

142

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ

Державний аерокосмічний університет ім. М.С. Хуковського
"Харківський авіаційний інститут"

629,73

K 93

ПЕРЕОБЛІК 2014 р.

Научно-техническая
Библиотека
"ХАИ"



m10071043

Г.П. Курочка

**ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ,
ПОЗДОВЖНЯ СТІЙКІСТЬ І КЕРОВАНІСТЬ ЛІТАКА**

Навчальний посібник

Видання друге, перероблене і доповнене

71043

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



Харків "ХАИ" 1999

УДК 629.7.015 (075.8)

Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керованість літака / Г.П. Курочка. - Навч. посібник: Вид. друге, перероб. і доп. - Харків: Держ. аерокосмічний ун-т "Харк. авіац. ін-т", 1999. - 188 с.

Викладено методику розрахунків основних льотно-технічних характеристик, показників маневреності, поздовжньої статичної та динамічної стійкості та керованості літака.

Посібник містить вихідні дані, розрахункові формули і таблиці, необхідні довідкові матеріали, вказівки стосовно розрахунку деяких характеристик із застосуванням ЕОМ, українсько-російський словник основних термінів з динаміки польоту.

Для студентів авіаційних вузів при виконанні курсового та дипломного проєктування. Може бути також корисним у науковій роботі студентів.

Іл. 52. Табл. 11. Бібліогр.: 22 назви

Р е ц е н з і я : канд. фіз.-мат. наук М.О. Коваль,
канд. техн. наук М.М. Овчаров



Державний аерокосмічний університет
ім. М.С. Куковського
"Харківський авіаційний інститут", 1999

ПЕРЕДМОВА

В даному навчальному посібнику стисло, але досить повно вкладено методику проведення необхідних розрахунків з динаміки польоту. Наведені загальні положення дозволяють зрозуміти і грамотно застосувати розглянуту методику, дати аналіз одержаних результатів. На основі аналізу має бути виявлена відповідність одержаних характеристик літака нормам льотної придатності та загальним вимогам.

Вважається, що студенти знайомі з основною навчальною літературою з динаміки польоту та прослухали відповідний теоретичний курс лекцій.

При написанні посібника враховувалися два можливі рівні проробки питань динаміки польоту в проєкті: загальна проробка, обов'язкова для всіх студентів літакобудівного факультету; спеціальна проробка, що виконується студентами відповідної спеціалізації, а також при дипломному проектуванні або науковій роботі.

Посібник містить докладний огляд вихідних даних, необхідних для розрахунків, і найзручнішу форму їх подання.

Для літака з відомими або знайденими в першому наближенні геометричними, масовими та аеродинамічними характеристиками, а також даними силової установки наведено методи перевірних розрахунків його основних льотно-технічних характеристик (ЛТХ), а також характеристик поздовжньої статичної і динамічної стійкості та керованості. Подано практичні рекомендації щодо послідовності та методики розрахунків, а також необхідна інформація стосовно розрахунку цих характеристик із застосуванням ЕОМ за програмами, розробленими кафедрою аерогідродинаміки ХАІ та записаними в бібліотеку прикладних програм для використання на ЕОМ.

При спеціальній проробці питань динаміки польоту студент уточнює деякі параметри літака, які найбільше впливають на його стійкість та керованість (наприклад, площа та плече горизонтального оперення та рудів), дає рекомендації по поліпшенню динамічних характеристик за допомогою автоматичних пристроїв або обміну можливих режимів польоту.

За результатами проведених розрахунків кожний студент пише звіт (розрахунково-пояснювальну записку), який містить: титуль-

ний лист; реферат; зміст; перелік умовних позначень, символів, одиниць, скорочень і термінів; вступ, що закінчується завданням на проект; основну частину, що завершується аналізом одержаних результатів; висновки; перелік посилань; додатки (роздруківки розрахунків на ЕОМ).

Оформлюють звіт згідно з вимогами ДСТУ 3008.95. Документація. Звіти у сфері науки і техніки. Структура і правила оформлення. Усі рисунки виконують олівцем на міліметровому папері з додержанням масштабів, розміток та позначенням осей і кривих. Звіт - це зв'язний текст із включенням формул до складу речень, з докладним роз'ясненням усіх символів, що є у формулі.

У подальшому тексті замість слова "літак" використовується скорочена назва від "літальний апарат" - ЛА.

Автор висловляє щиро подяку кандидату технічних наук, доценту Державного аерокосмічного університету А.Г. Санжаревському за змістовні зауваження, зроблені нам після перегляду тексту першого видання цього посібника.

1. ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ РОЗРАХУНКІВ

Для визначення льотних і динамічних характеристик ЛА при виконанні курсового проекту будемо вважати, що схема ЛА, основні геометричні та масові параметри, а також характеристики двигуна відомі або розраховані раніше на основі проектних проробок першого наближення, а аеродинамічні характеристики ЛА одержані при виконанні курсового проекту з дисципліни "Аеродинаміка літака та вертольота".

Для зручності проведення подальших розрахунків усі ці параметри та характеристики необхідно звести до єдиної форми, а за відсутності деяких даних - доповнити їх, користуючись наближеннями співвідношеннями.

Нижче наведено необхідний перелік вихідних даних, найзручніша форма їх подання та методи попередньої обробки.

1.1. Геометричні характеристики ЛА

У розрахунково-пояснювальній записці слід зобразити загальний вигляд ЛА у трьох проєкціях і дати його стислий опис (тип і призначення ЛА, форма і положення крила та оперення, наявність ліхтаря, надбудов і підвісок, тип, кількість та розташування двигунів, механізація крила, органи керування тангажем і т.ін.). Крім габаритних розмірів необхідно вказати розмах ($l_{кр}$), подовження ($\lambda_{кр}$), звуження ($\eta_{кр}$) та стріловидність крила ($X_{окр}$), площу крила з підфюзеляжною частиною (S), площу горизонтального оперення, складеного з консолей ($S_{го}$), середню аеродинамічну хорду крила з підфюзеляжною частиною (\bar{b}_A), середню аеродинамічну хорду консолей горизонтального оперення ($\bar{b}_{Аго}$), діаметр фюзеляжу (d_ϕ), відносні площі крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, одного повітрязбірника ($\bar{S}_x, \bar{S}_\phi, \bar{S}_{го}, \bar{S}_{пз}$), площу та середню аеродинамічну хорду рулів висоти ($S_\delta, \bar{b}_{А\delta}$). Відносні площі являють собою відношення відповідної площі консолей крила, максимального поперечного перетину фюзеляжу і т.ін.) до площі крила з підфюзеляжною частиною (S).

1.2. Масові характеристики

Для проведення динамічних розрахунків з масових характеристик необхідні: m_0 - злітна маса ЛА при номінальному завантажен-

ні; m_1 - маса палива у баках; m - розрахункова маса ЛА, для якої визначаються ЛТХ; I_z - момент інерції ЛА відносно осі Oz .

Якщо маси m_0 і m_1 не задані, у першому наближенні їх можна визначити, користуючись залежностями

$$m_0 = \bar{m}_0 S, \quad (1.1)$$

$$m_1 = m_0 \xi_T, \quad (1.2)$$

де \bar{m}_0 - масове навантаження на одиницю площі крила, яке можна прийняти рівним $450 \dots 600 \text{ кг/м}^2$ - для маневрених надзвукових ЛА, $550 \dots 800 \text{ кг/м}^2$ - для бомбардувальників, $560 \dots 700 \text{ кг/м}^2$ - для вантажних та важких пасажирських ЛА, $350 \dots 500 \text{ кг/м}^2$ - для середніх пасажирських ЛА; $100 \dots 250 \text{ кг/м}^2$ - для легких ЛА; ξ_T - відносний запас палива - $0,2 \dots 0,45$ залежно від типу ЛА.

Розрахункову масу ЛА (m), за узгодженням з викладачем, можна взяти рівною

$$m = (0,93 \dots 0,95) m_0,$$

або

$$m = m_0 - \frac{m_1}{2},$$

що відповідає витраті 50% палива.

Якщо компоновка ЛА і маси його окремих елементів відомі, то момент інерції

$$I_z = \sum_{i=1}^n m_i x_i^2,$$

де m_i , x_i - маса та відстань від центра мас ЛА його i -го елемента.

У першому наближенні момент інерції можна знайти за виразом

$$I_z = i_z m l^2, \quad (1.3)$$

де m - розрахункова маса ЛА; i_z - стала величина ЛА, що дорівнює $0,03$ для легких дозвукових ЛА; $0,03 \dots 0,04$ - для важких вантажних ЛА; $0,04 \dots 0,05$ - для надзвукових ЛА; l - повна довжина ЛА.

Якщо у формулі (1.3) брати m в кілограмах, а l - у метрах, то момент інерції буде в кілограмах на квадратний метр (кг-м^2).

1.3. Аеродинамічні характеристики

Основні аеродинамічні характеристики ЛА звичайно задають у вигляді залежностей безрозмірного коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили від кута атаки $C_{ya} = f(\alpha)$ та лобового опору $C_{xa} = f(C_{ya})$ - полара для декількох фіксованих чисел M польоту. Висота береться середня або крейсерська, яка вважається "базовою". Залежності коефіцієнта C_{xa} від висоти нехтують. Але при розрахунках ЛТХ, особливо на ЕОМ, таке подання аеродинамічних коефіцієнтів громіздке, тому їх, як правило, апроксимують аналітичними залежностями

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0), \quad (1.4)$$

$$C_{xa} = C_{x0} + A(C_{ya} - C_{y0})^2. \quad (1.5)$$

При цьому вважають, що $C_{ya} \ll C_{y0}$, а коефіцієнти $C_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial C_{ya}}{\partial \alpha}$, α_0 , C_{x0} , C_{y0} , A - відомі функції числа M (рис. 1.1, 1.2). Значення C_{x0} , C_{y0} відповідають вершині парабол. Для ЛА з симетричним профілем при нульовому куті установки крила та оперення $C_{x0} = C_{x0}$, $C_{y0} = 0$, а залежності (1.4) та (1.5) мають вигляд

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} \alpha, \quad (1.6)$$

$$C_{xa} = C_{x0} + A C_{ya}^2. \quad (1.7)$$

Похідна C_{ya}^{α} задається в 1/рад, а кути α та α_0 - в радіанах.

Крім функцій, поданих на рис. 1.2, при розрахунках ЛТХ використовують:

1) залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ та $C_{ya} = f(C_{xa})$ для малих швидкостей польоту ($M = 0,2 \dots 0,4$) в польотній конфігурації ЛА;

2) максимальну аеродинамічну якість ЛА $K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$ у функції числа M : $K_{max} = f(M)$;

3) коефіцієнт гальмування потоку в області ГО $K_{ra} = f(M)$;

4) максимальне значення коефіцієнта підйомної сили ЛА $C_{ya_{max}} = f(M)$.

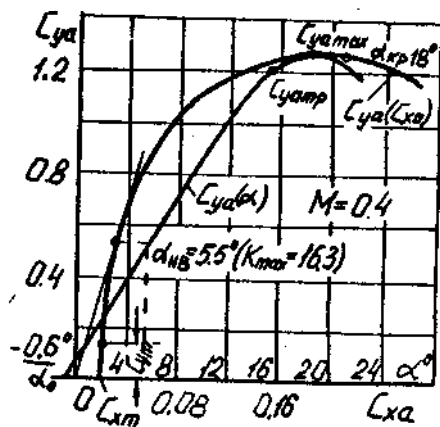


Рис. 1.1. Залежність аеродинамічного коефіцієнта C_{ya} від кута атаки і полярні ЛА в польотній конфігурації (приклад)

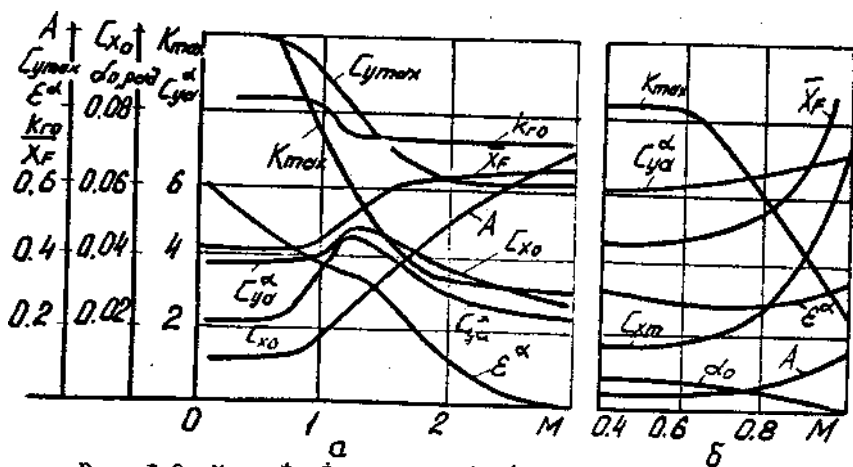


Рис. 1.2. Наскрісні аеродинамічні характеристики: А - надзвуковий маневрений ЛА; Б - дозвуковий ЛА

1.4. Побудова наближеної злітної та посадочної поляри

При розрахунках злітно-посадочних характеристик ЛА необхідно його поляри, побудовані з урахуванням випуску шасі, механізації крила, гальмових пристроїв і т.ін. Для побудови таких поляр бажано користуватись точними розрахунками або даними аеродинамічного експерименту для ЛА із близькою геометрією. За відсутності таких даних для наближених розрахунків можна скористатись статистичними матеріалами щодо впливу випуску шасі та механізації крила на поляру та $C_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими звуковими M .

Будемо вважати, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на ΔC_{xsh} . Механізація крила на зльоті та посадці збільшує C_{xst} на ΔC_{xmex} , а C_{ym} - на ΔC_{ym} . Водночас з випуском механізація зсуває у від'ємну область значення α_0 на $\Delta \alpha_0$, що призводить до зростання $C_{ya\max}$ на $\Delta C_{ya\max} = C_{ya\alpha} \cdot \Delta \alpha_0$, причому $C_{ya\max}$ досягається приблизно на тих самих кутах α , що й без механізації. Таким чином, поляри на зльоті та посадці можна одержати зсувом вихідної поляри для польотної конфігурації праворуч на $\Delta C_{xst} = \Delta C_{xsh} + \Delta C_{xmex}$ та вгору на ΔC_{ym} , а залежності $C_{ya} = f(\alpha)$ - лінійним зсувом ліворуч на $\Delta \alpha_0$ з урахуванням збільшення $C_{ya\max}$ (рис. 1.3).

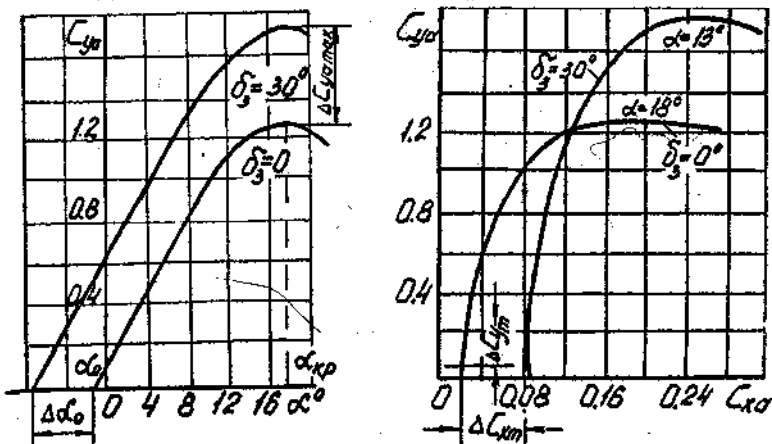


Рис. 1.3. Вплив випуску шасі та механізації крила на аеродинамічні характеристики ЛА

Аналогічно це можна виразити так:

$$C_{ya} = C_{ya}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0 - \Delta\alpha_0); \quad (I.8)$$

$$C_{xa} = C_{xт} + \Delta C_{xш} + \Delta C_{xмех} + A(C_{ya} - C_{yт} - \Delta C_{yт})^2; \quad (I.9)$$

$$\Delta C_{ya\max} = C_{ya}^{\alpha} \cdot \Delta\alpha_0, \quad (I.10)$$

де наближені значення $\Delta\alpha_0$, $\Delta C_{xш}$, $\Delta C_{xмех}$, $\Delta C_{yт}$ беруть з табл. I.1 відповідно для злітної та посадочної поляр, причому більші значення відносяться до більш потужної механізації.

Т а б л и ц я I.1

Тип поляр	$\Delta C_{xш} / C_{xт}$	$\Delta C_{xмех} / C_{xт}$	$\Delta C_{yт}$	$\Delta\alpha_0$
Злітна	(0,5...0,6)	(0,4...0,5)	0,2...0,3	-(6...10)°
Посадочна	(0,5...0,6)	(1,0...1,5)	0,3...0,5	-(10...15)°

При побудові злітної та посадочної поляр можуть бути корисними і такі напівемпіричні залежності, що враховують вплив відхилення механізації крила на його аеродинамічні характеристики, наведені в табл. I.2.

