

У рiвняннях (2.57) використано такі позначення:

$$\bar{x}_1 = (1 + \bar{\ell}_{k,0}) \sqrt{M^2 - 1}, \quad \bar{x}_2 = (1 - \bar{\ell}_{k,0}) \sqrt{M^2 - 1};$$

$$\varphi_1 = 0,5 \left\{ (1 + z_0) + \left[(\eta_{k,0} - 1) / (\eta_{k,0} + 1) \right] z_0 (1 - |z_0|) \right\};$$

$$z_0 = (\bar{x} / \sqrt{M^2 - 1} - 1) / \bar{c}_{z,0}, \quad \bar{c}_{z,0} = c_{z,0} / c_{kr},$$

де c_{kr} і $c_{z,0}$ - розмах крила та оперення з урахуванням підфюзеляжної частини.

Кри $\bar{x} < \sqrt{M^2 - 1}$ у формулі (2.58) слід прийняти $k_1 = 0$. У цьому випадку середнє за розмахом значення кута скосу потоку дорівнює нулю.

Множник k_2 враховує вертикальне зміщення горизонтального оперення відносно крила:

$$k_2 = 1 / (1 + \bar{y}^2), \quad (2.59)$$

де $\bar{y} = 2y_{z,0} / c_{kr}$, $y_{z,0}$ - відстань між 1/4 бортових хорд крила й оперення, виміряна по нормалі до осі фюзеляжу.

Множник k_3 пов'язаний з аеродинамічною компоновкою літака. Для нормальної схеми $k_3 = 1$, у схемі "утка"

$$k_3 = 1 - \frac{S'_k}{S_k} \sqrt{\frac{c_{kr} - 1}{c_{kr} + 1}} \approx 1 - \frac{\bar{c}_{kr}(\eta_k + 1) - (\eta_k \cdot 1)}{\bar{c}_{kr}^2(\eta_k + 1)} \sqrt{\bar{c}_{kr}^2 - 1}, \quad (2.60)$$

де $\bar{c}_{kr} = c_{kr} / c_{z,0}$; η_k - звуження консолей крила; S_k і S'_k - площі консолей крила та її зовнішньої частини, яка розташована на розмаху $c_{kr} - c_{z,0}$. Першою рівністю (2.60) слід користуватися для компоювання схем фюзеляжу з крилами довільної форми в плані.

Згідно з формулою (2.60) величина множника k_3 менша за одиницю, оскільки в схемі "утка" на зовнішніх частинах розмаху крила сієс потоку від горизонтального оперення спрямований згору, що призводить, порівняно з нормальною схемою, до зменшення середнього кута скосу.

Множини k_4 і k_5 враховують вплив фюзеляжу на сієс потоку і залежать від форми поперечного перерізу конфігурації "передня несуча поверхня - фюзеляж":

$$k_4 = \frac{(c_k / c)^2}{m_k}, \quad k_5 = \frac{m_k}{m_k - m_\phi}, \quad (2.61)$$

де c_k і c - розмах передньої несучої поверхні, складеної з двох консолей, і з урахуванням підфюзеляжної частини; параметри m_k і m_ϕ визначаються формою поперечного перерізу аеродина-

мічної компоновки.

Розглянемо залежності для розрахунку відношення $l_k/2$, параметрів m_k і m_φ стосовно форм перерізів (див. рис. 2.3):

а) крило (оперення) на тіздовій кривового джеріу (див. рис. 2.3.а):

$$l_k/e = 1 - \sigma \sqrt{1 - h^2}; \quad m_k = [1 - \sigma^2 / (1 + \sigma^2 h^2)]^2 + \sigma^2 \quad (2.62)$$

$$m_\varphi = \sigma^2, \quad h = 2H/d_\varphi, \quad \sigma = d_\varphi / e;$$

б) несуча поверхня за схемою сегментнооплеу на тіздовій еліптичного перерізу (див. рис. 2.3.б):

$$m_k = \frac{1}{(1-\varepsilon)^2} [(1+\varepsilon^2) - 2\varepsilon(1-\varepsilon)\sigma^2 - 2\varepsilon\sqrt{1-\sigma^2(1-\varepsilon^2)}], \quad (2.63)$$

$$l_k/e = 1 - \sigma, \quad m_\varphi = \sigma^2, \quad \varepsilon = b/a, \quad \sigma = 2a/e;$$

в) крило (оперення) на тіздовій прямокутного перерізу (див. рис. 2.3.в):

$$m_k = (1 - \sigma^2)^2 [1 + 5\sigma^4 (1 - \sigma)(4e^{-2\sigma\rho} - 1)] + m_\varphi,$$

$$l_k/e = 1 - \sigma, \quad m_\varphi = \sigma^2 (1 + 0.354\sqrt{\rho/\sigma}), \quad \rho = 2b/e, \quad \sigma = 2a/e. \quad (2.64)$$

Якщо на передній несучій поверхні літака розташовані додаткові конструктивні елементи (кінцеві обтічники, шайби і т.ін.), то їх враховують додаванням до m_k величини $\Delta m_{ел}$, що залежить від геометрії та форми доперечного перерізу несучої поверхні з додатковим елементом.

Для форм перерізів, наведених на рис. 2.2, значення $\Delta m_{ел}$ можна знайти, використавши залежність

$$\Delta m_{ел} = k_{ел} - 1, \quad (2.65)$$

де $k_{ел}$ - коефіцієнт обчислений за одиниць з формул (2.22) - (2.25).

Для аеродинамічних компонок літака з V-подібним оперенням у нормальній схемі кут скоосу потіску визначається в точці 1/4 хорди, розташованій на піврозмаху консолі оперення.

2.3. Скіс потоку від струменя позитивного гвинта

Розглянемо додатковий скіс потоку в області горизонтального оперення, яке створюється повітряним гвинтом.

Возрахована формула має вигляд

$$\varepsilon_{1,2} = \varepsilon_{0_{гв}} + \varepsilon_{гв}^{\alpha} \alpha,$$

$$\varepsilon_{0_{гв}} = 0,5k\beta a \left[\frac{\bar{h}}{(1+\bar{x}^2)^{3/2}} + 2\varphi_{гв} \beta \frac{1+a}{2+a} (1 + \sqrt{1+\bar{x}^2}) \right] \bar{S}_{обг}, \quad (2.66)$$

$$\varepsilon_{гв}^{\alpha} = k\beta \frac{a(1+a)}{2+a} (1 + \sqrt{1+\bar{x}^2}) \bar{S}_{обг},$$

$$\bar{x} = x/\beta R, \quad \bar{h} = h/R, \quad \bar{S}_{обг} = S_{обг}/S_{с.с.},$$

де x - відстань від площини обертання гвинта до $1/4$ хорди оперення, яка розташована у вертикальній площині осі струменя;

h - зміщення площини горизонтального оперення відносно осі струменя, яка збігається за припущенням з напрямком швидкості V_{∞} ($h > 0$, якщо вісь струменя розташована над оперенням); множник $k = 1$ - для літака з одним гвинтом, $k = 2$ - для літака з двома і більше гвинтами; $S_{обг}$ - площа консолей оперення, яка потрапляє в струмінь з площею поперечного перерізу $R_{стр}^2 = \pi R^2 (1+a)/(1+2a)$.

Зauвaжимо, що внаслідок стиснення струменя за гвинтом на літаку з двома і більше гвинтами необхідно врахувати струмені від усіх гвинтів, які перетинають окремня. Решту позначень див. у формулі (2.27).

Одержані значення $\varepsilon_{0_{гв}}$ і $\varepsilon_{гв}^{\alpha}$ враховуються при визначенні сумарного скосу потоку від системи "крило - фюзеляж - повітряний гвинт". У цьому випадку

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon^{\alpha} \alpha,$$

$$\varepsilon_0 = \varepsilon_{0_{к+ф}} + \varepsilon_{0_{гв}}, \quad \varepsilon^{\alpha} = \varepsilon_{к+ф}^{\alpha} + \varepsilon_{гв}^{\alpha}, \quad (2.67)$$

$$\varepsilon_{0_{к+ф}} = (\varepsilon_{0_{к+ф}})_{\bar{b}=0} [1 + (\sqrt{1+\bar{b}} - 1) \bar{S}_{к+ф}],$$

$$\varepsilon_{к+ф}^{\alpha} = (\varepsilon_{к+ф}^{\alpha})_{\bar{b}=0} [1 + (\sqrt{1+\bar{b}} - 1) \bar{S}_{к+ф}].$$

Тут $(\varepsilon_{0_{к+ф}})_{\bar{b}=0}$ і $(\varepsilon_{к+ф}^{\alpha})_{\bar{b}=0}$ - скося потоку від системи "крило - фюзеляж" за відсутності гвинта [(див. формули

(2.53) підрозд. 2.7)]; $\bar{S}_{к об q}$ - відносна площа консолей крила, яка обдувається струменями гвинтів, $\bar{S}_{к об q} = S_{к об q} / S_k$.

Якщо горизонтальне оперення не потрапляє в струмінь від повітряних гвинтів, то можна прийняти $\varepsilon_{гв} = 0$.

2.9. Скіс потоку, який утворюється струменем реактивного двигуна

Струмінь реактивного двигуна підсмоктує повітря та створює потік у напрямку до осі струменя. Якщо горизонтальне оперення розташоване в індуктивному полі швидкостей від струменя, то з'являється додатковий скіс потоку, який необхідно враховувати при визначенні кута атаки оперення.

На літаку з двома та більше двигунами скіс потоку утворюється в основному струменями від внутрішніх двигунів. У цьому випадку величина кута скосу визначається за формулою

$$\varepsilon_{стр} = A [1 - e^{-4(1-0,6\bar{t})^2}],$$

$$A = \frac{2C_p S}{x^2} \left(1 - 0,14 \frac{C_p S}{x^2}\right), \quad x = x_0 + 2,3d_c, \quad z = z_0 - \Delta z,$$

$$\Delta z = (\alpha - \alpha_p)(1 - e^{-0,65k})x_0, \quad k = x/\sqrt{C_p S}, \quad C_p = P/q_\infty S. \quad (2.68)$$

$$\bar{t} = 2t/l_{z,0}, \quad \bar{z} = z/l_{z,0}.$$

Тут x_0 - відстань, яка вимірюється вздовж осі фюзеляжу від зрізу сопла до 1/4 хорди горизонтального оперення, розташованого у вертикальній площині осі струменя; d_c - діаметр сопла (для сопел неколового перерізу $d_c = \sqrt{4F_c/\pi}$); F_c - площа зрізу сопла; z_0 - положення центра зрізу сопла відносно площини горизонтального оперення (відстань, вимірюване по нормалі до осі фюзеляжу від центра зрізу сопла до 1/4 хорди оперення);

t - зміщення сопла відносно площини симетрії літака; p - тяга цього двигуна (на крейсерському режимі польоту $\Sigma P = \chi_a = C_{x_a} q_\infty S$); α_p - кут відхилення вектора тяги відносно осі фюзеляжу.

Значення кута скосу потоку від реактивного струменя $\varepsilon_{стр}$

підсумовується з кутом скосу потоку від системи "крило - фюзеляж" у виразі (2.45).

2.10. Максимальна підйомна сила літака.

Побудова характеристики $C_{y\alpha} = f(\alpha)$

Максимальна підйомна сила і відповідний до неї критичний кут атаки відносяться до параметрів, які визначають льотно-технічні якості літака. Знання максимального коефіцієнта підйомної сили $C_{y\alpha \max}$ необхідне для розрахунку безпечних швидкостей зльоту і посадки. Користуючись величиною $C_{y\alpha \max}$, обчислюють граничні перевантаження при виконанні маневру і встановлюють границю початку тряски. Характер зміни залежності $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ поблизу максимуму впливає на поперечну стійкість літака при польоті на великих кутах атаки.

Точні значення максимального коефіцієнта підйомної сили $C_{y\alpha \max}$ і критичного кута атаки $\alpha_{кр}$ можна визначити тільки експериментальним методом. Нижче наведено наближені залежності для оцінки величин $C_{y\alpha \max}$ і $\alpha_{кр}$ літака.

Для літака з крилами великого подовження ($\lambda_k > 4$) значення $C_{y\alpha \max}$ обчислюють за формулою

$$C_{y\alpha \max} = C_{y\alpha \max}^0 k_1 k_2 k_3. \quad (2.69)$$

Характеристику профілю крила $C_{y\alpha \max}^0$ можна визначити так:

$$C_{y\alpha \max}^0 = 1 + \beta \bar{c} e^{-3\bar{c}} (1 - e^{-200\bar{c}^2}) + 10\bar{f} e^{-150(\bar{c}-0,06)^2}, \quad (2.70)$$

де $\beta = 15$ для симетричного профілю ($\bar{f} = 0$); $\beta = 13,8$ для профілю з кривиною.

У розрахунках використовуються сталі значення відносної товщини \bar{c} і увігнутості \bar{f} профілів, усереднені за розмахом крила або обчислені за виразом (1.15).

Множники k_i враховують вплив кута стріловидності та зрушення крила і числа M_∞ польоту:

$$k_1 = 1 - \frac{i + \bar{\eta}_k}{1 + 2\bar{\eta}_k} \sin^2 \chi_{0,25},$$

$$k_2 = 0,86 + 0,26(1,2 - \bar{\eta}_k)\bar{\eta}_k, \quad \bar{\eta}_k = 1/\eta_k, \quad (2.71)$$

$$k_p = 1 - \frac{4\bar{c} + 0,02}{\bar{c} + 0,04} [(\bar{c} - 0,06) + (0,16 - \bar{c})M_{\infty}] M_{\infty}$$

Одержані за рівнянням (2.69) значення $C_{y_{\text{стат}}}$ слід розглядати як усереднені за числами Рейнольдса в ділазоні $Re = 10^6 \dots 10^7$.

Критичний кут атаки літака визначають таким чином:

$$\alpha_{\text{кр}}^0 = 57,3 (1,2 C_{y_{\text{стат}}}/C_{y_a}^{\alpha}) + \alpha_0^0 + 1,5^{\circ}, \quad (2.72)$$

де $C_{y_a}^{\alpha}$ і α_0^0 - характеристики літака (див. підрозд. 2.2 і 2.5).