Т а б л и ц я I.2

Вплив механізації крила на деякі його аеродинамічні характеристики

Тип механізації	Розрахункова формула	Примітки
Закрилки	$\Delta C_{ya\max} = a \cdot C_{ya}^{\alpha} \sqrt{b_3 \sin \delta_3} \cdot S_{мех}$ $= \cos^k \chi_{0,5}$	$a = 0,33$; $k = 0,2$ - простий закрялок;
	$\Delta C_{xмех} = 7,2 k b_3^{3/2} S_{мех} \delta_3 \sin \delta_3 \cos \chi_{0,5}$	$a = 0,4$; $k = 0,16$ - одношліпний за- крялок;
	$\Delta\alpha_0 = -5,6 a$	$a = 0,52$; $k = 0,35$ - двошліпний (або Фоулера) закрялок;
	$\Delta m_{z_0} = -0,25 \Delta C_{ya\max}$	$a = 0,6$; $k = 0,35$ - тришліпний закри- лок;

З а к і н ч е н н я т а б л. 1.2

Тип механізації	Розрахункова формула	Примітки
	$\Delta m_{z_0} = -0,25 \Delta C_{y_{a \max}}$	$\delta = 15...30^\circ$ на зльоті; $\delta_{\text{кр}} = 35...45^\circ$ на посадці
Передкрилок (оптимальний)	$\Delta C_{y_{a \max}} = 2,2 \sqrt{\bar{b}_{\text{пр}}} \cdot \bar{s}_{\text{мех}} \cos^2 \chi_{0,25}$ $\Delta C_{x_{\text{мех}}} = C_{x_0} \bar{b}_{\text{пр}} \bar{s}_{\text{мех}} \cos \chi_{0,25} = 0$ $\Delta m_{z_0} = 0,9 \bar{b}_{\text{пр}}$	$\bar{b}_{\text{пр}} = 0,15 \bar{b}_{\text{крила}}$
З носком змінного нахилу (або шитком Крюгера)	$\Delta C_{y_{a \max}}^{\text{орт}} = 1,55 \sqrt{\bar{b}_{\text{нос}}} \cdot \bar{s}_{\text{нос}} \cos \chi_{0,25}$ $\Delta \alpha_0 = 0,45 \bar{b}_{\text{нос}}^{1/2} \bar{s}_{\text{мех}} \delta_{\text{нос}}^\circ$ $\Delta C_{x_{\text{мех}}} = 0$ $\Delta m_{z_0} = -2 \bar{b}_{\text{нос}} \sqrt{\bar{b}_{\text{нос}} (1 - \bar{b}_{\text{нос}})} \cdot \bar{s}_{\text{нос}}$	

У табл. 1.2 позначено: \bar{b}_z - відносна хорда закрияка;

$\bar{b}_z = \frac{b_z}{b_{\text{крила}}} = 0,25...0,36$; $\bar{s}_{\text{мех}}$ - відносна площа механізації, $\bar{s}_{\text{мех}} = \frac{s_{\text{мех}}}{s'_{\text{кр}}}$, де $s'_{\text{кр}}$ - площа крила, що обслуговується механізацією, включаючи саму механізацію; $\chi_{0,25}$ - кут стріло-видності крила по передній чверті хорд; δ_z - кут відхилення механізації; $\bar{b}_{\text{пр}} = \frac{b_{\text{пр}}}{b_{\text{крила}}}$ - відносна хорда передкрила; $\bar{b}_{\text{нос}} = \frac{b_{\text{нос}}}{b_{\text{крила}}}$ - відносна хорда носка змінного нахилу; $\delta_{\text{нос}}^\circ$ - кут відхилення носка крила.

За статистиком на зльоті(посадці) $C_{y_{a \max}}$ відповідно дорівнює: для ефективної механізації - 2,1...2,3(3...3,2), середньої - 1,5...1,7(2,2...2,7), для надзвучових ЛА - 0,6...0,9(0,7...1,5).

1.5. Польотні полярэ

Для разраўнку ЛТХ швядкісных ЛА зручна карыставацца польотнымі полярэмі, што являюць сабою значэнні каэфіцыента аэродынамічнай пдйомнай сілы ($C_{yар}$), потрібнаго для гарызонтальнаго прамолінійнаго усталеннаго польоту ЛА заданай масы пры фіксаванай высоті, у функцыі каэфіцыента лобоваго опору $C_{ха}$.

Разраўнак польотных полярэ вядуць у такія паслэдковасці:

- задаць кілька значень высоты польоту H (напрыклад, 0, 3, 6, 9, 11 км);
- для кожнай высоты задаць декілька значень швядкасці V_i (або числа M_i) польоту в маглівым дыпазоне швядкасцей;
- для кожнай швядкасці V_i і прынятай разраўнаковай масы ЛА m знаходзяць потрібнае значэння $C_{yар}$:

$$C_{yарi} = \frac{mg}{qS} \quad (I.II)$$

дзе $q = \frac{\rho_n V_i^2}{2} = 0,7 \rho_n M_i^2$ - дынамічний напір; $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ - прискорення земаго тэжіння; ρ_n , ρ_n - густанна та атмасферный тиск на высоті H (див. пддрозд. Д.ІЗ);

- для кожнаго разраўнаванаго значэння $C_{yарi}$ вызначаюць велічыну $C_{хаi}$ на відповіднай полярэі або за формуламі (I.5), (I.7); велічыны $C_{хт}$, A , C_{yt} у цьому выпадку потрібна брати для того числа M_i , для якого разраўнавалася $C_{yарi}$;

- будуць залежнасці $C_{yар} = f(C_{ха})_{H=const}$ для всіх прынятых значень высоты польоту H (рис. I.4).

1.6. Гранічна дапустіме значэння каэфіцыента аэродынамічнай пдйомнай сілы

Через те, што выкарыстаці в польоті $C_{yаmax}$ немажліва через звалвання ЛА на крыло пры $C_{yаc} < C_{yаmax}$, за найбольшае значэння каэфіцыента $C_{yа}$, дапустімага в эксплуатацыі, прымаюць $C_{yадоп}$, який вызначаецца як найменшае з двох значень - $C_{yатр}$ і $C_{yаф}$; $C_{yатр}$ - це значэння каэфіцыента пдйомнай сілы, што відповідасе пачатку трыаскі ЛА, яка спрычиняецца місцевымі зрывамі потоку на крылі на великих кутах атаки; $C_{yаф}$ - максімальнае значэння $C_{yа}$, на якому ЛА балансуецца із заданым числом M польоту

при гранично допустимому куті відхилення руля висоти (або суцільноповоротного ГО).

Отже,

$$C_{y\text{адон}} = \min \{ C_{y\text{атр}}; C_{y\text{ф}} \}$$

Можна прийняти $C_{y\text{атр}} = 0,75 \dots 0,85 C_{y\text{а max}}$. Коефіцієнт $C_{y\text{ф}}$ визначають, як правило, в льотних випробуваннях ЛА. За відсутності таких даних у першому наближенні $C_{y\text{ф}}$ можна знайти користуючись статистичними матеріалами (наприклад, для маневрених ЛА (див. рис. 1.5)). Якщо зобразити в одних координатах $C_{y\text{атр}}$ і $C_{y\text{ф}}$, легко визначити $C_{y\text{адон}}$ (рис. 1.6).

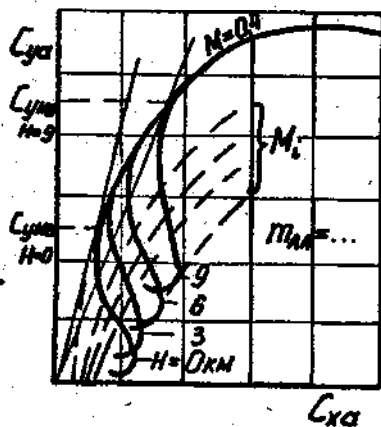


Рис. 1.4. Польотні пояри маневреного ЛА

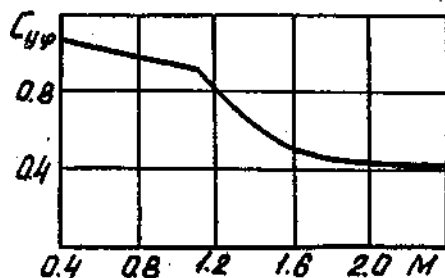


Рис. 1.5. Граничне значення коефіцієнта $C_{y\text{ф}}$ за умов балансування ЛА з $[\delta_{\text{max}}]$

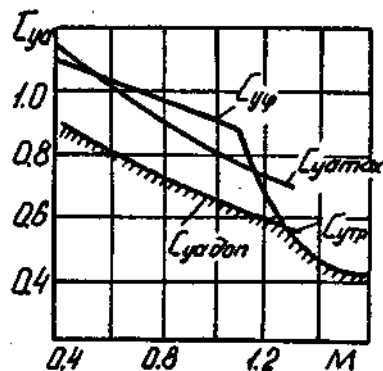


Рис. 1.6. До визначення граничного допустимого значення $C_{y\text{а}}$

1.7. Характеристики силової установки

1.7.1. Турбореактивний двигун (ТРД)

Якщо відомий конкретний тип двигуна, що встановлюється на ЛА, його характеристики задають у вигляді паспортних даних.

Для ТРД це висотно-швидкісна і дросельна характеристики. Висотно-швидкісна характеристика ТРД - це залежність тяги двигуна (P у ньтонах) та питомої годинної витрати палива (C_e у кг/(Н год)) від швидкості польоту або числа M для декількох фіксованих значень висоти H .

Дросельна характеристика двигуна визначає залежність відносної питомої годинної витрати палива (\bar{C}_e) від міри дроселювання тяги:

$$\bar{C}_e = \frac{C_e(\bar{R})}{C_e(\bar{R}=1)} = f(\bar{R}). \quad (I.12)$$

Беремо до уваги, що умові $\bar{R} = 1$ без форсажу відповідає максимальна, а на форсажі - повна форсажна тяга.

За відсутності паспортних даних у першому наближенні можна скористатися узагальненими характеристиками серії ТРД рис. Д.12 з різними значеннями міри стиску повітря в компресорі (K_K) або розрахувати ці характеристики за даними табл. Д.14.

Так, на рис. I.7 для турбореактивних двигунів (ТРД) висотно-швидкісна характеристика дана у вигляді залежностей коефіцієнта тяги (ξ_p) від числа M польоту для фіксованих значень H і $K_K = 6$:

$$\xi_p(H, M) = \frac{P(H, M)}{P_0}. \quad (I.13)$$

де P_0 - стартова тяга двигуна (статична тяга).

Питому годинну витрату палива можна оцінити за формулою

$$C_e = C_{e_0} \cdot \xi_c. \quad (I.14)$$

де C_{e_0} - питома годинна витрата палива на рівні моря при $M = 0$;

ξ_c - коефіцієнт, що враховує зміну C_e від режиму польоту.

Коефіцієнт ξ_c зручно дати у вигляді добутку трьох коефіцієнтів

$$\xi_c = C_v C_n \bar{C}_e. \quad (I.15)$$

які визначають зміну C_e від відповідних параметрів: C_v - від міри стиску повітря в компресорі K_K і швидкості польоту (або числа M), C_n - від висоти польоту, \bar{C}_e - від режиму роботи двигуна (міри дроселювання \bar{R}). Графіки для визначення цих коефіцієнтів наведено на рис. I.8.

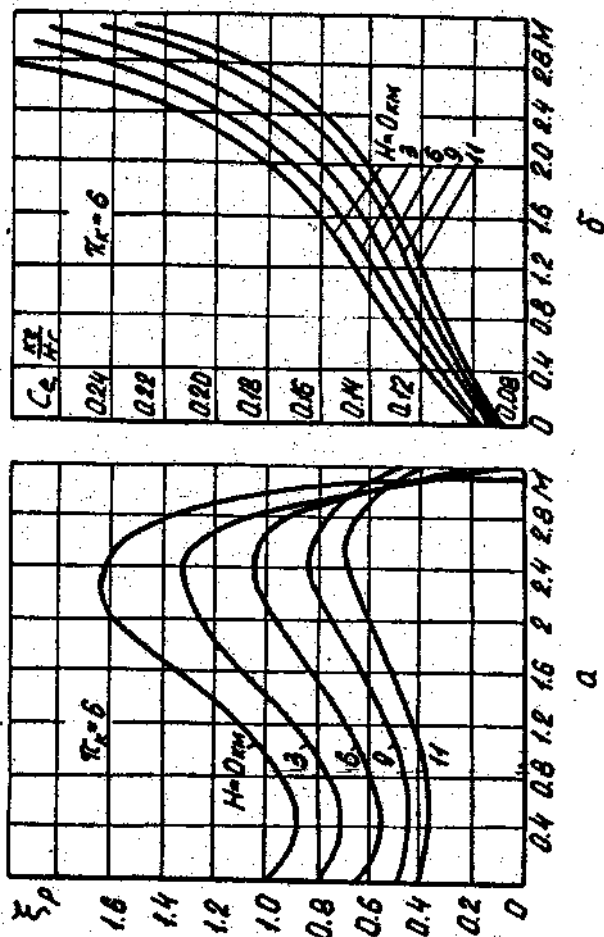


Рис. 1.7. Узгаданені висотно-шляккіні характеристичні ТРД для $\zeta_k = 6$:
 а - коефіцієнт тлія ТРД; б - п'ятова годнина витрата палива

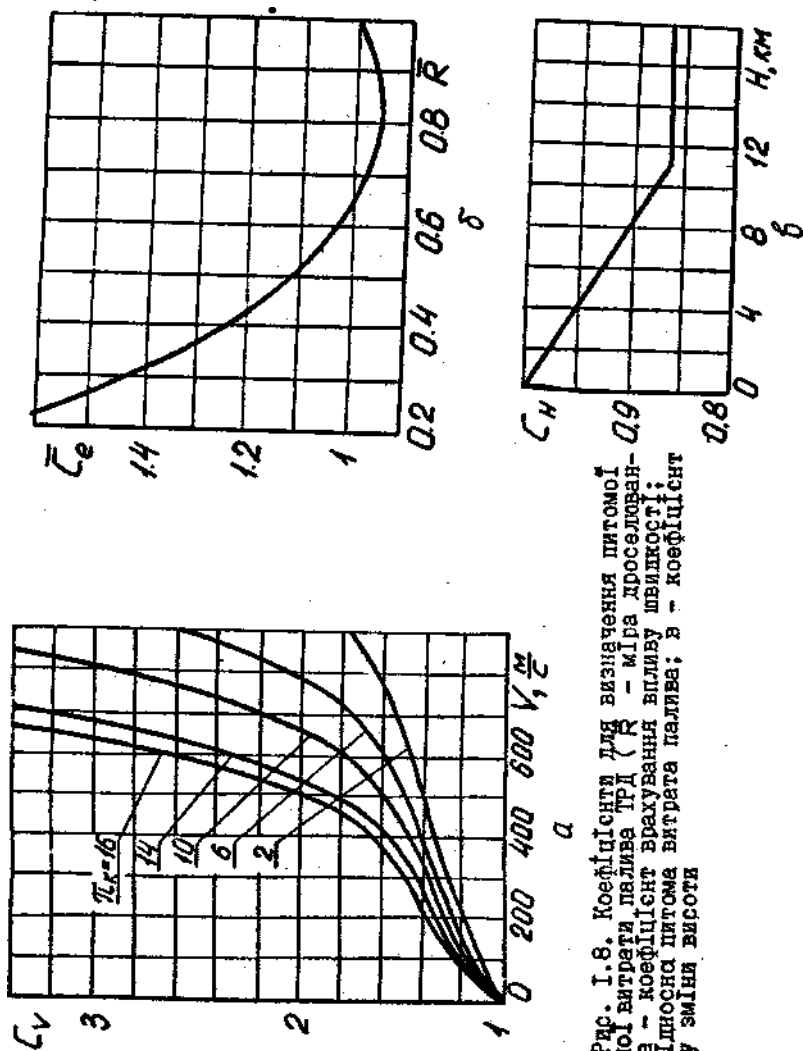


Рис. 1.8. Коэффициенти для визначення питомої
годинної витрати палива ТРД (R - міра кроселюван-
ня); α - коефіцієнт врахування впливу швидкості;
 δ - відносна питома витрата палива; β - коефіцієнт
впливу зміни висоти

Якщо тяга або питома годинна витрата палива задані не для всіх розрахункових висот, можна скористатись наближеннями залежностями

$$P(H, M) = P_0 \cdot \xi_{P_0}(M, \pi_{\kappa}) \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{\delta} \quad (I.16)$$

$$C_e(H, M, \bar{R}) = C_{e0} C_V C_M \bar{C}_e \quad (I.17)$$

де $\xi_{P_0}(M, \pi_{\kappa})$ - залежність коефіцієнта тяги від M і π_{κ} при $H^p = 0$ (див. рис. I.7); P_H, P_0, T_H, T_0 - тиск та абсолютна температура повітря відповідно на висоті H і на рівні моря; $\delta = 1,65 + 0,085 \pi_{\kappa}$; $C_M = 1 - 0,0123 H$ для $H < 11$ км, $C_M = 0,8647$ для $H \geq 11$ км; $\bar{C}_e = 2(\bar{R} - 0,8)^2 + 0,94$ при $\bar{R} < 0,9$, $\bar{C}_e = 0,4(\bar{R} - 1) + 1$ при $\bar{R} \geq 0,9$, P_0 - статична (стартова) тяга (див. також підрозд. Д.14).

Якщо міру стиску повітря в компресорі π_{κ} задано або вибрано (див. рис. Д.10 [16]), то, користуючись рис. I.7, I.8, Д.12 будуть залежності $\xi_{P_0} = f(M, H)$, $C_e = f(M, H)$, $\bar{C}_e = f(\bar{R})$, які в подальшому служитимуть для розрахунку наявних тяг.

За відсутності інформації коефіцієнт C_{e0} можна взяти рівним $0,08 \dots 0,102$ кг/(Н·год).

Крім наведених вище як вихідні дані задають ще стартову тягу P_0 та початкову тягоозбровність ЛА \bar{P}_0 :

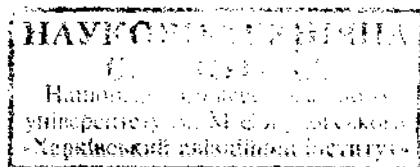
$$\bar{P}_0 = \frac{P_0}{m_0 g} \quad (I.18)$$

Величини P_0 та \bar{P}_0 можуть бути невідомими, і тоді їх розраховують за даною максимальною швидкістю V_{\max} (або M_{\max}) горизонтального прямолінійного польоту ЛА на розрахунковій висоті (див. підрозд. 2.3, с. 26).

1.7.2. Гвинто-моторна установка (ГМУ)

На відміну від ТРД, в ГМУ пристрій, що створює тягу (рушій - гвинт), і джерело енергії (двигун - поршневий двигун або мотор) відокремлені один від одного. Тому як вихідні дані для розрахунку ДТХ ЛА потрібно знати характеристики гвинта і двигуна. При розгляді характеристик гвинтів скористуємось такими поняттями:

- крок гвинта H :



$$H = 2\pi r t q \varphi, \quad (I.19)$$

де $r = 0,75 R$, R - радіус гвинта; φ - кут установлення гвинта на відстані r від осі обертання гвинта;

- хода (поступ) гвинта H_a :

$$H_a = \frac{V}{n_c}, \quad (I.20)$$

де V - швидкість польоту; n_c - секундне число обертів гвинта;

- відносний крок гвинта h :

$$h = \frac{H}{D}, \quad (I.21)$$

де D - діаметр гвинта ($D = 2R$);

- відносна хода (поступ) гвинта (або режим роботи гвинта)

λ :

$$\lambda = \frac{H_a}{D} = \frac{V}{n_c D}; \quad (I.22)$$

- коефіцієнт корисної дії гвинта η :

$$\eta = \frac{P V}{N_e}, \quad (I.23)$$

де $P V$ - корисна потужність гвинта; P - тяга гвинта; N_e - підведена до гвинта потужність (потужність на валу двигуна);

- коефіцієнт тяги гвинта α :

$$\alpha = \frac{P}{\rho n_c^2 D^4}. \quad (I.24)$$

де ρ - густина повітря на висоті польоту;

- коефіцієнт потужності гвинта β :

$$\beta = \frac{N_e}{\rho n_c^3 D^5}. \quad (I.25)$$

Між η , α , β , λ існує зв'язок

$$\eta = \frac{\alpha}{\beta} \lambda. \quad (I.26)$$

Нормальна характеристика гвинта задається у вигляді залежностей коефіцієнта потужності β гвинта від режиму роботи гвинта λ для різних кутів установлення φ лопаті гвинта. Кут уста-

новлення φ беруть для умовного радіуса $r = 0,75 R$. На цю діаграму наносять лінії рівних значень коефіцієнта корисної дії η (рис. I.9, I.10).