Для літака з крилом малого подовження ($\lambda_k < 4$) максимальний коефіцієнт підйомної сили обчислюють за формулою

$$C_{y_{\text{стат}}} = (0,42 - \alpha_{0_{\text{б.г.о}}}) C_{y_{\text{аб.г.о}}}^{\alpha} \quad (2.73)$$

Характеристики $C_{y_{\text{аб.г.о}}}^{\alpha}$ і $\alpha_{0_{\text{б.г.о}}}$ див. в підрозд. 2.2 і 2.5.

Величина $\alpha_{\text{кр}}^n$ літака з крилом малого подовження без врахування нелінійних ефектів обчислюється так:

$$\alpha_{\text{кр}}^n = 57,3 (1,5 C_{y_{\text{стат}}}/C_{y_a}^{\alpha}) + \alpha_0^0 + 2^{\circ}. \quad (2.74)$$

За значеннями $C_{y_a}^{\alpha}$, α_0^0 , $\alpha_{\text{кр}}^n$ і $C_{y_{\text{стат}}}$ будуть залежність $C_{y_a} = f(\alpha)$ (рис. 2.6).

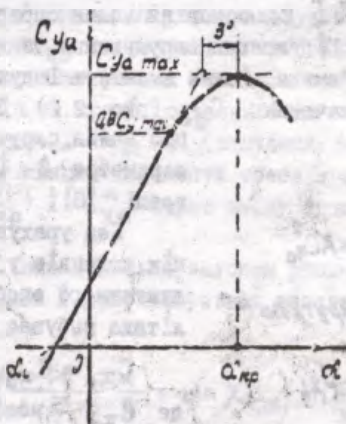


Рис. 2.6

2.II. Індуктивний опір і полара літака

Виникнення індуктивного опору пов'язано з утворенням вихрової петлі після тіла з наявністю підйомної сили. Але на крилі з геометричним скручуванням вихрова петля, а також індуктивний опір можуть існувати при такому розподілі підйомної сили вздовж розмаху, коли сумарна підйомна сила крила дорівнює нулю. Щоб звернути увагу на причину виникнення опору, в деяких випадках вводять поняття "вихровий індуктивний опір".

Загальний вираз для коефіцієнта індуктивного опору літака має вигляд

$$C_{x_i} = AC_{y_a}^2 + BC_{y_a} + C, \quad (2.75)$$

де перший доданок відноситься до літака, який має горизонтальну площину симетрії, другий і третій - враховують існуючі відмінності (вигин осі фюзеляжу, кути установки крила і горизонтального оперення до осі фюзеляжу, геометричне скручування крила тощо). Параметр C - коефіцієнт індуктивного опору літака при $C_{y_a} = 0$.

Для польотної конфігурації літака останні два доданки у формулі (2.75), як правило, вносять незначний вклад в індуктивний опір, і на початковому етапі проєктування ним можна знехтувати, тобто прийняти $B = 0$, $C = 0$. Разом з тим відмітимо, що на параметри B і C основний вплив справляє геометричне скручування крила. Підбираючи скручування таким чином, щоб параметр B був від'ємним, можна зменшити індуктивний опір літака при операжних значеннях C_{y_a} (рис. 2.7). Деякі відомості про вплив скручування крила на параметри B і C наведено в графі [8].

Без урахування двох останніх доданків у формулі для індуктивного опору (2.75) полара літака набуває вигляду

$$C_{x_a} = C_{x_0} + AC_{y_a}^2, \quad (2.76)$$

де C_{x_0} - коефіцієнт лобового опору літака при $C_{y_a} = 0$ (див. розд. I).

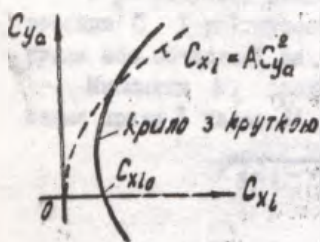


Рис. 2.7

Залежність $C_{x_a} = f(C_{y_a})$ є квадратною параболою з вертикальною, розташованою на осі абсцис. У загальному випадку індуктивного опору (2.75) вершина параболи зміщена вгору при $B < 0$ або вниз ($B > 0$). Множник A називається коефіцієнтом відвагу полярні і має однакове значення у рівняннях (2.75) і (2.76).

При дозвукових швидкостях дольоту величину A визначають так:

$$A = 4(1 + 2\beta + \delta),$$

$$\mu = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{кр} m_k} \left(\frac{C_{y_{a, \text{в.г.о.}}}^{\alpha}}{C_{y_a}^{\alpha}} \right)^2, \quad \beta = \xi_1 \sqrt{\frac{\pi k}{m_{e,0}}} \frac{e_{кр}}{e_{e,0}} \left(\frac{C_{y_{a, \text{г.о.}}}^{\alpha}}{C_{y_{a, \text{в.г.о.}}}^{\alpha}} \right), \quad (2.77)$$

$$\delta = \xi_2 (\beta / \xi_1)^2,$$

де $\lambda_{кр}$ - подовження крила з підфюзеляжних частин; $\lambda_{кр} = e_{кр}^2 / S_{кр}$, $e_{кр}$ і $e_{e,0}$ - розмах крила і горизонтального оперення з урахуванням підфюзеляжної частини (габаритний розмір); $C_{y_a}^{\alpha}$, $C_{y_{a, \text{в.г.о.}}}^{\alpha}$ і $C_{y_{a, \text{г.о.}}}^{\alpha}$ - відповідно характеристики літака в цілому, літака без горизонтального оперення і горизонтального оперення в системі літака (див. підрозд. 2.2).

Параметри m_k і $m_{e,0}$ залежать від форми поперечного перерізу конфігурації крило (оперення) - фюзеляж. Для форм, показаних на рис. 2.3, значення m_k розраховується за формулами (2.62) - (2.64), $m_{e,0}$ визначається за співвідношеннями для m_k підстановкою геометричних розмірів оперення. За наявності кінцевих елементів на крилі (оперенні) до m_k ($m_{e,0}$) треба додати величину $\Delta m_{e,0} = k_{e,0} - 1$ (значення $k_{e,0}$ див. в підрозд. 2.2.3). При цьому кінцеві елементи треба враховувати також у $C_{y_{a, \text{в.г.о.}}}^{\alpha}$ ($C_{y_{a, \text{г.о.}}}^{\alpha}$) і $C_{y_a}^{\alpha}$ через зміну подовження відповідно рівнянню (2.21).

Параметр δ визначається законом розподілу циркуляції в долах розмаху крила і розраховується незалежно від числа Маха згідно з формулою

$$\delta = 0,56 \frac{m}{m+2} \left(\frac{1+2F}{1+\eta} - \frac{4}{\pi} + \sin \chi_{0,25} \right), \quad m = \lambda / \cos \chi_{0,25}. \quad (2.78)$$

За виразом (2.78) значення $\bar{c} = 0$ у випадку, коли залежність у дужках дорівнює нулю. Якщо $\chi_{0.25} = 0$, то це має місце при $\bar{\eta} \approx 0,37$, що наближається до оптимальної величини [3].

Для ізолюваного крила з оптимальним (еліптичним) законом розподілу циркуляції вздовж розмаху крила $\bar{c} = 0$.

Множники ξ_1 і ξ_2 враховують розмах горизонтального оперення і розташування його на літаку:

$$\xi_1 = \bar{c}_{z.0} e^{-2h} [1 - (1 - e^{-2h}) \bar{c}_{z.0}^2], \quad \xi_2 = 1 - \frac{6,4 \bar{c}_{z.0} (1 - \bar{c}_{z.0}^2)}{1 + e^{20h}}. \quad (2.79)$$

де $\bar{c}_{z.0} = c_{z.0} / c_{кр}$, $h = |y_{z.0}| / c_{кр}$.