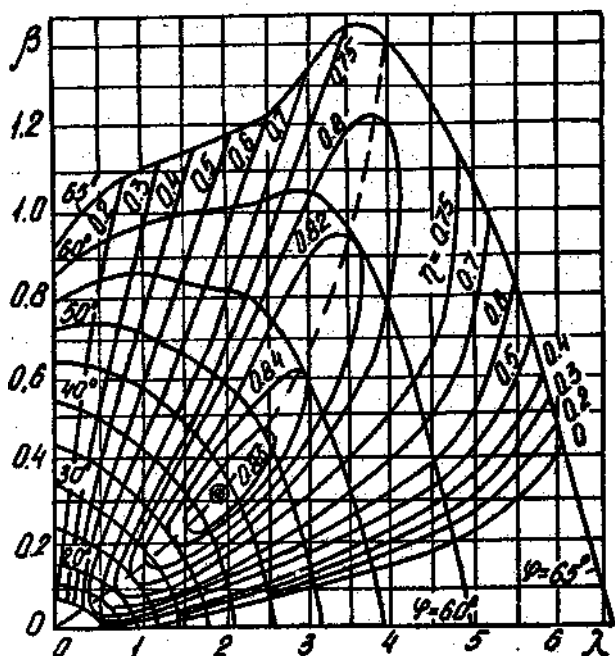


Рис. I.9. Гвинтові характеристики чотирилопатевого гвинта ЧФ-І

Характеристики поршневого двигуна (ПД) - це залежності потужності на валу двигуна N_e від числа обертів n за хвилину або від висоти польоту H , одержані на стенді при нульовій швидкості ($V = 0$).

Розрізняють такі характеристики:

- зовнішня характеристика ПД - залежність потужності на валу від числа обертів за хвилину при повністю відкритій дросельній заслінці і $V = 0$ (рис. I.II);

- дросельна характеристика ПД - залежність потужності від числа обертів при різних положеннях дросельної заслінки і $V = 0$ (див. рис. I.II);

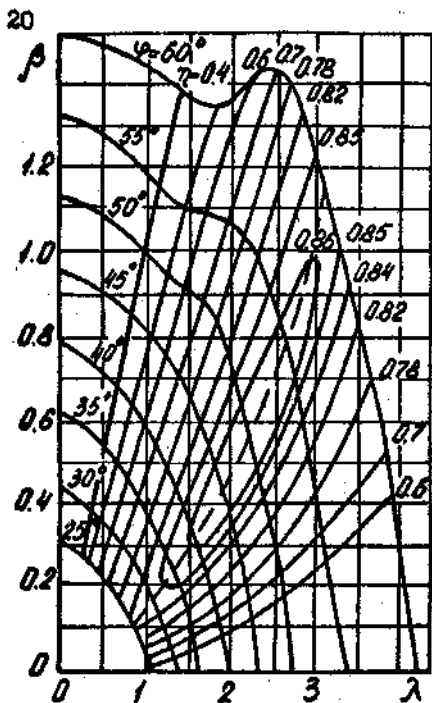


Рис. 1.10. Гвинтові характеристики співвісного гвинта

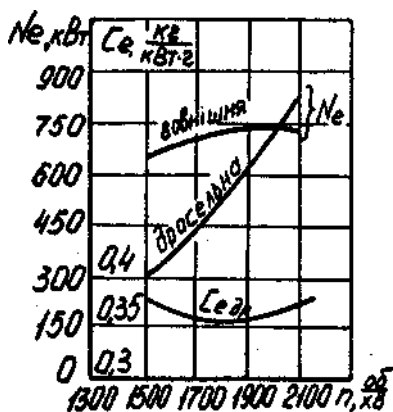


Рис. 1.11. Характеристики поршневого двигуна

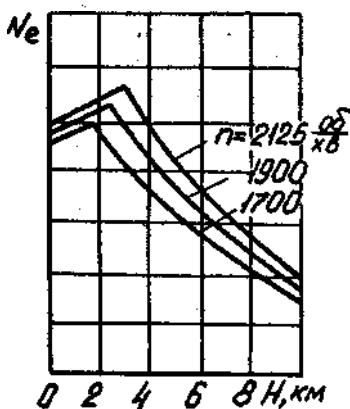


Рис. 1.12. Висотна характеристика поршневого двигуна з приводним відцентровим нагнітальником (ПВН)

- висотна характеристика ПД - залежність потужності на валу двигуна від висоти польоту при $V = 0$ і фіксованому числі обертів вала за хвилину (рис. 1.12).

Розрахунки та побудову наближених характеристик ПД див. у підрозд. Д.15.

1.7.3. Турбо-гвинтовий двигун (ТГД)

В ТГД обертання валу гвинта здійснюється газовою турбіною, розміщеною за компресором, як і у випадку ТРД. У двигунів цього типу лише незначна частка потужності, що розвивається ним, реалізується безпосередньо у вигляді сили тяги від прямої реакції газів, що витікають із сопла. Основна частина потужності витрачається на обертання гвинта. Для зручності характеристики ТГД задають у вигляді умовної потужності від числа обертів і висоти польоту. Під умовною розуміють суму потужності на валу гвинта і додаткової потужності ΔN_y , що дорівнює

$$\Delta N_y = \frac{P_r \cdot V}{\eta_y}, \quad (1.27)$$

де P_r - сила тяги від реакції вихлопу; η_y - умовний ККД.

Умовну потужність знаходять для деякої швидкості польоту і деякого умовного ККД гвинта, наприклад, для $V = 1000$ км/год і $\eta_y = 0,8$.

2. РОЗРАХУНОК ЛЬОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА МЕТОДАМИ ТЯГ І ПОТУЖНОСТЕЙ

Метод тяг Жуковського і метод потужностей ґрунтуються на порівнянні тяг і потужностей, потрібних для забезпечення горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА на заданому режимі (N, M), з наявними, відповідно, тягами та потужностями, які може розвинути двигун. Метод тяг зручно використовувати для ЛА з ТРД, метод потужностей - для ЛА з ГМУ та ТГД. Ці методи дають можливість визначити такі важливі льотно-технічні характеристики ЛА, як діапазон висот і швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту, характерні швидкості (максимальна, мінімальна теоретична, мінімальна допустима, крейсерська, найвигідніша, економічна), статичну граничну висоту (стелю), скоронідомність, витрати палива та часу в польоті, максимальну дальність та тривалість польоту. З достатньою для практики точністю можна обмежитись спрощеними методами тяг і потужностей.

2.1. Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих ЦЕХ

У горизонтальному прямолінійному усталеному польоті ЛА на висоті H із заданим M потрібна тяга у першому наближенні дорівнює величині лобового опору

$$P_{\text{пр}}(H, M) = X_{\text{ар}}(H, M),$$

який можна визначити за однією з наведених залежностей:

$$X_{\text{ар}} = \frac{mg}{K} = \frac{G}{K}, \quad (2.1)$$

$$X_{\text{ар}} = (C_{x_0} + AC_{y_{\text{ар}}}^2)qS = C_{x_{\text{ар}}}qS, \quad (2.2)$$

$$X_{\text{ар}} = C_{x_0}qS + \frac{AG^2}{qS} = X_0 + X_i, \quad (2.3)$$

$$X_{\text{ар}} = X_{\text{он}} \frac{P_H}{P_{H_0}} + X_{\text{ін}} \frac{P_H}{P_{H_0}}, \quad (2.4)$$

де $G = mg$ - сила тяжіння; m - маса ЛА; g - прискорення земного тяжіння, $K = \frac{C_{y_{\text{ар}}}}{C_{x_{\text{ар}}}}$ - аеродинамічна якість; $C_{y_{\text{ар}}} = \frac{G}{qS}$ - коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили, необхідний для горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА на заданому режимі (H, M) ; $q = 0,7 \rho_H M^2 = \frac{\rho_H V^2}{2}$ - швидкісний напір; ρ_H, ρ_{H_0} - атмосферний тиск, відповідно, на висотах H і H_0 км; ρ_H - густина атмосфери на висоті H ; $C_{x_{\text{ар}}}$ - коефіцієнт лобового опору, що відповідає визначеному $C_{y_{\text{ар}}}$ (за полярів); C_{x_0}, A - задані у вихідних даних аеродинамічні коефіцієнти які відповідають розрахунковому числу M ; $X_{\text{он}}, X_{\text{ін}}$ - складові лобового опору (пасивний та активний опір), визначені для базової висоти, наприклад H_0 кілометрів; S - характерна площа.

Якщо у вихідних даних аеродинамічні характеристики задані у вигляді поляр, зручніше користуватися залежністю (2.1), якщо задані $C_{x_0} = f(M)$ і $A = f(M)$, - то залежністю (2.3).

Відповідні послідовності розрахунків задано в табл. 2.1 і 2.3.

Т а б л и ц я 2.1

Потрібні тяги ($H = \text{Const}$)

M	M ₁	M ₂	M ₃ ... задають	Примітки
V, м/с				$V = M \cdot a_n$, a_n - швидкість звуку на висоті
q, Па				$q = \frac{\rho V^2}{2}$, ρ - густина повітря
C _{yар}				$C_{yар} = mg / (qs)$
C _{хар}				За полярною $C_{хар} = f(C_{yар})$
K				$K = C_{yар} / C_{хар}$
P _{пр} , Н				$P_{пр} = mg / K$

Якщо ЛА розраховано на малі швидкості польоту і аеродинамічні коефіцієнти задано однією полярною, можна задаватися кутами атаки. Відповідну послідовність розрахунків наведено в табл. 2.2.

Т а б л и ц я 2.2

Потрібні тяги для ЛА малих швидкостей ($H = \text{Const}$)

α°	α_1	α_2	α_3 ... задають згідно з полярною	Примітки
C _{ya}				За полярною для відповідних кутів α
C _{xa}				
K				$K = C_{ya} / C_{xa}$
P _{пр} , Н				$P_{пр} = mg / K$
V, м/с				$V = \sqrt{2mg / (\rho_n S C_{ya})}$

При використанні формул (2.3) і (2.4) одержані для кожної висоти залежності $P_{пр} = f(M)_{H = \text{Const}}$ необхідно уточнити в діапазоні малих M із врахуванням реальної полярної. Для цього

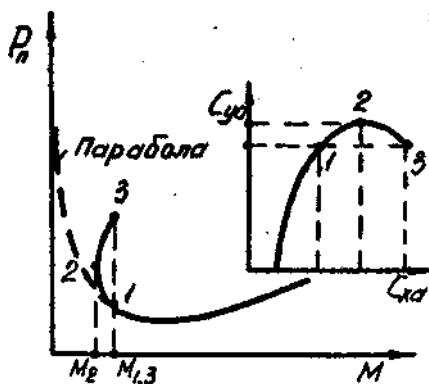


Рис. 2.1. Уточнення лівої частини залежності $P_{ng} = f(M)$ (кривої МЄЗ)

полярї дозвуконих швидкостей (наприклад $M = 0,4$) і базової висоти в області $\alpha_{кр}$ і C_{ya} тах беруть декілька значень (C_{ya}, C_{xa})_i, включаючи точку $\alpha_{кр}$, і обчислюють $K_i = C_{yai} / C_{xai}$, $P_{ngi} = \frac{mg}{K_i}$, $M_i = \sqrt{\frac{mg}{0,7P_{ng} C_{yai}}}$.
За одержаними (P_{ng}, M) уточнюють ліві частини кривих потрібних тяг (рис. 2.1).

Т а б л и ц я 2.3

Розрахунок потрібних тяг для маневреного швидкісного ЛА

Н, км	М	0,2	0,4	0,6... задають	Примітки
II	C_{x0}				$C_{x0} = f(M)$, $A = f(M)$ вихідні дані
	A				
	q_{II} , Па				$q_{II} = 0,7\rho_{II} M^2$, $\rho_{II} = 22700$ Па
	X_{0II} , Н				$X_{0II} = C_{x0} q_{II} S$
	X_{iII} , Н				$X_{iII} = A(mg)^2 / (q_{II} S)$
	P_{ngII} , Н				$P_{ngII} = X_{0II} + X_{iII}$
0	V_0 , км/г				$V_0 = 3,6 a_c M$, $a_c = 340$ м/с
	X_0 , Н				$X_0 = X_{0II} \frac{P_n}{P_{ng}}$
	X_{i0} , Н				$X_{i0} = X_{iII} P_n / P_{ng}$
	P_{ng0} , Н				$P_{ng0} = X_0 + X_{i0}$
3	V_3 , км/г				$V_3 = 3,6 M \cdot a_3$, $a_3 = 328,6$ м/с
	X_{03} , Н				...
	X_{i3} , Н				...

2.2. Потрібна потужність

Для горизонтального прямолінійного усталеного польоту потрібна потужність дорівнює

$$N_{\text{пр}} = P_{\text{пр}} V, \quad (2.5)$$

де $P_{\text{пр}}$ розраховують за однією з формул (2.1) - (2.4).

Для ЛА малих швидкостей, коли задано тільки одну поляр, зручно користуватися табл. 2.2. При цьому потрібну потужність розраховують для висоти $H = 0$. Для інших висот H , відрізняючись від нуля, при одному й тому ж значенні кута атаки α (або $C_{y\alpha}$) відповідну швидкість та потрібну потужність можна визначити із співвідношень

$$V_H = \frac{V_0}{\sqrt{\Delta}}, \quad (2.6)$$

$$N_{\text{пр}H} = N_{\text{пр}0} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}, \quad (2.7)$$

де $V_0, N_{\text{пр}0}$ - швидкість та потрібна потужність для висоти $H = 0$; $\Delta = \rho_H / \rho_0$ - відносна густина повітря (див. табл. Д.4.).

2.3. Наявна тяга для ЛА з ТРД

Наявна тяга - це сумарна тяга всіх двигунів на ЛА при повній відкритій дросельній заслінці (тобто міра дроселювання $\bar{R} = 1$). Якщо висотно-швидкісні паспортні дані встановлених на ЛА двигунів відомі, то без врахування втрат у повітрязбірниках наявна тяга ЛА для кожного режиму (H, M) визначається підсумовуванням наявних тяг усіх двигунів на цьому режимі. Якщо двигуни однакові, то наявна (можлива) тяга ЛА

$$P_M(H, M) = i \cdot P(H, M),$$

де i - число двигунів; $P(H, M)$ - максимальна тяга одного двигуна.

Врахувати втрати у повітрязбірниках можна введенням статичного коефіцієнта втрат ξ_{83} .

Тоді

$$P_M(H, M) = i \xi_{83} \cdot P(H, M).$$

На дозвукових швидкостях ξ_{83} можна вважати незалежним від швидкості польоту і рівним: $\xi_{83} = 0,92 \dots 0,96$ - добовий повіт-

розабірник великої довжини з викривленими каналами; $\xi_{\text{вз}} = 0,94 \dots 0,98$ - крильові повітрязабірники, лобові та бокові повітрязабірники невеликої довжини та кривини; $\xi_{\text{вз}} = 0,96 \dots$
 $\dots 1,0$ - повітрязабірники двигунів, розташованих на пілонах.

При польоті з надзвуковими швидкостями

$$\xi_{\text{вз}} = 1 - (1 - \sigma_{\text{вх}}) C_R,$$

де $C_R = 1,57 - 0,24M + 0,033M^2$; $\sigma_{\text{вх}} = 0,97 - 0,11(M-1)^{1,5} + 0,0984(\sqrt{p_{\text{ск}}} - 1,19)M^2$; $p_{\text{ск}}$ - кількість косих стрибків убільнення на вході.

Наявні тяги будуються у вигляді залежностей $P_M = f(M)_{H=\text{const}}$ для кількох фіксованих висот польоту.

Якщо паспортні дані на двигуні відсутні, наявну тягу можна визначити наближено, згідно з умовою, що двигун повинні забезпечити одержання на заданій розрахунковій висоті H^* задане максимальне число $M_{\text{max}} = M^*$.

Розрахунки ведуть в такій послідовності:

- знаходять потрібну тягу $P_{\text{тг}}(H^*, M^*)$ для режиму (H^*, M^*) (див. підрозд. 2.1);
- задають міру стиску повітря в компресорі π_k (див. рис. Д.10 і за рис. Д.12 (для $\pi_k = 6$ - рис. 1.7) знаходять коефіцієнт тяги ξ_p^* для режиму (M^*, H^*) - ξ_p^* ;
- обчислюють сумарну статичну тягу двигунів:

$$P_0 = \frac{P_{\text{тг}}(H^*, M^*)}{\xi_p^*(H^*, M^*)};$$

- знаходять наявну тягу на будь-якому режимі (H, M) множенням коефіцієнта тяги для цього режиму $\xi_p(H, M)$ на P_0 , тобто

$$P_M(H, M) = P_0 \cdot \xi_p(H, M). \quad (2.8)$$

Щоб одержати залежність $P_M = f(M)_{H=\text{const}}$, для фіксованої висоти H і декількох значень M_i за рис. Д.12 визначають відповідні до M_i та вибраного H величини ξ_p . Наявну тягу обчислюють за формулою (2.8).

2.4. Найвна потужність для ЛА з ГМУ

Згідно з підрозд. 1.7.2, для визначення характеристик ГМУ потрібно знати діаметр гвинта D , гвинтову характеристику $\beta = f(\lambda, \varphi, \eta)$, висотну характеристику двигуна $N_e = f(H)$, число обертів вихідного вала двигуна за хвилину n .

Якщо висотна характеристика двигуна не задана, її можна побудувати наближено за заданими: висотністю двигуна H_p , розрахунковою потужністю на валу двигуна на цій висоті N_{np} та числом обертів n . Скористуємося для цього формулами для розрахунку статичної потужності N_0 на землі та коефіцієнтом спаду потужності з висотою $A_n = f(H)$ (рис. 2.2 або формула (Д.15.4)).

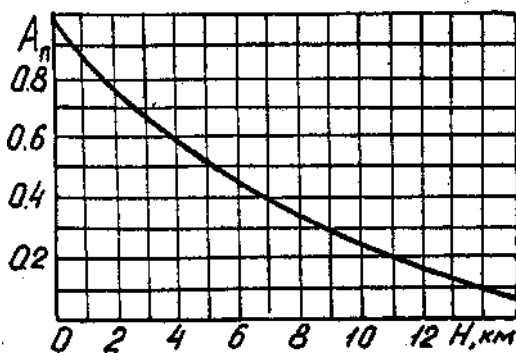


Рис. 2.2. Коефіцієнт зниження потужності поршневого двигуна залежно від висоти

Тоді для двигуна з рідинним охолодженням

$$N_0 = N_{np} \left(1 - \frac{H_p}{37000} \right), \quad (2.9)$$

з повітряним охолодженням

$$N_0 = N_{np} \left(1 - \frac{H_p}{29000} \right), \quad (2.10)$$

де H_p - розрахункова висота, м.

На ділянці $N_0 \dots N_{np}$ висотна характеристика - пряма лінія; на висотах $H > H_p$ потужність на довільній висоті визначається за формулою

$$N_M = N_{HP} \frac{A_n(H)}{A_n(H_p)}, \quad (2.11)$$

де $A_n(H)$, $A_n(H_p)$ - коефіцієнти спаду потужності, відповідно на висотах H і H_p . Розрахована таким чином і накреслена залежність і буде наближеною висотною характеристикою (рис. 2.3, див. також підрозд. Д.15).

Одержану висотну характеристику $N_e = f(H)$ можна скоректувати на вплив швидкісного напору, який підвищує границю висотності. Із врахуванням наддуву нова границя висотності

$$H'_p = H_p + \Delta H_{CH}, \quad (2.12)$$

де поправка ΔH_{CH} визначається з рис. 2.4 для коефіцієнта $\xi = 0,10 \dots 0,15$. Наближено $\Delta H [m] = 30 \left(\sqrt{\left[\frac{km}{v_{0,9}} \right]} / 100 \right)^2$.

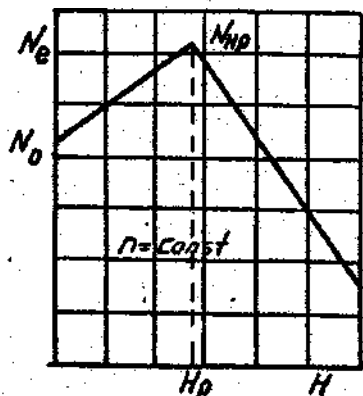


Рис. 2.3. Наближена висотна характеристика поршневого двигуна з ПВН

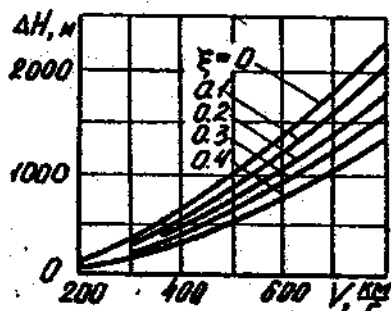


Рис. 2.4. Графік для визначення приросту висотності поршневого двигуна

Задамо кілька значень швидкості польоту V з можливого діапазону швидкостей ДА і, користуючись рис. 2.4, знайдемо для кожної швидкості відповідну поправку ΔH_{CH} . Перемістимо праворуч вихідну залежність $N_e = f(H)$ на величину поправок ΔH_{CH} . Таким чином, одержимо сітку кривих $N_e = f(H)_{v = const}$, кожна з яких відповідає своїй швидкості польоту (рис. 2.5).

Користуючись сіткою $N_e = f(H)_{v = const}$ і фіксуючи де-

кілька висот (самано брати ті самі значення висот, що і при розрахунках потрібної потужності), будемо залежності потужності на валу двигуна N_e при заданому числі обертів n у функції швидкості польоту при фіксованих висотах, тобто висотно-швидкісні характеристики ПД.

З урахуванням впливу стисливості повітря на характеристики гвинта наявна потужність ЛА для будь-яких висоти H і швидкості V підраховуємо таким чином:

$$N_M = i N_e \cdot \eta \cdot K_\eta \cdot K_M \quad (2.13)$$

де N_e - потужність на валу одного двигуна із заданим числом обертів n на режимі польоту (H, V); i - число двигунів на ЛА; η - коефіцієнт корисної дії гвинта (знаходимо згідно з гвинтовою характеристикою); K_η - поправочний коефіцієнт, що враховує відміну умов експерименту при визначенні гвинтової характеристики та умов установлення на ЛА і втрати від взаємодії гвинта з ЛА; K_M - поправочний коефіцієнт, що враховує вплив стисливості (хвильові втрати).

Для фіксованих V і H послідовність розрахунків наявної потужності така:

1. Обчислюють дійсний коефіцієнт потужності гвинта

$$\beta = \frac{N_e}{\rho n^3 D^5}$$

і відносну ходу (поступ)

$$\lambda = \frac{V}{n_c D}$$

де $n_c = \frac{n}{60}$ - число обертів вала гвинта за секунду; ρ - густина повітря на висоті H .

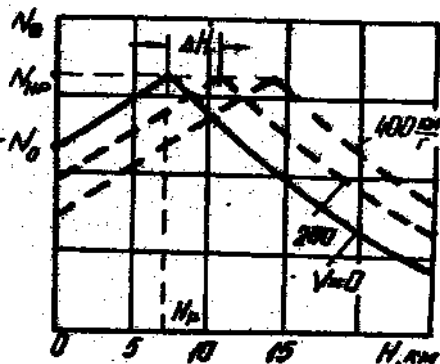


Рис. 2.5. Виправлення висотної характеристики поршневого двигуна з ПД на вплив швидкісного нальду

Користуючись діаграмою характеристик гвинта (див. рис. I. 9, I. 10), за знайденими β та λ визначають кут установлення лопатей гвинта φ^0 у першому наближенні без урахування стисливості.

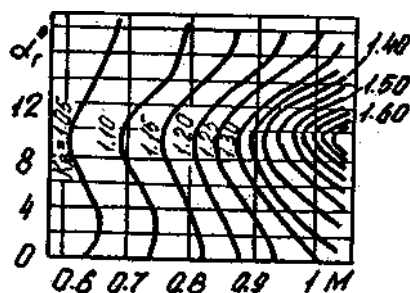


Рис. 2.6. Коефіцієнт K_β збільшення споживаної потужності за рахунок стисливості повітря

3. Визначають коефіцієнт потужності β' , який мав би місце за відсутності впливу стисливості та потужності двигуна, зменшений на відповідну величину

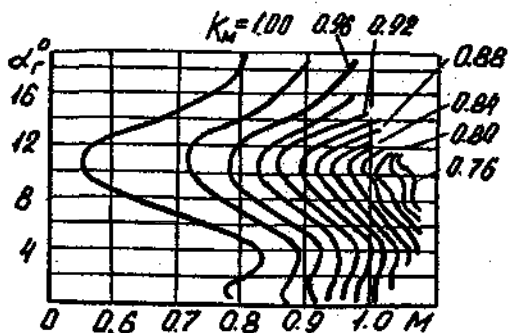


Рис. 2.7. Коефіцієнт K_M хвильових втрат

який використовується у формулі (2.13).

5. Коефіцієнт K_η можна знайти користуючись рис. 2.6 за величиною K_β . Якщо $d_{ек}$ - еквівалентний діаметр тіла, розміщеного за гвинтом, а D - діаметр гвинта, то обчислюють відношення $\frac{d_{ек}}{D}$ для ЛА та експериментальної установки, на якій ви-

2. Знаходять кут притікання струмин $\beta^0 = \text{arctg} \frac{\lambda}{0,75\pi}$

на радіусі $\bar{r} = 0,75$ та геометричний кут атаки $\alpha_r^0 = \varphi^0 - \beta^0$.

За діаграмою рис. 2.6 для кінцевого числа $M = M_R = \frac{\sqrt{V^2 + (\pi c D)^2}}{a_M}$

(a_M - швидкість звуку на висоті M) і α_r^0 обчислюють коефіцієнт K_β , який враховує збільшення споживаної потужності за рахунок стисливості.

$$\beta' = \frac{\beta}{K_\beta}$$

За β' знову знаходять φ^0 другого наближення, $\alpha_{r2}^0 = \varphi^0 - \beta^0$, а за α_{r2}^0 і M_R , користуючись рис. 2.7, - коефіцієнт K_M .

4. За гвинтові характеристики для φ^0 та λ визначають коефіцієнт корисної дії гвинта η .

значались характеристики гвинта.

Коефіцієнт K_{Φ} залежить від

$\frac{d_{\text{дек}}}{D}$. Отже,

$$K_{\eta} = 0,985 \frac{K_{\Phi}(\text{для дійсних умов на ЛА})}{K_{\Phi}(\text{для експерименту})}$$

Якщо інформації про установку, на якій визначались характеристики гвинта, немає, то беруть

$$K_{\eta} = 0,985.$$

Розрахунки зручно виконувати згідно з табл. 2.4.

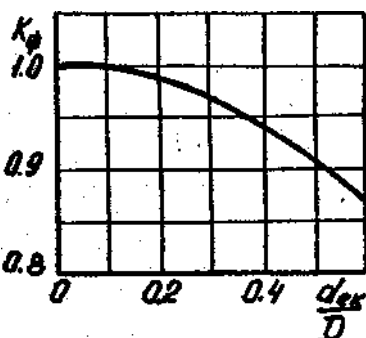


Рис. 2.8. Коефіцієнт Інтерференції гвинта та ЛА

Таблиця 2.4

Розрахунок наявних потужностей ($N = \text{const}$)

V , км/Г	V_1	$V_2 \dots$ задають	Примітки
V , м/с			$V \text{ (км/Г) } / 3,6 = V \text{ (м/с)}$
N_e , Вт			З висотно-швидкісної характеристики для $(N, V)_i$
λ			$\lambda = V / (n_c D)$
β			$\beta = N_e / (\rho n_c^3 D^5)$
φ^0			З гвинтової характеристики (рис. 1.9, 1.10)
β^0			$\arctg (\lambda / (0,75\pi))$
α_r^0			$\alpha_r^0 = \varphi^0 - \beta^0$
M_R			$M_R = \sqrt{V^2 + (n_c \pi D)^2} / a_H$
K_B			$K_B = f(\alpha_r^0, M_R)$, рис. 2.6
β'			$\beta' = \beta / K_B$
φ_2^0			$\varphi_2^0 = f(\lambda, \beta')$, рис. 1.9, 1.10
α_{r2}^0			$\alpha_{r2}^0 = \varphi_2^0 - \beta^0$

Закінчення табл. 2.4

V , км/г	V_1	$V_2 \dots$ заданіть	Примітки
K_M			$K_M = f(\alpha_{\text{гг}}^0, M_R)$, рис. 2.7
K_η			$K_\eta = f(K_\Phi)$, $K_\Phi = \frac{d_{\text{ек}}}{D_\Phi}$, рис. 2.8
η			$\eta = f(\beta', \lambda)$, рис. 1.9, 1.10
N_M , Вт			$N_M = i N_e \eta \cdot K_\eta \cdot K_M$

Аналогічні розрахунки здійснюють для всіх прийнятих значень H і будуть сіткою кривих $N_M = f(V)_{H = \text{const}}$.

Без урахування стисливості та взаємовпливу гвинта і ЛА розрахунок значно спрощується.

Для кожної висоти H та швидкості V знаходять значення коефіцієнта потужності (N_e беруть із висотно-швидкісної характеристики двигуна)

$$\beta = \frac{N_e}{\rho n_c^3 D^5}$$

та відносної ходи

$$\lambda = \frac{V}{n_c D}$$

За значеннями β , λ , користуючись діаграмою гвинтової характеристики, визначають коефіцієнт корисної дії η . Тоді наявна потужність

$$N_M = i N_e \eta.$$

де i - число двигунів на ЛА.

Будуть $N_M = f(V)_{H = \text{const}}$.

2.5. Наявна потужність для ЛА з ТГД

У ТГД (турбо-гвинтовий двигун) сила тяги крім гвинта частково створюється також за рахунок прямої реакції продуктів згоряння. Ця частина тяги P_R наведена і порівняно з тягою гвинта становить близько 12...18%. Характеристики ТГД зручно задавати

у вигляді умовної потужності на валу гвинта N_y , яка дорівнює сумі потужності N_e на валу двигуна і потужності $P_R \cdot V$, зведеної до потужності на валу:

$$N_y = N_e + \frac{P_R \cdot V}{\eta_y} \quad (2.14)$$

($\eta_y = 0,8$ - умовний коефіцієнт корисної дії).

У цьому випадку при розрахунках не слід окремо враховувати реактивну силу тяги. Найважливіша потужність визначається так само, як і для ЛА з ГВУ, але за умовної потужності на валу, тобто $N_M = i N_y \cdot \eta$.

Реактивну силу тяги розраховують за формулою

$$P_R = m_c (C - V), \quad (2.15)$$

де m_c - масова секундна витрата двигуна; C - середня швидкість втікання газів у вихідному перерізі сопла двигуна; V - швидкість польоту ЛА.

Якщо паспортні дані для ТТД відсутні, то наявну (корисну) потужність можна визначити в першому наближенні таким чином.

Припустимо, що наявна потужність

$$N_M = N_{ГВ} + \Delta N_R, \quad (2.16)$$

де $N_{ГВ}$ - наявна потужність, що створюється гвинтом; ΔN_R - наявна потужність від реактивної тяги, при цьому $\Delta N_R = (0,15 \dots 0,20) N_M$.

Якщо максимальну швидкість ЛА V_{max} на розрахунковій висоті H_p задано, то потрібна потужність, що забезпечує політ на такому режимі,

$$N_{пнр} = \frac{G \cdot V_{max}}{K},$$

$$\text{де } K = \frac{C_{yар}}{C_{xар}}, \quad C_{yар} = \frac{2G}{\rho S V_{max}^2}, \quad C_{xар} = C_{x_0} + A C_{yар}^2,$$

$$G = mg.$$

Через те, що потрібна потужність повинна дорівнювати наявній, на розрахунковій висоті і V_{max} частка потужності, створена гвинтом, - $N_{ГВ} = 0,85 N_{пн}$, а реактивною тягою - $\Delta N_R = 0,15 N_{пн}$.

Для визначення наявної потужності на інших режимах і побудови висотно-швидкісної характеристики ТТД розрахунок частки потуж-

ності, створеної гвинтом і реактивною тягою, ведуть окремо. Одержані результати графічно підсумовують.

Частка потужності, створювана гвинтом, визначається у такій послідовності:

- знаходять частку потужності двигуна на висоті H_p , що витрачається на гвинт:

$$N_{\text{дв.нр}} = \frac{N_{\text{гв}}}{\eta_{\text{гв}}},$$

де $\eta_{\text{гв}}$ - ККД гвинта (в першому наближенні $\eta_{\text{гв}} = 0,7 \dots 0,75$);
- підраховують цю частку на висоті $H = 0$:

$$N_{\text{дв.0}} = \frac{N_{\text{дв.нр}}}{\Delta_{\text{нр}}^{0,73}},$$

де $\Delta_{\text{нр}} = \frac{P_{\text{нр}}}{P_0}$ - відносна густина повітря на висоті H_p ;

- визначають частку $N_{\text{дв.н}}$ для декількох висот за формулою

$$N_{\text{дв.н}} = N_{\text{дв.0}} \cdot \Delta_{\text{н}}^{0,73} \quad (2.17)$$

і будуть умовку висотну характеристикау $N_{\text{дв.н}} = f(H)$;

- для цих висот і декількох значень швидкості польоту

$V \leq V_{\text{max}}$ визначають ККД гвинта η за гвинтовою характеристикою та наявну потужність, створювану гвинтом $N_{\text{гв}} = N_{\text{дв.н}} \cdot \eta \cdot i$. Відповідно до методики, викладеної у підрозд. 2.4, з урахуванням або без урахування стисливості повітря; за відсутності даних число обертів гвинта можна взяти рівним $n = 800 \dots 1200$ об/хв.

Частку потужності, що створюється реактивною тягою, після визначення статичної реактивної тяги на рівні моря ($H = 0$) можна знайти за формулою

$$P_{R_0} = \frac{\Delta N_{RH}}{V_{\text{max}} \cdot \Delta_{\text{нр}}^{0,73}};$$

для решти значень H і V користуються залежністю

$$\Delta N_R = P_{R_0} \cdot V \cdot \Delta_{\text{н}}^{0,73} \quad (2.18)$$

Тоді наявна потужність ПТД буде так:

$$N_M = f(V)_{H = \text{const}}$$

де

$$N_M = N_{гв} + \Delta N_R \quad (2.19)$$

2.6. Вибір діаметра гвинта для ЛА з ГМУ

При проектуванні нового ЛА з ГМУ часто новий гвинт не проєктують, а вибирають з існуючих, ґрунтуючись на характеристиках серії гвинтів різної геометричної форми. Необхідно також при цьому враховувати розрахунковий режим польоту, різний для кожного типу ЛА: наприклад, для пасажирського ЛА – це крейсерська швидкість і висота. Щоб вибрати гвинт, треба знати розрахункову висоту і швидкість польоту (N_p, V_p), потужність на валу гвинта (N_e), секундне число обертів (n_c).

Беруть одну з наявних характеристик серії гвинтів $\beta = f(\lambda, \varphi, \eta)$ і виконують розрахунки.

Через те, що $D = \frac{V}{n_c \lambda}$, а $\beta = \frac{N_e}{\rho n_c^3 D^5}$, можна записати

$$\beta = \frac{N_e \cdot n_c^2}{\rho V^5} \lambda^5 = \text{const} \cdot \lambda^5 \quad (2.20)$$

Для декількох значень λ розраховують β за формулою (2.20) і на діаграмі $\beta = f(\lambda, \varphi, \eta)$ будуть одержану залежність $\beta = f(\lambda)$. З точок перетину $\beta = f(\lambda)$ з кривими $\eta = \text{const}$ характеристик серії гвинтів вибирають ту точку m , для якої ККД гвинта найбільший. Тоді шуканий діаметр гвинта

$$D = \frac{V_p}{n_c \cdot \lambda_m}$$

де λ_m – відносна хода гвинта, що відповідає точці m .

Цей діаметр і буде оптимальним для заданих вихідних даних і вибраної серії гвинтів (рис. 2.9).