Якщо підйомна сила горизонтального оперення значно менша від підйомної сили крила, то можна знехтувати внеском оперення в індуктивний опір літака. В цьому випадку формула (2.77) при $\beta = \delta = 0$, $C_{y_{a,z.0}}^{\alpha} = C_{y_a}^{\alpha}$ набуває вигляду

$$A = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda_{кр} m_k}. \quad (2.80)$$

Параметр m_k враховує вплив на опір фюзеляжу додаткових конструктивних елементів на крилі (через доданок $\Delta m_{ел}$ до m_k).

Для ізолюваного крила $m_k = 1$, і згідно з рівнянням (2.80) одержуємо відомий результат $A = (1 + \delta) / \pi \lambda_{кр}$, або, якщо на крилі розташовані конструктивні елементи, $A = (1 + \delta) / \pi \lambda_{кр} k_{эл}$, де $k_{эл}$ див. у підрозд. 2.2.3.

У наведену формулу коефіцієнт відвалу поляри

$$A = (1 / C_{y_c}^{\alpha}) - \bar{c}_F,$$

$\bar{c}_F = \xi_{\varphi} (C_{y_{a\varphi}}^{\alpha} / C_{y_a}^{\alpha})^2 \bar{c}_{\varphi} + \xi_{\kappa} (C_{y_{a\kappa}}^{\alpha} / C_{y_a}^{\alpha})^2 \bar{c}_{\kappa} + \xi_{z.0} (C_{y_{a,z.0}}^{\alpha} / C_{y_a}^{\alpha})^2 \bar{c}_{z.0}$, де \bar{c}_F враховує вплив підсмоктувальної сили, яка реалізується на носовій частині фюзеляжу за відсутності лобового повітряобірника, а також на доступових передніх кромках крила і горизонтального оперення.

Множники ξ_{κ} і ξ_{φ} для крила і фюзеляжу визначають так:

$$\xi_{\kappa} = \sqrt{W_0^2 - z^2} / 4\pi \lambda_{\kappa} \quad \text{при } W_0 > z, \quad \xi_{\kappa} = 0 \quad \text{при } W_0 < z;$$

$$\xi_{\varphi} = -1,2 \operatorname{th}(\sqrt{M_{\infty}^2 - 1} / \lambda_{\infty}), \quad W_0 = \lambda_{\kappa} \operatorname{tg} \chi_{\text{в.к.}}, \quad z = \lambda_{\kappa} \sqrt{K_T^2 M_{\infty}^2 - 1}.$$

Множник ξ_{Σ} розраховується за формулами для країв з підставовкою геометричних параметрів горизонтального оперення і k_T замість k_T^* .

При дозвукових швидкостях польоту літака у рівні (2.76) необхідно врахувати додатковий опір, зумовлений впливом кутів атаки (підйомної сили) на профільний опір і виникнення хвильової кризи на крилі при $\alpha \neq 0^*$.

Уточнений вираз для розрахунку полярів:

$$C_{x_a} = C_{x_0} + A C_{y_a}^2 + \sum \Delta C_{x_i} \quad (2.82)$$

Зростає коефіцієнт профільного опору із збільшенням підйомної сили оцінюється так:

$$\Delta C_{x_i} = 0,04 (1 - \sqrt{1 - x^2}), \quad x = C_{y_a} / C_{y_{a \max}} \quad (2.83)$$

Друге джерело додаткового опору пов'язано з виникненням на поверхні крила місцевих стрибків стисливості при значеннях C_{y_a} , які виходять за межі дозвукових швидкостей, границя якої визначається залежністю $M_{\infty} = f(C_{y_a})$ (рис. 2.8). Якщо для заданого числа $M_{\infty} < M_{\infty}^*$, де

M_{∞}^* - критичне число Маха крила при $C_{y_a} = 0$, а значення коефіцієнта підйомної сили розташовується нижче цієї границі, то крило буде повністю обтікатися дозвуковим потоком і $\Delta C_{x_i} = 0$. Але при $C_{y_a} > C_{y_a}^*$ на верхній поверхні крила розвивається надзвукова зона течії з місцевим стрибком стисливості, внаслідок чого виникає додатковий опір:

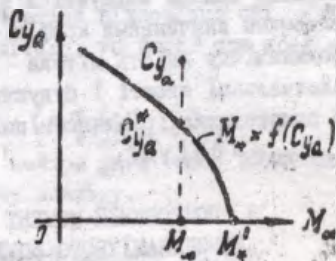


Рис. 2.8

$$\Delta C_{x_i} = (C_{y_a} - C_{y_a}^*) C_{y_a} / C_{y_a}^*$$

$$C_{y_a}^* = \left\{ \frac{1}{k C_{\infty} \cos^2 \chi_c} \left[(1 - M_{\infty}) \frac{\lambda_{\infty}^2 + 0,1}{\lambda_{\infty}^2} - m \sqrt{C_{\infty}} \cos \chi_c \right] \right\}^n \quad (2.84)$$

*У посібнику не розглядається вплив повітряного гвинта на індуктивний опір. Відносно цього питання треба звертатися до спеціальної літератури (див., наприклад, [1]).

де $k = 3,2$, $m = 0,35$, $n = 2/3$ для крила з класичним профілем; $k = 1,2$, $m = 0,27$, $n = 1/3$ при використанні на крилі надкритичного профілю, $\bar{c}_x = (\bar{c} + 17\bar{f}^2) / \bar{x}_c$.

Врахування додаткового опору (2.84) принасить до характерного розгалуження поляр, побудованих для різних чисел M_∞ (рис. 2.9).

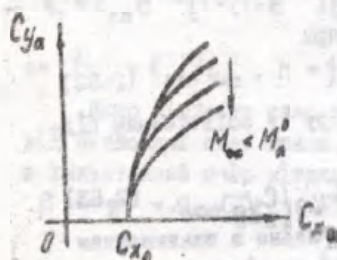


Рис. 2.9

При малих значеннях коефіцієнта підйомної сили ($C_{y\alpha} < C_{y\alpha}^*$) всі полярні з'являються з полярів літака в дозвуковому потоці (якщо не розглядати зміну профільного опору за числами M_∞). Чим більше числа M_∞ , тим при менших значеннях $C_{y\alpha}$ здійснюється відхилення від дозвукової полярні. В навіколосвуковій області течії ($M_\infty > M^*$) вже при $C_{y\alpha} = 0$ з'являється хвильовий опір, і вершина полярні зміщується вправо.

За відомими значеннями коефіцієнтів $C_{y\alpha}$ і $C_{x\alpha}$ розраховують аеродинамічну якість літака $k = C_{y\alpha} / C_{x\alpha}$, знаходять величину максимальної якості і будують залежність $k_{\max} = f(M_\infty)$.

Якщо скористатися рівнянням полярні у вигляді (2.76), то матимемо $k_{\max} = 0,5 / \sqrt{AC_{x_0}}$.

3. ПОЗДОВЖНІЙ МОМЕНТ І ПОДСМІННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСА ЛІТАКА

Для вирішення задач динаміки польоту необхідно знати моменти характеристики і положення фокуса літака. При русі у вертикальній площині існує тільки момент тангажу (поздовжній момент) і при фіксованих органах управління – фокус по хуту атаки.

Як і інші аеродинамічні характеристики, момент від аеродинамічних сил літака визначається сумою моментів окремих його частин (крила, фюзеляжу, горизонтального оперення і т.ін.).

Слід вважати, що величина моменту залежить від осі, віднос-

но якій вона обчислюється. Нижче приймається, що вісь проходить через передню точку носової частини фюзеляжу. Точіша кахучи, поздовжній момент виникає від повної аеродинамічної ся-ля, але в багатьох випадках можна розглядати момент ідьяк від підйомної (нормальної сили), нахтучи впливом сил добового опору (поздовжньої сили).

В подальшому використовуватимемо також припущення, що під-домна сила несучих поверхонь в системі літака і додаткова під-домна сила на фюзеляжі, яка виникає від впливу несучої поверх-ні, розташовані у фокусі ізольованого крила або горизонтально-го оперення. Похибки, які вносяться цим припущенням незначні в го-звуківому потоці і зростають із збільшенням чисел M_{∞} при над-звуківих швидкостях польоту [7].

Коефіцієнт моменту тангажу

$$m_z = m_{z_0} + (m_z^c / C_{y_a}^c) C_{y_a}, \quad m_z^c = m_{z_{\text{б.г.о}}}^c + m_{z_{\text{г.о.}}}^c, \quad (3.1)$$

де в характеристиках похідної m_z^c виділені похідні, які вносять-ся до літака без горизонтального оперення і до моменту горизон-тального оперення.

Якщо момент тангажу визначається відповідно осі, яка про-ходить через центр ваги (мас) літака, то вираз для коефіцієнта моменту набуде вигляду

$$m_z = m_{z_0} + [\bar{x}_T + (m_z^c / C_{y_a}^c)] C_{y_a}, \quad (3.2)$$

де \bar{x}_T - координата положення центра ваги (мас) відносно носка фюзеляжу, поділена на характерну довжину.

3.1. Похідна коефіцієнтів моменту тангажу по куту атаки літака та його елементів

Значення похідних $m_{z_{\text{б.г.о}}}^c$ і $m_{z_{\text{г.о.}}}^c$ обчислюють за формулами

$$m_{z_{\text{б.г.о}}}^c = m_{z_{\text{ф}}}^c \bar{z}_{\text{ф}} + m_{z_{\text{к}}}^c \bar{z}_{\text{к}} + m_{z_{\text{г.о.}}}^c \bar{z}_{\text{г.о.}} + m_{z_{\text{п.з}}}^c \bar{z}_{\text{п.з}} = -[C_{y_{\text{аф}}}^c \bar{x}_{\text{ф}} \bar{z}_{\text{ф}} +$$

$$+ C_{y_{\text{к}}}^c (\bar{x}_{\text{к}} + \bar{x}_{\text{к}}) \bar{z}_{\text{к}} + n C_{y_{\text{г.о.}}}^c \bar{x}_{\text{г.о.}} \bar{z}_{\text{г.о.}} + C_{y_{\text{п.з}}}^c \bar{x}_{\text{п.з}} \bar{z}_{\text{п.з}}], \quad (3.3)$$

$$m_{z_{\text{г.о.}}}^c = -C_{y_{\text{г.о.}}}^c (\bar{x}_{\text{г.о.}} + \bar{x}_{\text{ф.г.о.}}) \bar{z}_{\text{г.о.}}$$

Залежність (3.3) містить похідні коефіцієнтів моменту від гондол двигунів, розташованих на боковій поверхні фюзеляжу або на крилі, і від бокових повітрязабірників. За відсутності цих елементів відповідні доданки мусять бути виключені.

Координата x_k і x_{z_0} визначають відстань від носка фюзеляжу до передньої крошки бортової хорди крила і горизонтального оперення; x_{F_k} і $x_{F_{z_0}}$ - положення фокуса ізольованих несучих поверхонь (крила та оперення) відносно носка бортової хорди;

$x_{F_{\phi}}$ - положення фокуса ізольованого фюзеляжу; x_{z_0} (x_{z_0}) - плече моменту підмної сили гондоль двигуна (основного повітрязабірника), прикладеної до відрізу входного перерізу (рис. 3.1). Відносні величини виражені в частках довжини фюзеляжу l_{ϕ} , яка прийнята за характерну довжину при розрахунку коефіцієнта моменту та його складових.

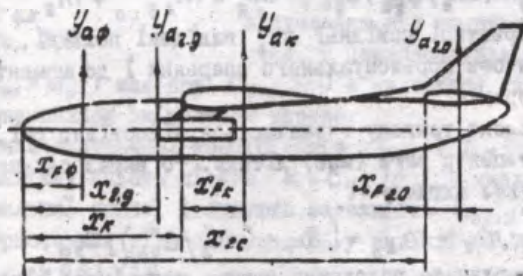


Рис. 3.1

3.2. Положення фокуса ізольованих елементів літака

Фокус несучих поверхонь трапецієподібної форми в плані (крила, горизонтального оперення) обчислюють за формулами: при $M_{\infty} < 1$

$$\bar{x}_F = [(a+c) - (a-c)\text{th } z_1] b_g / l_{\phi}, \quad z_1 = \lambda \sqrt{1 - M^2}; \quad (3.5)$$

при $M_{\infty} > 1$

$$\bar{x}_F = [(a+c) + (a-c)(1 - e^{-z_1})] b_g / l_{\phi}, \quad z_1 = \lambda \sqrt{M^2 - 1}, \quad (3.6)$$

де

$$a = \frac{1}{6\eta} \left(\frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta + 1} + \frac{\eta + 2}{4} \lambda \operatorname{tg} \chi_{п.к.} \right),$$

$$c = 0,5 \bar{x}_{F_{\infty}} \left(1 - \frac{4}{3\pi} \frac{\eta - 1}{\eta} \right) + \frac{1}{6\pi} \frac{\eta + 1}{\eta} \lambda \operatorname{tg} \chi_{п.к.},$$

$$\bar{x}_{F_{\infty}} = 0,25(1 - 1,6\bar{c}^2).$$

Для кривь довільної форми в плані (див. рис. 1 З)

$$a = \frac{\ell_{\kappa}^2}{2\bar{b}_{\kappa} S_{\kappa}} \int_0^1 [x_{п.к.}(\bar{z}) + 0,6\bar{b}(\bar{z})] \bar{b}(\bar{z}) d\bar{z}, \quad \bar{z} = z^2/\ell_{\kappa},$$

$$c = \frac{2}{\pi \bar{b}_{\kappa}} \int_0^1 \sqrt{1 - \bar{z}^2} [x_{п.к.}(\bar{z}) + \bar{x}_{F_{\infty}} \bar{b}(\bar{z})] d\bar{z}.$$

Розрахунок за рівняннями (3.5) і (3.6) виконується для геометричних параметрів консолей крила λ_{κ} , η , $\chi_{п.к.}$ або оперення $\lambda_{\kappa, z.0}$, $\eta_{\kappa, z.0}$, $\chi_{п.к., z.0}$ при $M = M_{\infty} \sqrt{k_T}$ для крила і $M = M_{\infty} \sqrt{k_T}$ - для оперення.