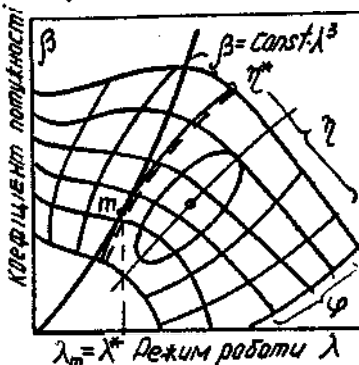


Рис. 2.9. Визначення найвигіднішого діаметра гвинта

2.7. Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми

Як вихідні дані для характерних швидкостей, що належать до ЛТХ ЛА, використовують залежності потрібних і наявних тяг (або потужностей), побудованих в одному масштабі, від швидкості або числа M польоту для декількох фіксованих висот.

2.7.1. Максимальна швидкість

Максимальній швидкості (V_{\max}) або максимальному числу M (M_{\max}) відповідає точка перетину кривих потрібних і наявних тяг (або потужностей) для фіксованої висоти H . Усталений політ на швидкостях $V > V_{\max}$ неможливий, бо на цих режимах потрібна тяга (або потужність) перевищує наявну. Знайдена для декількох висот V_{\max} дає можливість побудувати залежність $H = f(V_{\max})$, яка є правою границею області теоретично можливих режимів горизонтальних усталених польотів ЛА.

2.7.2. Мінімальна теоретична швидкість

$V_{\min \text{ теор}}$ - це найменша теоретично можлива швидкість усталеного прямолінійного горизонтального польоту ЛА на режимі $C_{y\alpha} = C_{y\alpha \max}$, яка для фіксованої висоти може бути знайдена відповідно до точки дотику $P_n = f(V)$ з прямою, паралельною вертикальній осі. Мінімальну теоретичну швидкість можна визначити також теоретично з умови, що в горизонтальному польоті $Y_a \approx mg$:

$$V_{\min \text{ теор}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_n S C_{y\alpha \max}}}$$

або, відповідно,

$$M_{\min \text{ теор}} = \sqrt{\frac{mg}{0,7\rho_n S C_{y\alpha \max}}}$$

Через те, що в загальному випадку $C_{y\alpha \max} = f(M)$, розрахунок ведуть методом поступових наближень. Зручніше визначити $M_{\min \text{ теор}}$ за точкою перетину кривих $C_{y\alpha \max} = f(M)$ і $C_{y\alpha} = f(M)$ $H = \text{const}$ (див. підрозд. 1.5).

2.7.3. Найвигідніша швидкість

$V_{нв}$ - це швидкість, яка відповідає мінімальній потрібній тязі $P_{пг}$ і може бути визначена за точкою дотику горизонтальної прямої до кривої $P_{пг} = f(V)_{H=const}$ або за точкою дотику прямої, проведеної з початку координат, до кривої $N_{пг} = f(V)_{H=const}$. Крім цього, можна скористатись і польотними полярами (див. рис. 1.4). Щоб знайти $V_{нв}$ за допомогою польотної параболі для заданої висоти H та маси ЛА m , треба спочатку визначити $C_{yа нв}$, що відповідає точці дотику прямої, проведеної з початку координат, до польотної параболі, а потім використати формулу

$$V_{нв} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_H S C_{yа нв}}}$$

Для ЛА малих швидкостей польоту $C_{yа нв} = \sqrt{\frac{C_{x_0}}{A}}$.

2.7.4. Економічна швидкість

Економічна швидкість відповідає мінімальній потрібній потужності і може бути визначена за допомогою залежності $N_{пг} = f(V)_{H=const}$, а для ЛА малих швидкостей - за формулою

$$V_{ек} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_H S C_{yа ек}}}, \quad (2.21)$$

де $C_{yа ек} = \sqrt{\frac{3C_{x_0}}{A}}$.

2.7.5. Крейсерська швидкість

Крейсерськими $V_{крс}$ називають швидкості, менші від максимальної, що відповідають заданим режимам польоту і роботи двигуна. Іноді крейсерською називають швидкість, що відповідає приблизно мінімальній кілометровій витраті палива. Якщо припустити, що $C_e \neq f(V)$, то на цій швидкості відношення $\left(\frac{P}{V}\right)$ мінімальне. Тому $V_{крс}$ відповідатиме точкою дотику прямої, проведеної з початку координат до $P_{пг} = f(V)$. Для ЛА малих швидкостей $V_{крс}$ можна визначити за формулою (2.21), якщо замінити $C_{yа ек}$ на $C_{yа крс} = \sqrt{C_{x_0}/(3A)}$.

Знаходження характерних швидкостей для фіксованої висоти польоту за кривими потрібних і наявних тяг і швидкостей див. на рис. 2.10.

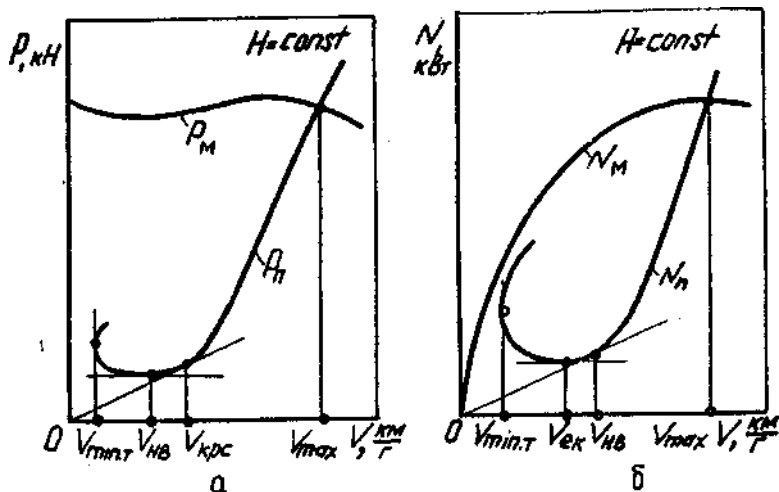


Рис. 2.10. Визначення характерних швидкостей: а - методом тяг; б - методом потужностей

2.7.6. Статична гранична висота режиму (стеда режиму).

Теоретична статична гранична висота польоту
(теоретична статична стеда)

Найбільша висота, на якій можливий горизонтальний прямолінійний усталений політ ЛА із заданою швидкістю (режим), називається статичною граничною висотою режиму, або стедею режиму ($H_{\text{ст. реж}}$). На $H_{\text{ст. реж}}$ потрібна тяга дорівнює наявній, тому стедею режиму можна визначити за точками перетину або потіку кривих $P_{ng} = f(V)$, $P_M = f(V)$ для фіксованих висот. Якщо аналітична залежність $P_M = f(H, M)$ відома, то $H_{\text{ст. реж}}$ розраховують аналітично. Так, для ЛА з ТРД на висотах, які перевищують II км, наявна тяга

$$P_M(H, M) = P_M(\text{II км}, M) \cdot \frac{P_n}{P_{n1}}$$

з іншого боку,

$$P_{\text{гр}}(H, M) = \chi_{\text{он}} \frac{P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}} + \chi_{\text{ин}} \frac{P_{\text{н}}}{P_{\text{н}}}.$$

Прирівняємо ці два вирази і одержимо формулу, за якою можна знайти атмосферний тиск на висоті статичної стелі режиму:

$$P_{\text{нст.реж}} = P_{\text{н}} \sqrt{\frac{\chi_{\text{ин}}}{P_{\text{мн}} - \chi_{\text{он}}}}, \quad (2.22)$$

де $P_{\text{н}} = 22700$ Па - атмосферний тиск на висоті II км, $\chi_{\text{он}} = C_{\text{х}_0} 0,7 P_{\text{н}} M^2 S$, $\chi_{\text{ин}} = A (\text{тг})^2 / (0,7 P_{\text{н}} M^2 S)$; $P_{\text{мн}}$ - наявна тяга на висоті $H = \text{II}$ км при польоті із заданим числом M , для якого розраховується стеля режиму.

Алгоритм розрахунку (метод Горощенко) кривої $H_{\text{ст.реж}} = f(M)$ такий:

1. Задать декілька чисел M_i , менших від M_{max} на $H = \text{II}$ км.
2. За вихідними даними для M_i визначають $(C_{\text{х}_0}, A, P_{\text{мн}})_i$.
3. За формулою (2.22) для кожного M_i розраховують атмосферний тиск $(P_{\text{нст.реж}})_i$ на висоті стелі режиму.
4. Користуючись стандартною атмосферою АС-8І за $(P_{\text{нст.реж}})_i$ знаходять відповідне значення стелі режиму $(H_{\text{ст.реж}})_i$.
5. Будуть криву $H_{\text{ст.реж}} = f(M)$.

Максимальне значення $H_{\text{ст.реж}}$ називається теоретичною статичною граничною висотою польоту ЛА ($H_{\text{ст.теор}}$), або теоретичною статичною стелею.

Якщо знайдені швидкості $V_{\text{міл теор}}, V_{\text{max}}, V_{\text{на}}, V_{\text{ек}}, V_{\text{крс}}$ для всього досліджуваного діапазону висот H польоту нанести на одну діаграму з координатами $H = f(V)$ і додати криву $H_{\text{ст.реж}} = f(V)$, то одержимо висотно-швидкісну діаграму $H = f(V)$ характерних швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту (рис. 2.II).

П р и м і т к а. Щоб замість кривої $H_{\text{ст.реж}} = f(M)$ дістати залежність $H_{\text{ст.реж}} = f(V)$, треба для декількох значень $(H_{\text{ст.реж}})_i$ визначити за стандартною атмосферою швидкість звуку $(\sigma_{\text{ст.реж}})_i$ і знайти відповідні до них швидкості $V_i = M \cdot (\sigma_{\text{ст.реж}})_i$.

Визначення $H_{\text{ст.реж}}$ для ЛА з ІМУ див. у підрозд. Д.Іб.

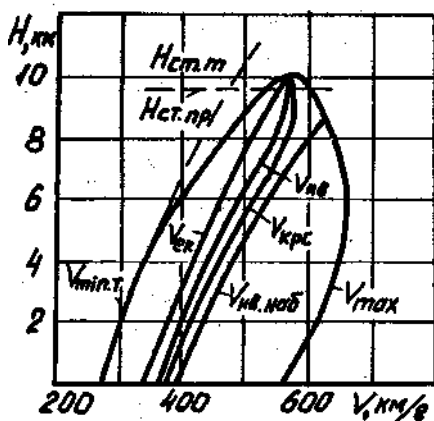


Рис. 2.11. Теоретична висотно-швидкісна діаграма характерних швидкостей прямолінійних усталених польотів

2.8. Експлуатаційні обмеження. Діаграма дозволених режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів

Одержана в підрозд. 2.7 діаграма дає можливість на будь-якій висоті H визначити теоретичний діапазон можливих швидкостей горизонтальних прямолінійних усталених режимів польоту (від $V_{\min.г}$ до V_{\max}). На практиці цей діапазон не завжди можна використати через різні обмеження верхньої та нижньої границь швидкості.

2.8.1. Обмеження по куту атаки

Це обмеження спричиняється зривом потоку з несучих поверхонь ДА на великих кутах атаки.

Вихідні дані: залежність гранично допустимого значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили $C_{ya доп}$ від числа M . Тоді для кідькох довільних значень висот

$$M_{\min доп} = \sqrt{\frac{m g}{0,7 \rho_n S C_{ya доп}}}$$

У зв'язку з тим, що $C_{ya доп} = f(M)$, розрахунок ведуть послідовними наближеннями. Можна також визначити $M_{\min доп}$ графічно за точок перетину залежностей $C_{ya доп} = f(M)$ і $C_{yaг} =$

$= f(M)_{H=const}$, останню з яких будуть відповідно викладеному в підрозд. 1.5. Одержану лінію обмеження наносять на діаграму $H = f(M)$.

2.8.2. Обмеження верхньої границі швидкості через швидкісний напір

Це обмеження пов'язано з міцністю конструкції ЛА. Якщо швидкісний напір перевищує задану межу, то це може призвести до деформації та руйнування конструкції. Вихідним для побудови обмеження у площині $H = f(M)$ може бути граничне значення швидкісного напору $q_{\text{гран}}$. Якщо на попередній стадії проектування $q_{\text{гран}}$ не задано, його можна прийняти рівним:

для високоманеврених надзвукових ЛА - 70...100 кПа,

для бомбардувальників - 40...60 кПа,

для пасажирських та вантажних ЛА - 10...25 кПа.

Для декількох значень висоти польоту H_i за стандартною атмосферою знаходять відповідні їм значення густини атмосфери ρ_{H_i} або атмосферного тиску p_{H_i} . Гранично допустиму швидкість або число M визначають за однієї з формул:

$$V_q = \sqrt{\frac{2q_{\text{гран}}}{\rho_{H_i}}}, \quad (2.23)$$

$$M_{q_{\text{гран}}} = \sqrt{\frac{q_{\text{гран}}}{0,7\rho_{H_i}}}. \quad (2.24)$$

2.8.3. Обмеження верхньої границі швидкості через кінетичний нагрів обшивки ЛА

При польоті із швидкістю, яка відповідає $M < 5$, рівноважна температура обшивки ЛА у найбільш теплонапружених місцях найближча до температури відновлення T_r , що визначається за формулою

$$T_r = T_H (1 + 0,2M^2 \cdot \gamma), \quad (2.25)$$

де γ - коефіцієнт відновлення (для ламінарного потоку в пристійному шарі $\gamma = 0,85$, для турбулентного - $\gamma = 0,88...0,9$); T_H - температура повітря на висоті H .

Гранична температура обшивки не повинна бути більшою за допустиму $T_{\text{гран}}$ з умови втрати міцності матеріалом обшивки (за відсутності даних можна прийняти для алюмінієвих сплавів $t_{\text{гран}}^{\circ} = (120 \dots 250)^{\circ}\text{C}$, для титанових - $(300 \dots 450)^{\circ}\text{C}$, для жароміцних сталей - $(600 \dots 750)^{\circ}\text{C}$).

За умовою $T_{\text{гран}} = 273^{\circ} + t_{\text{гран}}^{\circ} = (1 + 0,2 M^2 \cdot r) T_H$

$$M_T = \sqrt{\frac{\frac{T_{\text{гран}}}{T_H} - 1}{0,2r}}, \quad (2.26)$$

або

$$V_T = 0_H \sqrt{\frac{\frac{T_{\text{гран}}}{T_H} - 1}{0,2r}}. \quad (2.27)$$

Для декількох значень висоти H_i , користуючись стандартною атмосферою, знаходять відповідні значення абсолютної температури атмосфери T_{H_i} та швидкості звуку a_{H_i} і за однією з наведених формул (2.26), (2.27) визначають M_T або V_T .

2.8.4. Обмеження максимальної швидкості через граничне число $M_{\text{гран}}$

Для кожного типу ЛА існує своє обмеження для верхньої границі швидкості $M_{\text{гран}}$, яке впливає з умов міцності лопаток турбіни двигуна, керованості ЛА (надмірні зусилля на важелях керування), неприпустимо небезпечних змін у характеристиках стійкості або явища реверса елеронів через пружні деформації.

На діаграму $H = f(M)$ наносять $M_{\text{гран}} = \text{const}$, на діаграму $H = f(V) - V_{\text{гран}} = a_H \cdot M_{\text{гран}}$.

2.8.5. Обмеження при польоті у турбулентній атмосфері

Важкі, головним чином вантажні ЛА, розраховані на малі максимальні експлуатаційні перевантаження $n_{y_{\text{max}}}^e = 2 \dots 3$, мають додаткове обмеження з умов польоту в турбулентній атмосфері ("політ у бовтанку").

Це обмеження зменшує допустимі максимальні швидкості, особливо на малих висотах.

Якщо задано $n_{y_{\text{max}}}^e$, $C_{y\alpha}$, висоту польоту (відома ρ_H)

і швидкість вертикального пориву вітру W , то гранична швидкість

$$V_{\text{гран. бовт}} = (\eta_{y_{\text{max}}}^e - 1) \frac{2mg}{\rho_H W S C_{y_a}} \quad (2.28)$$

2.8.6. Побудова діаграми дозволених режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів

Якщо на діаграму $H = f(V)$ (або $H = f(M)$) (див. рис. 2.II) нанести лінії обмежень швидкості через кут атаки, граничний швидкісний напір, температуру обшивки, число $M_{\text{гран}}$, умови польоту "у бовтанку" та інші можливі обмеження (наприклад, через звуковий удар для надзвукових ЛА), одержимо діаграму дозволених в експлуатації режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів, яка дає можливість визначити для довільної висоти дозволений діапазон швидкостей польоту.

2.9. Область польоту на динамічних висотах.

Граничні динамічні висоти

Динамічними висотами (область динамічного маневрування) називаються висоти, що перевищують статичні стелі режимів, які може досягнути ЛА в неусталеному польоті з використанням своєї кінетичної енергії. Для визначення області динамічного маневрування необхідно:

1. Знайти максимальне значення повної питомої механічної енергії ЛА (енергетичну висоту), яку може мати ЛА:

$$H_{e \text{ max}} = H_A + \frac{V_A^2}{2g} = H_A + \frac{(a_H M_A)^2}{2g}, \quad (2.29)$$

де H_A , V_A - висота та швидкість ЛА у точці А, в якій ЛА має максимальну механічну енергію.

Щоб знайти точку А, потрібно використати діаграму дозволених усталених режимів, на якій взяти декілька довільних точок у верхній правій частині границі дозволених режимів, обчислити для них H_e і побудувати $H_e = f(H)$. Точці А відповідатиме та висота, для якої H_e максимальна.

2. Обчислити і побудувати на діаграмі $H = f(V)$, починаючи з точки А, Ізоенергетичну лінію, для якої. $H_e = H_{e \text{ max}}$

$= \text{const}$. Для цього для кількох довільних значень $H_i > H_A$ знаходять відповідну швидкість за формулою

$$V_i = \sqrt{(H_{\text{emax}} - H_i) 2g}. \quad (2.30)$$

Якщо діаграма побудована у координатах $H = \psi(M)$, то

$$M_i = \frac{V_i}{a_{H_i}}, \quad (2.31)$$

де a_{H_i} - швидкість звуку на висоті H_i .