У крила довільної форми в плані ℓ_{κ} , \bar{b}_{κ} і S_{κ} - розмах, бортова (центрально) хорда і площа крила, утвореного із двох консолей.

За наявності на крилі або горизонтальному оперенні кінцевих елементів (див. рис. 2.2). Величину подовження λ_{κ} або $\lambda_{\kappa, z.0}$ треба помножити на $K_{\text{в.л}}$ згідно з формулою (2.21).

Положення фокуса фоюзеляжа в частках його довжини обчислюють таким чином:

$$\bar{x}_{F_{\Phi}} = \frac{1}{C_{y_{\text{оф}}}} (C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} \bar{x}_{F_{\text{нос}}} + C_{y_{\text{цил}}}^{\alpha} \bar{x}_{F_{\text{цил}}} + C_{y_{\text{карм}}}^{\alpha} \bar{x}_{F_{\text{карм}}}), \quad (3.7)$$

де відносні величини фокуса частин фоюзеляжу можна одержати згідно із запропонованими нижче залежностями.

Носова частина:

- для кінцевої форми з повітрязабірником

$$\bar{x}_{F_{\text{нос}}} = \frac{1}{3} \frac{2 + \eta_{\text{нос}}}{1 + \eta_{\text{нос}}} (\lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\varphi}); \quad (3.8)$$

- для форми з криволінійною твірною за наявності повітрозабірника

$$\bar{x}_{F_{\text{нос}}} = \frac{1}{15} \frac{7 + 3\eta_{\text{нос}}}{1 + \eta_{\text{нос}}} (\lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\varphi}); \quad (3.9)$$

- для затупленої форми без повітрозабірника

$$\bar{x}_{F_{\text{нос}}} = \frac{1}{3} (\lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\varphi}). \quad (3.10)$$

За відсутності лобового повітрозабірника у формулах (3.8) і (3.9) $\eta_{\text{нос}} = 0$.

Циліндрична частина. При дозвукових швидкостях польоту циліндрична частина фюзеляжу не створить підйомної сили, і в цьому випадку положення фокуса не визначається.

У надзвуковому потоці

$$\bar{x}_{F_{\text{цил}}} = [(1 + x_H/d) \lambda_{\text{нос}} + (e^{d/x_{\text{цил}}} - 1)^{-1} \lambda_{\text{цил}}] / \lambda_{\varphi}. \quad (3.11)$$

$$x_H = \sqrt{M_{\text{но}}^2 - 1} / \lambda_{\text{нос}}, \quad x_{\text{цил}} = \sqrt{M_{\text{цил}}^2 - 1} / \lambda_{\text{цил}}.$$

Параметр $d = 1,29$ - для конічної носової частини; $d = 0,88$ - для носової частини з криволінійною твірною.

Кормова частина. Незалежно від форми і числа M_{∞} польоту

$$\bar{x}_{F_{\text{корм}}} = 1 - 0,5 (\lambda_{\text{корм}} / \lambda_{\varphi}). \quad (3.12)$$

Оскільки звужена кормова частина створить негативну підйомну силу, то фокус фюзеляжу може знаходитися перед носовою частиною ($\bar{x}_{F_{\varphi}} < 0$).

3.3. Положення фокуса літака

Положення аеродинамічного фокуса літака в цілому і літака без горизонтального оперення відносно носка фюзеляжу в частках його довжини визначають таким чином:

$$\bar{x}_F = -m_x^{\alpha} / C_{y_{\alpha}}^{\alpha}, \quad \bar{x}_{F_{6.2.0}} = -m_{x_{6.2.0}}^{\alpha} / C_{y_{\alpha_{6.2.0}}}^{\alpha}. \quad (3.13)$$

У задачах динаміка польоту положення фокуса прийнято обчислювати відносно носка середньої аеродинамічної хорди крила, вираженого в частках довжини САХ.

Перехід до нових значень здійснюється за рівнянь

$$\bar{x}_{FA} = [\bar{x}_F - (\bar{x}_K + \bar{x}_A)] \ell_{\varphi} / b_A, \quad (3.14)$$

$$\bar{x}_{FA\delta, z.0} = [\bar{x}_{F\delta, z.0} - (\bar{x}_K + \bar{x}_A)] \ell_{\varphi} / b_A.$$

де b_A і x_A - середня аеродинамічна хорда крила і відстань від носка b_A до передньої кромки обротової хорди крила: $\bar{x}_A = x_A / \ell_{\varphi}$.

Для крила довільної форми в плані (див. рис. 1.3)

$$b_A = \frac{2}{S_K} \int_0^{c_{u/2}} b^2(z) dz, \quad x_A = \frac{2}{S_K} \int_0^{c_{u/2}} x_{п.к}(z) b(z) dz. \quad (3.15)$$

В окремому випадку крила трапецієподібної форми в плані маємо:

$$b_A = \frac{2}{3} \frac{\eta_K + \eta_K + 1}{\eta_K (\eta_K + 1)} b_{\delta}, \quad x_A = \frac{1}{6} \frac{\eta_K + 2}{\eta_K + 1} \ell_K \operatorname{tg} \chi_{п.к} \quad (3.16)$$

За виразами (3.14) оцінюють вплив горизонтального оперення на зміщення фокуса літака:

$$\Delta \bar{x}_{FA} = \bar{x}_{FA} - \bar{x}_{FA\delta, z.0} = (\bar{x}_F - \bar{x}_{F\delta, z.0}) \ell_{\varphi} / b_A. \quad (3.17)$$

3.4. Поздовжній момент літака при нульовій підйомній силі

Формули для визначення коефіцієнта моменту при нульовій підйомній силі літака в цілому m_{z_0} і літака без горизонтального оперення $m_{z_{об.з.0}}$:

$$m_{z_0} = m_{z_0}^* + m_{z_{оп}} \bar{s}_{\varphi} + m_{z_{ок}} \bar{s}_K + m_{z_{озг}} \bar{s}_{z.g} + m_{z_{оп.з}} \bar{s}_{п.з} + m_{z_{озг}} \bar{s}_{z.0}, \quad (3.18)$$

$$m_{z_{об.з.0}} = m_{z_{об.з.0}}^* + m'_{z_{оп}} \bar{s}_{\varphi} + m'_{z_{ок}} \bar{s}_K + m'_{z_{озг}} \bar{s}_{z.g} + m'_{z_{оп.з}} \bar{s}_{п.з}, \quad (3.19)$$

$$m_{z_0} = m_{z_{013,k}} \bar{S}_k + m_{z_{0\varphi(k)}} \bar{S}_\varphi \ell_\varphi / \beta_A + m_{z_{013,z_0}} \bar{S}_{z_0}$$

Складові коефіцієнти моменту визначають за співвідношеннями, в яких за характерну довжину прийнято середню аеродинамічну хорду крила:

$$\begin{aligned} m_{x_{\text{нф}}} &= -(\bar{x}_F - \bar{x}_{F\varphi}) C_{y_{\text{нф}}} \alpha_{0\varphi} \ell_\varphi / \beta_A, \\ m_{z_{0k}} &= -[\bar{x}_F - (\bar{x}_k + \bar{x}_{Fk})] C_{y_{0k}} \alpha_{0k} \ell_\varphi / \beta_A, \\ m_{z_{0z_0}} &= -(\bar{x}_F - \bar{x}_{z_0}) n C_{y_{0z_0}} \alpha_{0z_0} \ell_\varphi / \beta_A, \\ m_{z_{0пз}} &= -(\bar{x}_F - \bar{x}_{пз}) C_{y_{0пз}} \alpha_{0пз} \ell_\varphi / \beta_A, \\ m_{z_{0z_0}} &= -[\bar{x}_F - (\bar{x}_{z_0} + \bar{x}_{Fz_0})] C_{y_{0z_0}} \alpha_{0z_0} \ell_\varphi / \beta_A. \end{aligned} \quad (3.20)$$

Вирази для коефіцієнтів моментів $m_{z_{0\varphi}}$, $m_{z_{0k}}$, ... одержують із відповідних формул для $m_{z_{0\varphi}}$, $m_{z_{0k}}$, ... заміною \bar{x}_F на $\bar{x}_{F\delta z_0}$.