3. Розрахувати і нанести на діаграму (H, V) лінію, що відповідає постійному значенню еволютивного швидкісного напору $q_{\text{сб}}$ (такого мінімального напору, при якому ЛА не реагує на відхилення рулів). За відсутності даних $q_{\text{сб}} = (0,75 \dots 1,2)$ кПа. Для декількох значень H_i знайти за АС-81 відповідні їм значення густини та атмосферного тиску ρ_{H_i} , P_{H_i} , обчислити потрібні значення V_i або M_i за співвідношеннями:

$$V_i = \sqrt{\frac{2q_{\text{сб}}}{\rho_{H_i}}}, \quad (2.32)$$

$$M_i = \sqrt{\frac{q_{\text{сб}}}{0,7\rho_{H_i}}}. \quad (2.33)$$

4. Знайти точку перетину ізоенергетичної лінії $H_{\text{emax}} = \text{const}$ і лінії $q_{\text{сб}} = \text{const}$, що відповідає теоретичній динамічній граничній висоті (теоретичній динамічній стелі) $H_{\text{дин.т}}$.

5. Визначити висоту $H_B = H_{\text{emax}}$, що називається балістичною стелею.

6. Практичну динамічну граничну висоту (практична динамічна стеля - точка В) визначити за точкою перетину лінії $q_{\text{сб}} = \text{const}$ з ізоенергетичною лінією, для якої $H_C = H_{\text{emax}}(1-\varepsilon) = \text{const}$, де ε - коефіцієнт втрат механічної енергії при русі ЛА з точки А на динамічну стелю по траєкторії з мінімальними витратами.

Для сучасних маневрених ЛА можна прийняти $\varepsilon = 0,1$.

7. З'єднати точку А з точкою В плавною лінією, в результаті чого одержати область динамічних висот (затрихована).

Остаточну висотно-швидкісну діаграму ЛА з урахуванням обме-

жень та динамічних висот наведено на рис. 2.12.

2.10. Характеристики набору висоти

Для визначення здатності ЛА набирати висоту використовують диференціальну та інтегральну характеристики набору висоти. Диференціальна характеристика набору висоти, або скоропідйомність, — це вертикальна (відносно лінії місцевого горизонту) складова швидкості набору висоти:

$$V_y = V_{\text{наб}} \cdot \sin \theta = \frac{dH}{dt}$$

Якщо швидкість набору висоти постійна, то скоропідйомність у цьому випадку називається енергетичною скоропідйомністю і позначається V_y^* .

Коли йдеться про енергетичну скоропідйомність, мають на увазі наявну (максимальну в даному режимі) скоропідйомність, що визначається за формулою.

$$V_y^* = \frac{P_m - P_{\text{пр}}}{mg} \cdot V, \quad (2.34)$$

де P_m , $P_{\text{пр}}$ — наявна та потрібна тяги на заданому режимі.
Кут нахилу траєкторії при цьому

$$\theta_{\text{наб}} = \arcsin \frac{(P_m - P_{\text{пр}})_{\text{наб}}}{mg}. \quad (2.35)$$

Тангенс кута нахилу траєкторії, виражений у відсотках, називається градієнтом набору висоти:

$$\eta_{\text{наб}} = 100 \cdot \text{tg} \theta_{\text{наб}}. \quad (2.36)$$

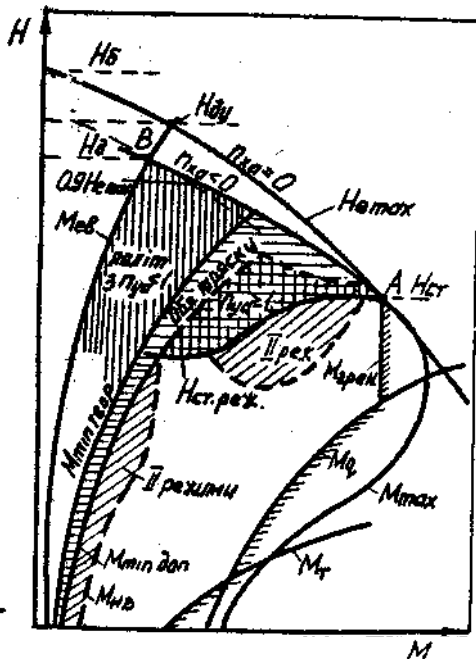


Рис. 2.12. Зведена діаграма $H(M)$ режимів усталених польотів та динамічного маневрування

Інтегральна характеристика - це залежність $H = f(t)$, як правило, при польоті за оптимальною програмою набору висоти (тобто за мінімальний час або з мінімальною витратою палива).

У зв'язку з тим, що $V_y = \frac{dH}{dt}$,

$$t = \int_0^H \frac{dH}{V_y} \quad (2.37)$$

Остання залежність за відомим законом зміни $V_y = f(H)$ дає інтегральну характеристику набору висоти $H = f(t)$, яка називається барограмою набору висоти.

2.10.1. Характеристики набору висоти дозвукового ЛА

Вихідні дані: розрахункова маса ЛА m , потрібна та наявні тяги для декількох висот $P_{пр}$, $P_m = f(V)_{H=const}$. Необхідні обчислення виконують у такій послідовності:

1. Для декількох заданих висот беруть кілька довільних значень швидкості польоту V_i ; і за формулою (2.34) визначають енергетичну скоропідйомність $V_{y_i}^*$. Будуть залежність $V_y^* = f(V)_{H=const}$.

2. На кривих $V_y^* = f(V)_{H=const}$ знаходять для кожної фіксованої висоти H величину $V_{y_{max}}^*$ та відповідну їй швидкість набору $V_{наб}$ (оптимальна швидкість набору висоти). Будуть залежність $H = f(V_{y_{max}}^*)$. Висота, на якій $V_{y_{max}}^* = 0$, відповідає теоретичній граничній висоті (стелі) $H_{ст.т}$. Висота, для якої $V_{y_{max}}^* = 0,5$ м/с, називається практичною статичною стелею ($H_{ст.пр}$). Залежність $V_{наб} = f(H)$ - оптимальна програма набору висоти.

3. У зв'язку з тим, що барограма відповідає інтегралу

$$t = \int_0^H \frac{dH}{V_{y_{max}}^*},$$

для її побудови для декількох значень висоти H обчислюють підінтегральну функцію $\frac{1}{V_{y_{max}}^*}$, що дає можливість побудувати залежність $\frac{1}{V_{y_{max}}^*} = f(H)$. Графічним інтегруванням (див. Д.10) знаходять барограму $H = f(t)$ (рис. 2.13).

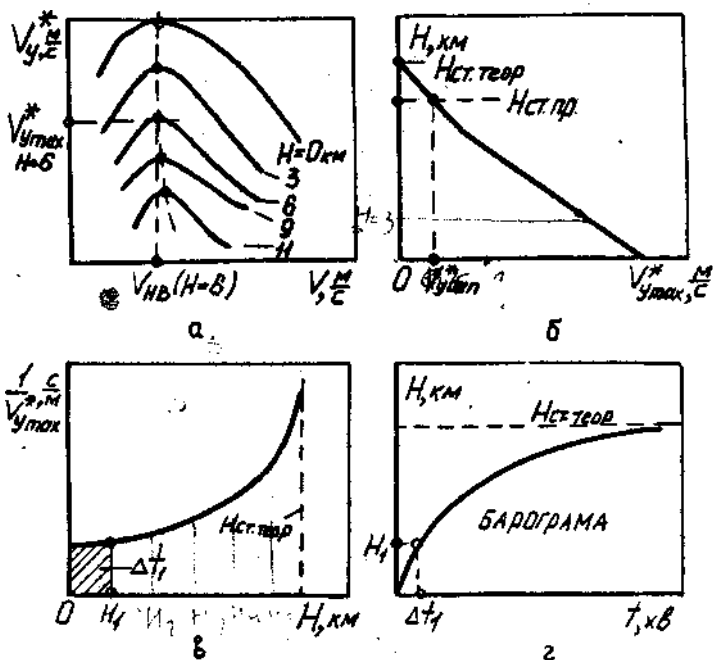


Рис. 2.13. Визначення характеристик набору висоти дозвукового ЛА: а - енергетична скороупідомність; б - теоретична та практична статична стеля; в - підінтегральна функція; г - барограма набору висоти

2.10.2. Оптимальна програма набору висоти надзвукового маневреного ЛА

Як відомо, оптимальною буде така програма набору висоти (залежність $H = f(M)$) при польоті, за якою один із критеріїв оптимальності, наприклад сумарний час набору висоти, мінімальний. Це - варіаційна задача. У спрощеній постановці для маневреного ЛА

$$V_y = \frac{dH}{dt} = V_y^* - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} = \frac{V_y^*}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}}$$

через що

$$t = \int_{H_0}^H \frac{(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}) dH}{V_y^*} = \int_{H_{e0}}^{H_e} \frac{dH_e}{V_y^*}$$

Мінімальному часу набору висоти відповідатиме умова

$$t_{\min} = \int_{H_{\text{emin}}}^{H_{\text{emax}}} \left(\frac{1}{V_y^*} \right)_{\substack{\min \\ H_e = \text{const}}} \cdot dH_e. \quad (2.38)$$

На підставі цього маємо таку методику розрахунків оптимальної програми:

1. На діаграмі дозволених горизонтальних прямолінійних усталених режимів польоту (H, M) знаходять точки A , які відповідає максимальне значення енергетичної висоти H_{emax} . Обчислюють

$$H_{\text{emax}} = H_A + \frac{(\alpha_{HA} \cdot M_{HA})^2}{2g} \quad \text{та} \quad H_{\text{emin}} = \frac{V_{\text{min доп}}^2}{2g}.$$

2. у діапазоні $H_{\text{emin}} \dots H_{\text{emax}}$ приймають кілька фіксованих значень H_e , наприклад: $0,9 H_{\text{emax}}$; $0,8 H_{\text{emax}}$; $0,7 H_{\text{emax}}$; $0,6 H_{\text{emax}}$; $0,5 H_{\text{emax}}$; $0,4 H_{\text{emax}}$; $0,3 H_{\text{emax}}$; $0,2 H_{\text{emax}}$.

Для кожної з вибраних H_e розраховують і будують ізоенергетичні лінії (див. підрозд. 2.9.2).

3. На кожній ізоенергетичній лінії в області дозволених режимів беруть кілька точок $(H, M)_i$, для яких обчислюють

$$V_{y_i}^* = \frac{P_M(H, M)_i - P_{\text{пр}}(H, M)_i}{mg} \cdot \alpha_{ni} \cdot M_i.$$

Будують залежності $V_y^* = f(V)_{H_e = \text{const}}$.

4. На побудованих кривих $V_y^* = f(V)_{H_e = \text{const}}$ знаходять точки, для яких V_y^* максимальна. Для кожної з наведених $V_{y_{\text{max}}}^*$ визначають відповідну їй швидкість V_{opt} , яка належить оптимальній програмі, висоту польоту $H_{\text{opt}} = H_e - \frac{V_{\text{opt}}^2}{2g}$, швидкість звуку за АС-81, $\alpha_{H_{\text{opt}}}$, число $M_{\text{opt}} = \frac{V_{\text{opt}}}{\alpha_{H_{\text{opt}}}}$ та величину $1/V_{y_{\text{max}}}^*$.

Будують $H_{\text{opt}} = f(M_{\text{opt}})$ або $H_{\text{opt}} = f(V_{\text{opt}})$. Це й буде оптимальна програма набору висоти (табл. 2.5). Якщо якась частина програми "відрізається" лініями обмежень, то на цих ділянках наближено до оптимальної програми відповідатиме політ за по лінії відповідного обмеження (рис. 2.14).

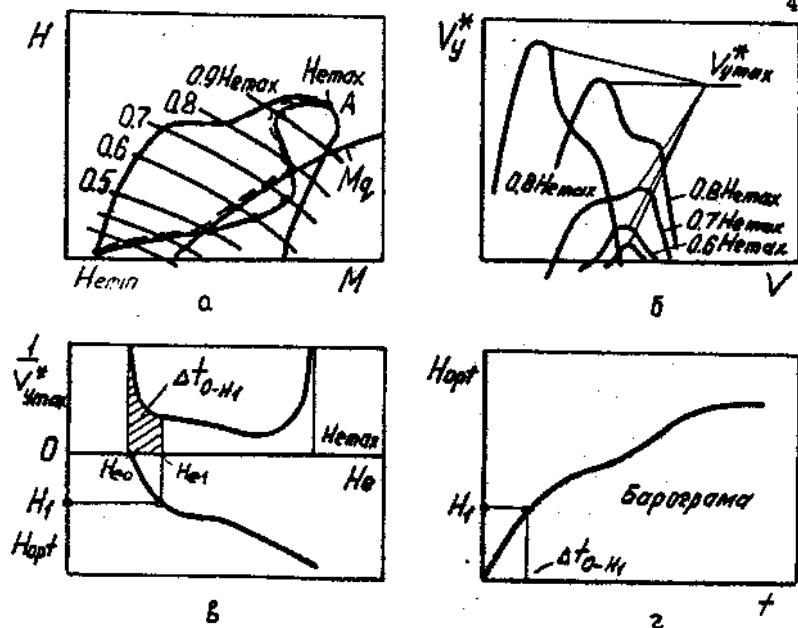


Рис. 2.14. Визначення характеристик набору висоти надзвукowego ЛА: а - висотно-швидкісна діаграма з ізоенергетичними лініями; б - енергетична швидкісно-відомність; в - до розрахунку барограма; г - барограма

Таблиця 2.5

До розрахунку оптимальної програми набору висоти та барограма надзвукowego ЛА

H_e	$0,2H_{\text{еmax}}$	$0,3H_{\text{еmax}} \dots 0,9H_{\text{еmax}}$	Примітки
$V_{y\text{max}}^*, \text{м/с}$			$3 V_y^* = f(V)_{H_e = \text{const}}$
$V_{\text{opt}}, \text{м/с}$			Те ж саме
$H_{\text{opt}}, \text{км}$			$H_{\text{opt}} = H_e - V_{\text{opt}}^2 / 2g$
$a_H, \text{м/с}$			АС-81
M_{opt}			$M_{\text{opt}} = V_{\text{opt}} / a_{H_{\text{opt}}}$
$\frac{1}{V_{y\text{max}}^*}, \text{с/м}$			

10.3. Розрахунок часу набору висоти при польоті з оптимальною програмою та побудова барограми зв'язку з тим, що при польоті за оптимальною програмою

$$t_{\min} = \int_{H_{\min}}^{H_{\max}} \left(\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} \right)_{H_e = \text{const}} dH_e.$$

Для розрахунку часу набору висоти необхідно:

1. Для декількох значень $(H, V)_{\text{opt}}$, взятих з оптимальної програми, користуючись даними табл. I.6, побудувати залежності $\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} = f(H_e)$ та $H_{\text{opt}} = f(H_e)$, як показано на рис. 2.13.

2. Для кожного рядком значень H_{opt} , знайти (рис. 2.14) відповідні величини $\left(\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} \right)$ та H_e і виконати інтегрування за формулою (10.3) відомим способом (див. Д.10). Так, наприклад, час польоту Δt_{0-1} за оптимальною програмою на ділянці $H_0 \dots H_1$ дорівнює заштрихованій площі під кривою $\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} = f(H_e)$, тобто

$$\Delta t_{0-1} = \frac{1}{2} \left\{ \left(\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} \right)_0 + \left(\frac{1}{V_{y_{\max}}^*} \right)_1 \right\} \Delta H_e,$$

де $\Delta H_e = H_{e1} - H_{e0}$.

3. Побудувати залежність $H_{\text{opt}} = f(t)$, яка є шуканою барограмою.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕНОСТІ ЛА

Маневреність - це здатність ЛА змінювати за певний проміжок часу швидкість, напрямок та висоту польоту. Використовують загальні показники маневреності (ЗМ) та часткові (окремі) показники маневреності (ЧМ).

ЗМ - це, як правило, сім'я кривих, що визначає перевантаження ЛА, яких можна досягти за тих чи інших умов.

ЧМ - це ряд числових показників, які характеризують окремі конкретні маневри (наприклад, мінімальний радіус кривини траєкторії, час виконання маневру і т.ін.).

3.1. Загальний показник маневреності

$$n_{ха} = f(M)_{n_{уа} = const}$$

Ці сім'ю кривих розраховують і будуть для заданої висоти та маси ЛА. Вихідні дані: аеродинамічні характеристики $C_{x0} = f(M)$, $A = f(M)$, $C_{y0 доп} = f(M)$, максимально допустиме значення експлуатаційного перевантаження $n_{уа max}^e$ та граничне число $M_{гран}$, наявна тяга $P_M = f(M)_{n = const}$.

Розрахункова формула для $n_{ха}$ така:

$$n_{ха} = \frac{P_M - x_a}{mg} = \frac{P_M - C_{x0} q S - \frac{A m^2 g^2}{q^3} n_{уа}^2}{mg}, \quad (3.1)$$

де $q = 0,7 \rho_M M^2$

Обчислення ведуть у такій послідовності:

1. Здають декілька значень $n_{уа}$ в діапазоні $0 \dots n_{уа max}^e$, наприклад, 0, 1, 2, 3, 4, 5, $n_{уа max}^e$.

2. Для кожного з прийятих значень $n_{уа}$ беруть декілька довільних чисел M і знаходять для них за вихідними даними відповідні значення C_{x0} , A , P_M . За формулою (3.1) розраховують $n_{ха}$. Будуть залежності $n_{ха} = f(M)_{n_{уа} = const}$.

3. Наносять лінії обмежень, які відповідають $M_{гран}$ (вертикальна лінія) та $C_{y0 доп}$. Останню лінію розраховують за схемою: M (здають) $\rightarrow C_{y0 доп} = f(M)$ (за вихідними даними) \rightarrow

$\rightarrow n_{уа} = \frac{C_{y0 доп} q^3}{mg} \rightarrow n_{ха}$ [за формулою (3.1)].

4. Штрихують область, утворену лініями обмежень за п. 3, а також $n_{ха} = f(M)$ для $n_{уа} = 0$ та $n_{уа} = n_{уа max}^e$. Одержана область характеризує експлуатаційну маневреність ЛА на даній висоті (рис. 3.1).

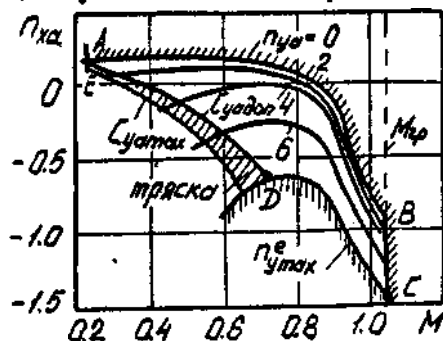


Рис. 3.1. Побудова області експлуатаційної маневреності ЛА

3.2. Прямолінійний розгін ЛА у горизонтальній площині.

Приємистість ЛА (ЧПМ)

Приємистість ЛА - це його здатність протягом певного часу змінювати швидкість польоту; визначається часом розгону ЛА від швидкості V_1 до V_2 .

Приємистість можна визначити інтегруванням першого рівняння руху ЛА:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a, \quad (3.2)$$

або

$$\frac{dV}{dt} = g n_{xa}.$$

Припустимо, що відомі наявна тяга $P_m = f(M, H)$, маса ЛА m , висота польоту H , кут тяги φ_p (якщо він невідомий, приймаємо $\varphi_p = 0$), аеродинамічні характеристики ЛА у вигляді $C_{x_0} = f(M)$, $A = f(M)$, $C_{y_a}^\alpha = f(M)$.

За рівнянням (3.2)

$$t = \int_{V_1}^{V_2} \frac{dV}{g n_{xa}} = \int_{V_1}^{V_2} F dV, \quad (3.3)$$

$$\text{де } F = \frac{1}{g n_{xa}}; \quad n_{xa} = \frac{P_m \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a}{mg}; \quad X_a = C_{x_0} q S + \frac{AG^2}{qS};$$

$$q = 0.7 \rho_n M^2; \quad g = 9.81 \text{ м/с}^2; \quad \alpha = \frac{mg}{qS C_{y_a}^\alpha}.$$

Послідовність розрахунків така:

1. Задать кілька значень швидкості V у діапазоні $V_{\min \text{ теор.}} \dots V_{\max}$ на заданій висоті.
2. За АС-81 визначають швидкість звуку a_n і відповідні прийнятні у п.1 швидкостям числа M ($M = V/a_n$).
3. За вихідними даними для розрахункових у п. 2 чисел M знаходять C_{x_0} , A , $C_{y_a}^\alpha$, $P_m \cdot q$.
4. Для кожного M обчислюють значення підінтегральної функції F і будують залежність $F = f(V)$.
5. Виконують графічне інтегрування функції $F = f(V)$ згідно з підрозд. Д.10 і будують залежність $t = f(V)$, яка характеризує розгін ЛА і надає можливість визначити час розго-

ну (прийомистість у довільному діапазоні швидкостей (рис. 3.2).

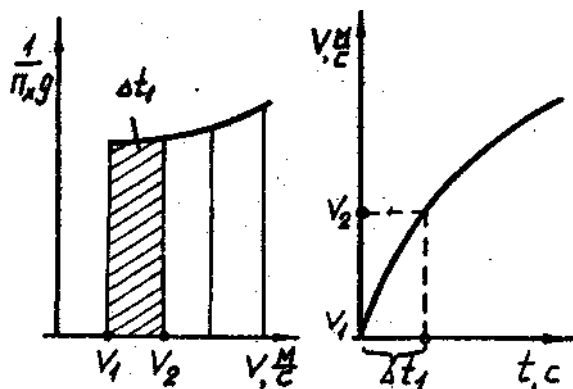


Рис. 3.2. Визначення прийомистості ЛА

3.3. Маневреність ЛА у вертикальній площині

Маневреність ЛА у вертикальній площині на висоті H можна охарактеризувати:

1) вертикальною поворотністю ЛА залежно від швидкості

$$\frac{d\theta}{dt} = f(V) \text{ або числа } M;$$

2) мінімальним радіусом кривини $r_{y \min} = f(V)$;

3) частковими показниками конкретних маневрів у вертикальній площині (час маневру, зміна швидкості та висоти за маневр, ...), наприклад, петлі Нестерова, напівпетлі, пікірування, гірки та ін.

До вихідних даних відносяться маса ЛА m , площа крила S , залежність допустимого значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили $C_{ya \text{ доп}}$ від числа M .

Для декількох довільних значень числа M у діапазоні $M_{\text{мін доп}} \dots M_{\text{мак}}$ за вихідними даними знаходять відповідні їм $C_{ya \text{ доп}}$ і розраховують $\frac{d\theta}{dt}$ та $r_{y \min}$ згідно з формулами

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{ya \text{ доп}} - 1), \quad (3.4)$$

$$r_{ymin} = \frac{V^2}{g(n_{ya} \cos \theta - 1)} \quad (3.5)$$

Будуть залежності $\frac{d\theta}{dt} = f(M)$, $r_{ymin} = f(V)$.

Розрахунки показників конкретних маневрів виконують, як правило, методами чисельного інтегрування рівнянь руху ЛА у вертикальній площині за заданою програмою (див. Д.1).

Наближено характеристики окремих маневрів можна одержати, якщо припустити таке:

- 1) за час маневру перевантаження $n_{xa} = 0$, $n_{ya} = \text{const}$;
- 2) маневр виконується без витрат енергії, тобто

$$H_e = H + \frac{V^2}{2g} = \text{const}.$$

Перше припущення дає можливість проінтегрувати систему

$$\frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin \theta).$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya} - \cos \theta)$$

і одержати зв'язок між швидкістю та кутом нахилу траєкторії у її двох точках:

$$V = V_0 \frac{n_{ya} - \cos \theta_0}{n_{ya} - \cos \theta} \quad (3.6)$$

Друге припущення дає зв'язок між швидкістю та висотою у тих самих точках:

$$H = H_0 + \frac{1}{2g}(V_0^2 - V^2). \quad (3.7)$$

Щоб розрахувати характеристики маневру, його ділять на окремі елементи, наприклад, для гірки - криволінійний політ із постійним перевантаженням n_{ya1} від $\theta = 0$ до θ_1 , прямолінійний політ з $\theta_1 = \text{const}$, криволінійний політ із n_{ya2} , за час якого кут нахилу траєкторії змінюється від θ_1 до $\theta = 0$. При проведенні обчислень на кожному елементі маневру користуються формулами (3.6) і (3.7).

3.4. Маневреність ЛА в горизонтальній площині

Характеристикою маневреності ЛА в горизонтальній площині на заданій висоті найчастіше служить мінімальний радіус кривини правильного (серійного) при нульовому ковзанні віражу $r_{z \min}$. Для його визначення найзручнішим є графоаналітичний метод, який полягає у розрахунку і побудові трьох границь $r_z^{(1)} = f_1(V)$, $r_z^{(2)} = f_2(V)$, $r_z^{(3)} = f_3(V)$ (по максимально допустимих експлуатаційних перевантаженнях $n_{y \max}^e$, максимально допустимим значенням коефіцієнта підйомної сили $C_{ya \text{ доп}}$ і за наявною тягою P_M). Тоді

$$r_{z \min} = \min \left\{ \max \left[r_z^{(1)}, r_z^{(2)}, r_z^{(3)} \right] \right\}.$$

Для розрахунку r_z користуються формулою

$$r_z = \frac{V^2}{g \sqrt{n_{ya}^2 - 1}}. \quad (3.8)$$

Для побудови границь необхідні такі вихідні дані:

- максимально допустиме експлуатаційне перевантаження $n_{y \max}^e$ (наприклад, для винишувача $n_{y \max}^e = 6$, для ЯК-40 - 3,4, для ТУ-154 - 2,5, для ІЛ-18 - 2,5);
- залежність $C_{ya \text{ доп}} = f(M)$;
- наявна тяга $P_M = f(M)_{\text{н}} = \text{const}$;
- аеродинамічні характеристики $C_{x0} = f(M)$, $A = f(M)$.

3.4.1. Границя по перевантаженню $r_z^{(1)} = f(V)$

Для декількох довільних значень швидкості при постійному перевантаженні $n_{ya} = n_{y \max}^e$ за формулою (3.8) розраховують $r_z^{(1)}$ і будуть залежність $r_z^{(1)} = f(V)$, яка не змінюється з висотою.

3.4.2. Границя по $C_{ya \text{ доп}}$ $r_z^{(2)} = f(V)$

Визначивши за АС-8І для заданої висоти H швидкість звуку a_H і атмосферний тиск p_H , для декількох значень числа M виконують розрахунки за схемою:

$$M_i \longrightarrow C_{ya \text{ доп}} \text{ (за вихідними даними)} \longrightarrow V_i = M_i \cdot a_H \longrightarrow \\ \longrightarrow n_{yai} = \frac{C_{ya \text{ доп}} \cdot 0,7 \rho_H M_i^2 S}{mg} \longrightarrow r_z^{(2)} = \frac{V_i^2}{g \sqrt{n_{yai}^2 - 1}}.$$

Будуть залежність $r_z^{(2)} = f(V)$.

3.4.3. Границя по P_M $r_z^{(3)} = f(V)$

Аналогічно попередній границі для довільного значення M_i обчислення зручно вести за схемю:

$$M_i \rightarrow C_{x0} \cdot A, P_M \text{ (за вихідними даними)} \rightarrow V_i =$$

$$= M_i \cdot a_m \rightarrow C_{xpi} = \frac{P_M}{0,7 P_M M_i^2 S} \rightarrow C_{yri} = \sqrt{\frac{C_{xpi} \cdot C_{x0}}{A}} \rightarrow$$

$$\rightarrow \rho_{yoi} = \frac{C_{yri} \cdot 0,7 P_M M_i^2 S}{mg} \rightarrow r_z^{(3)} = \frac{V_i^2}{g \sqrt{\rho_{yoi}^2 - 1}}$$

Будуть залежність $r_z^{(3)} = f(V)$.

Якщо всі три границі побудувати на одній діаграмі, то за умов $r_{z \text{ доп}} = \max \{ r_z^{(1)}, r_z^{(2)}, r_z^{(3)} \}$ одержимо область допустимих значень радіуса правильного (серійного) віражу. Мінімальне значення радіуса $r_{z \text{ доп}}$ у цій області і є шуканим мінімальним радіусом віражу: $r_{z \text{ min}} = \min \{ r_{z \text{ доп}} \}$ (рис. 3.3).

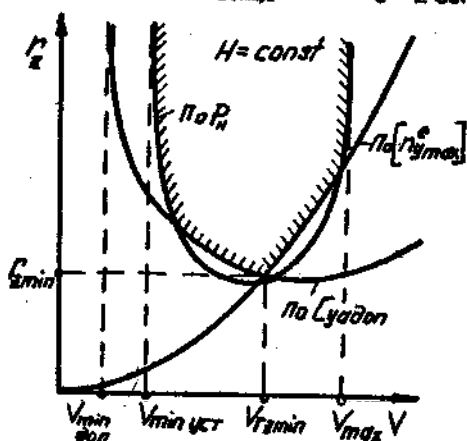


Рис. 3.3. Маневреність ЛА в горизонтальній площині (мінімальний радіус серійного віражу)

Відповідний $r_{z \text{ min}}$ час виконання правильного віражу (повний розворот на 360°) можна розрахувати за формулою

$$t_{r_{z \text{ min}}} = \frac{2\pi r_{z \text{ min}}}{V_{r_{z \text{ min}}}} \quad (3.9)$$

де $V_{r_{z \text{ min}}}$ - швидкість виконання віражу з $r_{z \text{ min}}$.

Перевантаження при цьому

$$n_{ya}^* = \sqrt{1 + \frac{V_{r_{z \text{ min}}}^4}{r_{z \text{ min}}^2 \cdot g^2}} \quad (3.10)$$

кут крену

$$\delta^* = \arccos \frac{1}{n_{ya}^*} \quad (3.11)$$

3.5. Зліт ЛА

Зліт ЛА можна здійснити з розбігом вздовж злітно-посадочної смуги (ЗПС) або зі спеціальних напрямних за допомогою стартового прискорювача. Довжиною злітної дистанції вважають відстань, заміряну вздовж поверхні Землі від точки початку руху ЛА з місця до точки, яка відповідає досягненню ЛА жорданого польоту на безпечній висоті $H_{\text{сн}}$.

Для літаків цивільної авіації згідно з нормами льотної придатності (НЛП) прийнято $H_{\text{сн}} = 10,7 \text{ м}$.

3.5.1. Зліт ЛА з розбігом

При зльоті ЛА з розбігом усю дистанцію зльоту можна поділити на дві ділянки:

1. Ділянка розбігу від моменту початку руху ($V = 0$) до моменту досягнення ЛА швидкості відриву $V_{\text{вдр}}$. Згідно з НЛП

$$V_{\text{вдр}} = 1,1 \sqrt{\frac{2mg}{\rho_c S C_{y_{\text{вдр}}}}} \quad (3.12)$$

де $C_{y_{\text{вдр}}}$ - максимальне значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили ЛА, який має злітну конфігурація, тобто відхилену механізацію крила, випущені злітно-посадочні пристрої (шасі, лямі і т.ін.), $\rho_c = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

2. Повітряна ділянка зльоту (ПДЗ) з точки відриву ЛА від ЗПС до досягнення ним висоти $H_{\text{сн}}$. За НЛП на висоті $H_{\text{сн}}$ швидкість ЛА має бути не менше V_2 :

$$V_2 = 1,2 \sqrt{\frac{2mg}{\rho_c S C_{y_{\text{вдр}}}}} \quad (3.13)$$

Ділянку розбігу розраховують інтегруванням рівняння руху ЛА:

$$m \frac{dv}{dt} = P - X_a - f_{\text{тр}} (G - Y_a),$$

де $f_{\text{тр}}$ - коефіцієнт тертя кочення шасі вздовж ЗПС, який можна прийняти рівним 0,02...0,04 у випадку руху по сухій бетонній ЗПС, 0,05 - по вологій ЗПС, 0,07 - по сухому ґрунті або умішаному снігу, 0,1 - по вологій граві; $G = mg$.

Через те, що $\frac{dH}{dt} = V$, довжина дистанції розбігу

$$L_{розб} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{відр}} \frac{dv^2}{P - f_{тр}G - qS(C_{ха} - f_{тр}C_{ца})} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{відр}} F dv^2 \quad (3.14)$$

де

$$F = \frac{m}{P - f_{тр}G - qS(C_{ха} - f_{тр}C_{ца})} - \text{підінтегральна функція.}$$

Щоб визначити підінтегральну функцію, треба задати закон керування кутом атаки на ділянці розбігу, який дасть змогу знайти $C_{ха}$ і $C_{ца}$. Наприклад, у діапазоні швидкостей $0 \dots V_R$ ($V_R = 1,045 \sqrt{2mg / (\rho_c S C_{ца\max})}$ - швидкість відриву переднього стояка масі Δ) кут атаки можна прийняти рівним стоянковому $\alpha = \alpha_{ст}$; у діапазоні $V_R \dots V_{відр}$ він відповідає оптимальному, для якого $C_{ца\text{opt}} = \frac{f_{тр}}{2A}$, де A - коефіцієнт відхилення злітної поляри.

Якщо закон зміни кута атаки відомий, то для декількох довільних значень швидкості V_i у діапазоні $V \dots V_{відр}$ визначають підінтегральну функцію, при цьому для ТРД значення тяги знаходять за висотно-швидкісною характеристикою для $H = 0$ і V_i . Якщо на Δ встановлено ГМУ, то тягу на швидкості $V_0 = 0$ обчислюють за співвідношенням

$$P_0 = \alpha_0 \rho_c n_c^2 D^4, \quad (3.15)$$

де коефіцієнт тяги α_0 знаходять із гвинтової характеристики для відповідного секундного числа обертів гвинта n_c і $\lambda = 0$; D - діаметр гвинта.

Для ГМУ P_0 можна визначити користуючись залежностями

$$P_0 = 274 (\eta_0 N_c D)^{2/3},$$

$$P_0 = 11050 (18,7 - 9,5h) \frac{N_c}{\pi D}, \quad (3.16)$$

де P_0 - тяга гвинта у ньтонах; N_c - потужність на валу гвинта у кіловатах; π - число обертів гвинта за хвилину (можна прийняти $\pi = 700 \dots 1200$); $\eta_0 = 0,65 \dots 0,7$ - ККД гвинта; h - відносний крок гвинта. За статистикою при $V = 0$ $K_0 = \frac{P_0}{N_c} = 13 \dots 20$ Н/кВт (K_0 - якість гвинта).

Якщо тепер побудувати підінтегральну функцію $F = f(v^2)$, то шуканий інтеграл знаходять як площу, обмежену функцією F та віссю абсцис.

Довжину дистанції розбігу можна визначити наближено як

$$L_{розб} = \frac{1}{2} \frac{V_{відр}^2}{J_{ср}}, \quad (3.17)$$

де $J_{ср} = \left[\frac{P - f_{тр} G - qS(C_{xа} - f_{тр} C_{yа})}{m} \right]_{ср}$ - середнє значення прискорення на ділянці розбігу. Величини, що входять до формули (3.17), визначають для $V = 0,75 V_{відр}$ і $C_{yа} = C_{yаері}$.

Довжину повітряної ділянки зльоту $L_{пдз}$ знаходять з умови балансу енергії ЛА. Зміна енергії ЛА на ділянці набору висоти $H_{сп}$ порівнює роботі потічних до траєкторії сил, що діють на ЛА:

$$\frac{mV_2^2}{2} + mgH_{сп} - \frac{mV_{відр}^2}{2} = \int (P - X_a) ds \approx (P - X_a)_{ср} \cdot L_{пдз}$$

звідки

$$L_{пдз} = \frac{\frac{m}{2}(V_2^2 - V_{відр}^2) + mgH_{сп}}{(P - X_a)_{ср}}, \quad (3.18)$$

де $(P - X_a)_{ср} = \Delta P_{ср}$ - середнє значення різниці між силами тяги та лобовим опором на повітряній ділянці зльоту:

$$\Delta P_{ср} = \frac{\Delta P(V_{відр}) + \Delta P(V_2)}{2}$$

$$\Delta P(V_{відр}) = P(V_{відр}) - C_{x0} \frac{\rho V_{відр}^2}{2} S - \frac{AG^2}{\frac{\rho V_{відр}^2}{2} S}$$

$$\Delta P(V_2) = P(V_2) - C_{x0} \frac{\rho V_2^2}{2} S - \frac{AG^2}{\frac{\rho V_2^2}{2} S}$$

Повна дистанція зльоту

$$L_{зл} = L_{розб} + L_{пдз} \quad (3.19)$$

За НЛП потрібна злітна дистанція

$$L_{зл.п} = 1,15 L_{зл} \quad (3.20)$$

3.5.2. Зліт ЛА з напрямних з прискорювачем

Припустимо, що під час руху ЛА вздовж напрямних кут атаки ЛА $\alpha \approx 0$. Якщо кут між напрямом тяги прискорювача та поздовжньою віссю ЛА дорівнює φ , а рівнодіюча усіх сил повинна бути спрямована вздовж цієї осі, то

$$\sin \varphi = \frac{G}{P_{\text{приск}}} \cos \vartheta,$$

де ϑ - кут тангажу ЛА; $P_{\text{приск}}$ - тяга прискорювача.