Куту нульової підйомної сили гондоли двигуна α_{0z_0} і бокових повітрязабірників $\alpha_{0пз}$ визначають кутами між осями розглянутих елементів і фюзеляжу: φ_{z_0} і $\varphi_{пз}$. Якщо осі гондоли і повітрязабірника відхилені вгору, то $\alpha_{0z_0} = -\varphi_{z_0}$; $\alpha_{0пз} = -\varphi_{пз}$. За відсутності цих елементів на літаку відповідні доданки виключаються з рівнянь (3.18) і (3.19).

Для ізольованого крила без геометричного скручування і для фюзеляжу в системі з крилом коефіцієнти моменту обчислюють таким чином:

$$\begin{aligned} m_{z_{013,k}} &= -2,8 \bar{x}_f^2 (1 - \sqrt{1 - 2\bar{x}_f}) \quad \text{при } \bar{x}_f < 0,5, \\ m_{z_{013,k}} &= -0,8 \bar{x}_f (1 + 5\bar{x}_f) \quad \text{при } \bar{x}_f > 0,5, \\ m_{z_{0\varphi(k)}} &= -1,8 (1 - 2,5 \bar{S}_\varphi d_\varphi / \beta_A) \alpha_{0\delta z_0}. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Величина $m_{z_{013,k}}$ дуже чутлива до форми середньої лінії профілю крила, і співвідношеннями (3.21) слід користуватися за відсутності досвідкових даних. Якщо фюзеляж має нєколову форму поперечного перерізу, то параметр d_φ визначає ширину фюзеляжу.

Для геометрично закрученого крила до коефіцієнта моменту $m_{z_{013,k}}$ необхідно додати доданок $\Delta m_{z_{0\varphi}}$, зумовлений скручу-

$$\Delta m_{z_{of}} = -\frac{1}{2B_A} C_{y_{ак}}^{\alpha} \lambda_{\kappa} \operatorname{tg} \chi_{0,25} [\alpha_{of} \int_0^1 \beta(\bar{z}) \bar{z} d\bar{z} + \frac{(\eta_{\kappa}+1)(1-\sigma_{кр})^2}{\eta_{\kappa}+1-2\sigma_{кр}} \int_0^1 \varphi(\bar{z}) \beta(\bar{z}) \bar{z} d\bar{z}], \quad (3.22)$$

де $\bar{z} = z z / \ell_{\kappa}$, а величина α_{of} визначається за формулою (2.35).

У випадку для трапецієподібного крила з лінійним законом скручування $\varphi(\bar{z}) = \varphi_{\kappa} \bar{z}$, $0 \leq \bar{z} \leq 1$, де φ_{κ} - кут скручування кінцевої хорди, матимемо

$$\Delta m_{z_{of}} = -\varphi_{\kappa} \frac{C_{y_{ак}}^{\alpha}}{48} \frac{(\eta_{\kappa}+1)(1-\sigma_{кр})^2}{\eta_{\kappa}+1-2\sigma_{кр}} \frac{\eta_{\kappa}^2+4\eta_{\kappa}+1}{\eta_{\kappa}^2+\eta_{\kappa}+1} \lambda_{\kappa} \operatorname{tg} \chi_{0,25} \quad (3.23)$$

Відповідним вибором закону скручування крила, кута відхилення стабілізатора або руля висоти можна одержати необхідні значення коефіцієнта моменту $m_{z_{of}}$, забезпечуючи потрібні моменти характеристики і балансування літака при постійному горизонтальному польоті.

3.5. Вплив повітряного гвинта на поздовжній момент і положення фокуса літака

Як відомо, на частині крила, яка обдувається струменем від гвинта, виникає додаткова підйомна сила. Підйомна сила з'являється також і на самому гвинті при його косій обдувці (див. підрозд. 2.4). Ці дві сили створюють додаткові поздовжні моменти літака відносно носка фюзеляжу, коефіцієнти яких при характерній довжині ℓ_{φ} визначаються таким чином:

$$\begin{aligned} m'_{z_{к(гв)}} &= -[\Delta C_{y_{ак(гв)}} \bar{x}_{к(гв)}]_i, \\ m'_{z_{гв}} &= -[C_{y_{о(гв)}} \bar{x}_{(гв)}]_i, \end{aligned} \quad (3.24)$$

де $x_{к(гв)}$ і $x_{(гв)}$ - відстані від носка фюзеляжу до 0,25 хорди крила по осі гвинта і до площини обертання гвинта; $\bar{x}_{к(гв)}$ = $x_{к(гв)} / \ell_{\varphi}$, $\bar{x}_{(гв)}$ = $x_{(гв)} / \ell_{\varphi}$.

Формули (3.24) записано для одного гвинта, і якщо гвинт розташовано на носовій частині фюзеляжу, то $X_{(гв)} = 0$ і $m_{z_{гв}}^{\alpha} = 0$.

Користуючись виразами (2.27), (2.23) і (3.24), після необхідних перетворень можна записати:

- для складових сумарного моменту від додаткової підйомної сили на крилі $m_{z_{к(гв)}}^{\alpha}$

$$m_{z_{к(гв)}}^{\alpha} = -C_{y_{ак}}^{\alpha} \sum_{i=1}^n (k_i - 1) \xi_i \bar{x}_{к(гв)} \bar{s}_{i_{обг}}, \quad (3.25)$$

$$m_{z_{о(гв)}}^{\alpha} = -C_{y_{ак}}^{\alpha} \sum_{i=1}^n [\bar{x}_c - \bar{x}_{r(гв)}] (k_i - 1) \xi_i \alpha_{о(гв)} \bar{s}_{i_{обг}} e_{\varphi}/b_{\lambda}$$

де

$$\alpha_{о(гв)} = (k_i + 1) \alpha_{о_к} + \varphi_i \Psi_{(гв)} / (k_i - 1);$$

- для складових сумарного моменту від косої обдувки гвинта $m_{z_{гв}}^{\alpha}$

$$m_{z_{гв}}^{\alpha} = -C_{y_{агв}}^{\alpha} \sum_{i=1}^n \bar{x}_{(гв)} \bar{s}_{i_{обг}}, \quad (3.26)$$

$$m_{z_{о(гв)}}^{\alpha} = -C_{y_{агв}}^{\alpha} \sum_{i=1}^n [\bar{x}_c - \bar{x}_{(гв)}] \alpha_{о(гв)} \bar{s}_{i_{обг}} e_{\varphi}/b_{\lambda}$$

де

$$C_{y_{агв}}^{\alpha} = (B + 0,06 k_{гв} i_{гв} e^{0,3\sqrt{B}}) F/s, \quad \alpha_{о(гв)} = -\Psi_{(гв)}$$

Штрих біля знаку суми означає, що при одному гвинті на літаковій значення $m_{z_{гв}}^{\alpha}$ і $m_{z_{о(гв)}}^{\alpha}$ необхідно покласти такими, щоб вони дорівнювали нулю.

Слід мати на увазі, що при визначенні похідних $m_{z_{к(гв)}}^{\alpha}$ і $m_{z_{гв}}^{\alpha}$ за характерну довжину прийнято довжину фюзеляжу e_{φ} , а $m_{z_{о(гв)}}^{\alpha}$ і $m_{z_{о(гв)}}^{\alpha}$ - середня аеродинамічна хорда крила b_{λ} .

При $n \geq 2$ розрахунки за рівняннями (3.25) і (3.26) можна виконувати для гвинтів, розташованих тільки на одній консолі крила або з одного боку фюзеляжу, з подальшим збільшенням у два рази одержаного результату.

Значення $m_{z_{к(гв)}}^{\alpha}$ і $m_{z_{гв}}^{\alpha}$ підсумовуються з похідною літака m_z^{α} або з похідною літака без горизонтального оперення $m_{z_{б.г.о}}^{\alpha}$ [див. співвідношення (3.1) і (3.3)].

При визначенні положення фокуса за формулами (3.13) необхідно до похідних $C_{y_{а}}^{\alpha}$ і $C_{y_{а б.г.о}}^{\alpha}$ додати доданки $\Delta C_{y_{ак(гв)}}^{\alpha}$ і

$C_{y_{ак}}^{\alpha}$ де

$$\Delta C_{y_{ак}}^{\alpha} = C_{y_{ак}}^{\alpha} \sum_{i=1}^n (k_i - 1) \xi_i \bar{S}_{i,обг} \quad (3.27)$$

Значення $m_{з_{ок}(гв)}$ і $m_{з_{огв}}$ зводять у вираз (3.18) для коефіцієнта моменту літака при нульовій підйомній силі $m_{1,0}$. Відповідно формули для $m'_{з_{ок}(гв)}$ і $m'_{з_{огв}}$ із заміною в (3.25) і (3.26) \bar{X}_F на $\bar{X}_F \xi_{i,обг}$ слід додати до рівняння (3.19) для коефіцієнта моменту літака без горизонтального оперення $m_{з_{обг,гв}}$.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Аэродинамика частей самолета при больших скоростях. - М.: ИД., 1959. - 702 с.
2. Аэродинамика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / Под ред. Г.Л. Гроздовского. - М.: Машиностроение, 1975. - 184 с.
3. Карафолу Е. Аэродинамика крыла самолета. - М.: Изд-во АН СССР, 1956. - 479 с.
4. Краснон Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. - М.: Высш. шк., 1981. - 496 с.
5. Микеладзе В.Г., Тяттов В.П. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. - М.: Машиностроение, 1990. - 144 с.
6. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1985. - 272 с.
7. Сахиб А.Г., Холякко В.И. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов: Учеб. пособие по курсу "Аэрогидродинамика", - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1978. - 63 с.
8. Торенбюк Э. Проектирование дозвуковых самолетов. - М.: Машиностроение, 1983. - 648 с.
9. Холякко В.И. Интерференция частей летательного аппарата. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1967. - 107 с.
10. Эшли Х., Дэндел М. Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1969. - 318 с.

ВСТУП.....	3
ЗАГАЛЬНІ ПОНЯТТЯ ТА ВИЗНАЧЕННЯ.....	4
1. ЛОБОВИЙ ОПІР ЛІТАКА ПРИ НУЛЬОВІЙ ПІДЙОМНІЙ СИЛІ.....	5
1.1. Загальна характеристика лобового опору літака і його складові частини.....	5
1.2. Профільний опір літака.....	7
1.2.1. Профільний опір фюзеляжу і гондол двигунів.....	7
1.2.2. Профільний опір крила і горизонтального оперення.....	12
1.2.3. Коефіцієнти гальмування потоку.....	14
1.2.4. Профільний опір вертикального оперення.....	18
1.2.5. Додатковий профільний опір, зумовлений інтерференцією частин літака.....	18
1.3. Хвильовий опір літака.....	21
1.3.1. Хвильовий опір фюзеляжу і гондол двигуна.....	22
1.3.2. Хвильовий опір крила, горизонтального оперення і вертикального оперення.....	25
1.3.3. Коефіцієнти додаткового хвильового опору, зумовленого інтерференцією крила і горизонтального оперення з фюзеляжем.....	30
1.4. Критичне число M_{cr} літака та його ізольованих елементів.....	31
1.5. Коефіцієнти опору від різних місцевих джерел.....	33
2. ПІДЙОМНА СИЛА, ІНДУКТИВНИЙ ОПІР І ПОЛЯРА ЛІТАКА.....	37
2.1. Складові підйомної сили.....	37
2.2. Похідна коефіцієнта підйомної сили літака по куту атаки.....	38
2.2.1. Похідна C_{ya} ізольованого фюзеляжу і гондол двигуна.....	39
2.2.2. Похідна C_{ya} ізольованого крила і горизонтального оперення.....	42
2.2.3. Вплив кінцевих елементів на величину похідної C_{ya} несучих поверхонь.....	45
2.3. Додаткова підйомна сила літака від бокових повітрязабірників, розташованих на фюзеляжі.....	46

2.4.	Додаткова підйомна сила літака, зумовлена впливом струменя повітряного гвинта на обтікання крила.....	47
2.5.	Кути атаки нульової підйомної сили літака та окремих його елементів.....	48
2.6.	Коефіцієнти Інтерференції несучих поверхонь з фюзеляжем.....	50
2.7.	Скіс потоку за системою "несуча поверхня - фюзеляж".	54
2.8.	Скіс потоку від струменя повітряного гвинта....	59
2.9.	Скіс потоку, який утворюється струменем реактивного двигуна.....	61
2.10.	Максимальна підйомна сила літака. Побудова характеристики $C_{ya} = f(\alpha)$	62
2.11.	Індуктивний опір і поляра літака.....	64
3.	ПОВДОВЖНІЙ МОМЕНТ І ПОЛОЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО ФОКУСА ЛІТАКА.....	68
3.1.	Похідна коефіцієнтів моменту тангажу по куту атаки літака та його елементів.....	69
3.2.	Положення фокуса ізольованих елементів літака.....	70
3.3.	Положення фокуса літака.....	72
3.4.	Повдовжній момент літака при нульовій підйомній силі.....	73
3.5.	Вплив повітряного гвинта на повдовжній момент і положення фокуса літака.....	75
	СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	77

ХОЛЯВКО ВОЛОДИМИР ІЛЛІЧ

АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАКА

Редактори: Є.О. Александрова,
Л.О. Кузьменко
Коректор Т.А. Іващенко

Зв.план, 1998

П'друковано до друку 25.05.98

Формат 60x84 1/16. Папір офс. № 2. Офс. друк.

Умовн. друк.арк. 1,4. Облік.-вид.арк. 6. Т 500 прим.

Замовлення 86. Ціна вільна

Харківський авіаційний інститут
310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17
Ротапринт друкарні ХАІ
310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17