Якщо початкова ділянка траєкторії ЛА прямолінійна, то рівняння руху ЛА

$$m \frac{dV}{dt} = P_{\text{приск}} \cos \varphi + P - X_a - G \sin \vartheta. \quad (3.21)$$

Зробимо заміну

$$P - X_a = (P - X_a)_{\text{ср}} = P_{\text{ср}} - \frac{C_{x0} \rho V_1^2 S}{2},$$

де V_1 - швидкість ЛА в кінці зльоту (в момент закінчення роботи прискорювача); $P_{\text{ср}}$ - середня тяга двигуна ЛА, що відповідає середній швидкості $V_{\text{ср}} = V_1 / \sqrt{2}$.

Швидкість V_1 вибирають з умови безпеки польоту:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2m g}{\rho S C_{y0 \text{ без}}}}, \quad C_{y0 \text{ без}} \leq C_{y0 \text{ доп}}.$$

Після інтегрування рівняння (3.21) одержимо

$$V = g \left(\bar{P}_{\text{приск}} \cos \varphi + \bar{P}_{\text{ср}} - C_{x0} \frac{\rho V_1^2 S}{2G} - \sin \vartheta \right) t = j t, \quad (3.22)$$

де $\bar{P}_{\text{приск}} = \frac{P_{\text{приск}}}{G}$, $\bar{P}_{\text{ср}} = \frac{P_{\text{ср}}}{G}$.

Якщо $t = t_1$, то згідно з формулою (3.20) потрібна тягоозброєність від прискорювача дорівнює

$$\bar{P}_{\text{приск}} = \sqrt{\cos^2 \vartheta + \left(\frac{V_1}{g t_1} - \bar{P}_{\text{ср}} - \frac{C_{x0} \rho V_1^2 S}{2G} + \sin \vartheta \right)^2}. \quad (3.23)$$

Залежність висоти польоту від часу

$$H = \int_0^t V \sin \vartheta dt = \frac{\sin \vartheta V t}{2}. \quad (3.24)$$

Якщо задати висоту польоту ЛА в кінці зльоту H_n , наприклад, $H = H_{сн} = 10,7$ м або $H = 25$ м, одержимо потрібний кут тангажу:

$$\sin \psi = \frac{2H}{V_{11}}, \quad (3.25)$$

де час t_1 - параметр, який довільно задають (кілька секунд);

ψ розраховується за формулою (3.25), $\bar{P}_{приск}$ - за (3.23) і

$\bar{P}_{приск} = \bar{P}_{приск} \cdot G$. Через те, що дотичне перевантаження

$n_x \approx \frac{\bar{P}_{приск}}{G}$, роблять висновок про можливість використання

такого прискорювача. Якщо прискорювач не відповідає вимогам проектувальника, беруть інше значення t_1 .

3.6. Посадка ЛА

Класичну посадку ЛА можна розділити на дві ділянки - повітряну ділянку посадки (ПДП) та ділянку прольоту вздовж злітно-посадочної смуги (ЗПС). Швидкість ЛА в точці прольоту стандартної перешкоди (V_3) та у момент дотyku ЗПС ($V_{пос}$ - посадочна швидкість) нормують і згідно з НППЛ приймають відповідно:

$$V_3 = 1,3 V_{пос}^{теор} \quad (3.26)$$

$$V_{пос} = 1,1 V_{пос}^{теор} \quad (3.27)$$

де $V_{пос}^{теор} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{ya \max}}}$, $C_{ya \max}$ - максимальне значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили ЛА в посадочній конфігурації.

Повітряну ділянку посадки можна розрахувати енергетичним методом. Запишемо рівняння балансу енергії у точках початку та кінця ПДП:

$$E_{сн} - E_{пос} = L_{ддп} \Delta P_{ср} \quad (3.28)$$

де $E_{сн} = m_{пос} g H_3 + \frac{m_{пос} V_3^2}{2}$ - повна енергія ЛА на початку ПДП;

$E_{пос} = \frac{m_{пос} V_{пос}^2}{2}$ - повна енергія ЛА в кінці ПДП; H_3 - висота стандартної перешкоди на посадці (згідно з НППЛ $H_3 = 15$ м),

ПЛП - дистанція посадки (проекція ПЛП на ЗПС), ΔP_{cp} - середня величина різниці лобового опору і тяги ЛА на ПЛП, що визначається як

$$\Delta P_{cp} = \frac{1}{2} \left[|P - X_a|_{V_3} + |P - X_a|_{V_{noc}} \right],$$

де P_{V_3} , $P_{V_{noc}}$ беруть із висотно-швидкісних характеристик двигуна:

$$X_a(V_3) = C_{x_0} \frac{\rho V_3^2}{2} S + \frac{A(m_{noc} g)^2}{\frac{\rho V_3^2}{2} S},$$

$$X_a(V_{noc}) = C_{x_0} \frac{\rho V_{noc}^2}{2} S + \frac{A(m_{noc} g)^2}{\frac{\rho V_{noc}^2}{2} S}.$$

Тоді

$$L_{nлп} = \frac{E_{сл} - E_{noc}}{\Delta P_{cp}}. \quad (3.29)$$

Довжину пробігу знаходять інтегруванням рівнянь руху ЛА:

$$m_{noc} \frac{dv}{dt} = -X_a - f_{z\theta} (m_{noc} g - Y_a), \quad \frac{dl}{dt} = v,$$

звідси

$$L_{np} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{noc}^2} \frac{dv^2}{\left[\frac{X_a + f_{z\theta} (m_{noc} g - Y_a)}{m_{noc}} \right]} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{noc}^2} F_z dV^2, \quad (3.30)$$

де $F_z = \frac{m_{noc}}{X_a + f_{z\theta} (m_{noc} g - Y_a)}$; $f_{z\theta}$ - зведений коефіцієнт тертя ($f_{z\theta} = 0, 2 \dots 0, 3$).

Інтеграл (3.30) обчислюють графоаналітичним методом, значення F_z визначають для декількох значень V_i у діапазоні $0 \dots V_{noc}$, аеродинамічні сили знаходять для стоянкового кута атаки.

У першому наближенні

$$L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{2 J_{cp}}, \quad (3.31)$$

$$\text{де } j_{\text{ср}} = \frac{X_{\text{аср}} + f_{\text{за}} (m_{\text{пос}} g - Y_{\text{аср}})}{m_{\text{пос}}} = \frac{X_{\text{аср}} + F_{\text{ср}} - f_{\text{за}} \cdot Y_{\text{аср}}}{m_{\text{пос}}};$$

$$X_{\text{аср}} = \frac{m_{\text{пос}} g}{3 K_{\text{см}}}; \quad K_{\text{см}} - \text{аеродинамічна якість для } \alpha_{\text{см}};$$

$$F_{\text{ср}} \approx \frac{2}{3} f_{\text{за}} m_{\text{пос}} g; \quad Y_{\text{аср}} \approx \frac{1}{3} m_{\text{пос}} g.$$

Посадочна дистанція

$$L_{\text{пос}} = L_{\text{пад}} + L_{\text{пр}} \quad (3.32)$$

Потрібна посадочна дистанція за НЛП

$$L_{\text{пос.н}} = 1,67 L_{\text{пос}} \quad (3.33)$$

3.7. Перерваний та продовжений зліт

Під час зльоту ЛА з кількома двигунами можливий відказ частини з них. Сучасні тягозоброєності дозволяють у випадку відказу до п'ятидесяти відсотків двигунів продовжити або перервати зліт, якщо вистачить довжини злітної смуги. У першому випадку зліт навівається продовженням, у другому - перерваним.

Критерієм для вирішення питання, чи можливо продовжити політ, чи його необхідно перервати, служать критична швидкість прийняття рішення $V_{\text{крит}}$. Це така швидкість, при якій у випадку відказу п'ятидесяти відсотків двигунів можливе як безпечне продовження зльоту, так і його припинення у межах ЗП.

Для визначення $V_{\text{крит}}$ задать декілька значень швидкості відказу $V_{\text{відк}}$ у діапазоні $(0 \dots V_{\text{відк}}^*)$. Для кожної із заданих $V_{\text{відк}}$ розраховують дистанцію розбігу ($L_{\text{розб.прод}}$) і пробігу ($L_{\text{проб.перерв}}$) за формулами (3.14), (3.30). При цьому необхідно зменшити тягу на 50%, змінити межу інтегрування "0" на $V_{\text{відк}}^2$ для продовженого зльоту та врахувати дистанцію, яку пройде ЛА вздовж ЗП до моменту відказу [розраховують за формулою (3.14) з межами інтегрування "0" та $V_{\text{відк}}^2$].

При обчисленні $L_{\text{перерв.проб}}$ необхідно вважати, що льотчику для прийняття рішення треба приблизно три секунди. Тому розраховують шлях, пройдений ЛА за три секунди з прискоренням, яке відповідає тязі $P = 0,5 P_{\text{зд}}$. За цей час швидкість ЛА збільшиться до $V_{\text{відк}}^+$

$+ 3j = V'_{\text{відк}}$. Подальше інтегрування за формулою (3.30) виконують з межами інтегрування $0 \dots (V'_{\text{відк}})^2$.

Будуть залежності L розб. проб $= f(V_{\text{відк}})$, L перерв. проб $= f(V_{\text{відк}})$. Точка їх перетину визначає $V_{\text{крит}}$ і так звану збалансовану довжину ЗПС - $L_{\text{зб}}$ (рис. 3.4).

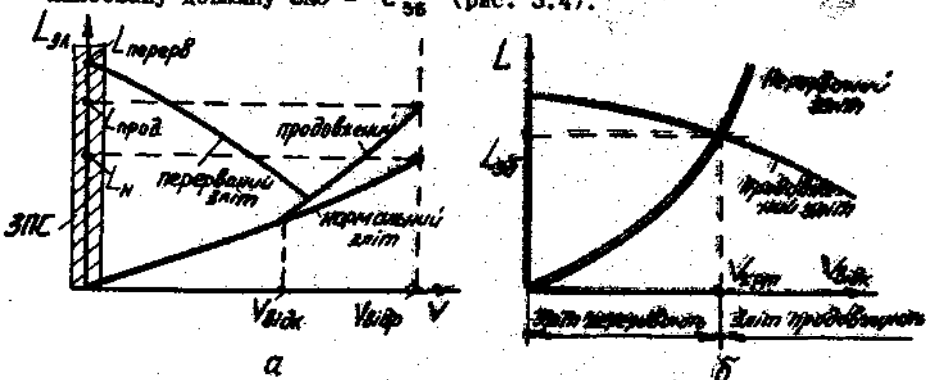


Рис. 3.4. Характеристики перерваного та продовженого зльоту

3.8. Дальність і тривалість польоту ЛА з ТРД

Для визначення дальності L та тривалості польоту T необхідно як вихідні дані мати висотно-швидкісні $\rho = f(H, M)$,

$C_e = f(H, M)$ та дросельні $\bar{C}_e = f(\bar{R})$ характеристики двигуна, а також аеродинамічні характеристики, наприклад, у вигляді $C_{x_p} = f(M)$ і $A = f(M)$. Треба також знати початкову $m_{\text{поч}}$ і кінцеву $m_{\text{кін}}$ маси ЛА при польоті на дальність.

Якщо режим польоту заданий (H, M) , то годинна витрата палива (у кілограмах на годину)

$$q_{\text{год}} = P \cdot C_{e0} \quad (3.34)$$

кілометрова витрата палива

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{год}}}{3.6V}$$

тут тяга P дорівнює потрібній тязі для горизонтального прямолінійного усталеного польоту на заданому режимі $P = P_{\text{пр}} =$

$= C_{x_0} q S + \frac{AG^2}{qS}$. Якщо на цьому режимі наявна тяга $P_{\text{дв}}$, то

міра дросельвання $\bar{R} = \frac{P_{\text{пр}}}{P_M}$. Визначивши за дросельною характеристикою для знайденого значення величину відносної питомої годинної витрати палива \bar{C}_e , розрахують питому годинну витрату для дросельованого двигуна:

$$C_{e\text{др}} = C_e \bar{C}_e.$$

Дальність польоту ЛА складатиметься зі шляху, пройденого ЛА в проекції на земну поверхню на ділянках набору висота $L_{\text{наб}}$, маршової ділянки L_M та ділянки при зниженні $L_{\text{зн}}$:

$$L = L_{\text{наб}} + L_M + L_{\text{зн}}. \quad (3.35)$$

Дальність у кілометрах і тривалість польоту в годинах на маршовій ділянці знаходять відповідно за формулами

$$L_M = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{dm}{q_{\text{км}}} = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{3,6 \text{VK}}{g C_{e\text{др}}} \frac{dm}{m} = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{3,6 \text{MaK}}{g C_{e\text{др}} m} dm = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} F_1 dm, \quad (3.36)$$

$$T_M = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{dm}{q_{\text{год}}} = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{K}{g C_{e\text{др}}} \frac{dm}{m} = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} F_2 dm, \quad (3.37)$$

де K - аеродинамічна якість, потрібна для горизонтального прямолінійного усталеного руху ЛА зі змінним значенням маси із заданими N і M ; $F_1 = \frac{3,6 \text{MaK}}{g C_{e\text{др}} m}$; $F_2 = \frac{K}{g C_{e\text{др}} m}$; m - миттєве значення маси; $a = a_m$ - швидкість звуку на висоті польоту.

Щоб розрахувати дальність і тривалість польоту, використовувачи залежності (3.36) і (3.37), потрібно знати програму польоту. З великої кількості можливих програм розглянемо два випадки польоту:

- 1) на постійній висоті з постійною швидкістю (або числом M),
- 2) за оптимальною програмою (наприклад на максимальну дальність).

3.8.1. Політ ЛА на $H = \text{Const}$ з $M = \text{Const}$

Розрахунки ведуть у такій послідовності:

- для заданого режиму (M, H) за вихідними даними знаходять $C_{x0}, A, P_m, C_e, \alpha_m, P_m$;
- задають кілька значень маси ЛА m_i у діапазоні $m_{\text{мін}} \dots$
- ... $m_{\text{пач}}$;
- для кожного значення маси m_i визначають підінтегральні функції F_1 і F_2 за схемою:

$$m_i \rightarrow C_{yagr} = \frac{m_i g}{0,7 P_m M^2 S} \rightarrow C_{xagr} = C_{x0} + A C_{yagr}^2 \rightarrow K_i = \frac{C_{yagr}}{C_{xagr}}$$

$$\rightarrow D_{ni} = \frac{m_i g}{K_i} \rightarrow \bar{R}_i = \frac{P_{ni}}{P_m} \rightarrow \bar{C}_e = f(\bar{R}_i) \rightarrow C_{eapri} = C_e \cdot \bar{C}_e \rightarrow$$

$$\rightarrow F_1 = \frac{3,6 M \alpha_m K_i}{9 C_{eapri} \cdot m_i} \rightarrow F_2 = \frac{K_i}{9 C_{eapri} \cdot m_i};$$

- будуть залежності $F_1 = f(m), F_2 = f(m)$;
- знаходять площі, обмежені цими залежностями та віссю абсцис; ці площі відповідно дорівнюють шуканим L_m і T_m .

3.8.2. Політ ЛА за оптимальною програмою

Для визначення оптимальних режимів і відповідних до них

T_{max} і L_{max} необхідно:

1. Задати декілька значень чисел M у можливому діапазоні чисел M польоту.
2. Для кожного фіксованого значення M_i задати кілька значень міри проселювання $\bar{R} = 1; 0,8; 0,6; 0,4; 0,2$.
3. Для кожного з прийнятих \bar{R} розрахувати:

$$- \text{коefficient } C_{x0} = \frac{P_{mi} \bar{R}}{0,7 P_m M^2 S} \quad (P_{mi} - \text{наявна тяга на режимі } M_i, H = H_m - \text{береться за вихідними даними двигуна, } P_m - \text{атмосферний тиск на висоті } H_m);$$

- coefficient аеродинамічної підйомної сили, який відповідає знайденому значенню C_{x0} :

$$C_{ya} = \sqrt{\frac{C_{x0} - C_{x0}}{A}}$$

де C_{x0}, A беруть за вихідними даними;

- аеродинамічну якість

$$K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}};$$

- питому годинну витрату палива для задрозельованого двигуна ($C_e = C_e(M_i, II \text{ км})$, $\bar{C}_e = f(\bar{R})$, $C_{eдр} = C_e \bar{C}_e$ - за відповідними даними);

- функції $f_1 = \frac{3,6 M \alpha K}{g C_{eдр}}$, $f_2 = \frac{K}{g C_{eдр}}$.

4. Побудувати сім'ї залежностей $f_1 = f(\bar{R})_{M_i = \text{const}}$ і окремо $f_2 = f(\bar{R})_{M_i = \text{const}}$ і провести обвідні цих сімей кривих.

5. Користуючись обвідними сімей $f_1 = f(\bar{R})$ і $f_2 = f(\bar{R})$, знайти $f_{1\text{max}}$ і $f_{2\text{max}}$ та відповідні до них $(M_{\text{opt}}, \bar{R}_{\text{opt}})_1$, $(M_{\text{opt}}, \bar{R}_{\text{opt}})_2$.

6. Розрахувати максимальні значення дальності та тривалості польоту за формулами:

$$L_{\text{max}} = \left(\frac{3,6 M \alpha K}{g C_{eдр}} \right)_{\text{max}} \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кін}}}; \quad (3.38)$$

$$T_{\text{max}} = \left(\frac{K}{g C_{eдр}} \right)_{\text{max}} \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кін}}}, \quad (3.39)$$

де $\left(\frac{3,6 M \alpha K}{g C_{eдр}} \right)_{\text{max}} = f_{1\text{max}}$, $\left(\frac{K}{g C_{eдр}} \right)_{\text{max}} = f_{2\text{max}}$.

7. Для визначення профілю польоту ЛА на максимальну дальність або максимальну тривалість треба:

- задати кілька значень маси ЛА $m_{\text{кін}} \dots m_{\text{поч}}$;
- для кожної маси знайти атмосферний тиск на висоті польоту за виразом

$$P_n = \frac{m g P_{II}}{K P_{\text{min}} \bar{R}}, \quad (3.40)$$

де P_{II} - атмосферний тиск на висоті II км; K , P_{min} , \bar{R} - аеродинамічна якість, наявна тяга та міра дросельовання, що відповідають першому або другому оптимальному режиму польоту;

- користувачись АС-81, визначити за виразом (3.40) висоту H_i , яка відповідає знайденому атмосферному тиску;
- побудувати залежність $H = f(m)$.

3.9. Дальність і тривалість польоту ЛА з ГМУ

Для ЛА з ГМУ годинникта кілометровоу витрати палива визначити іа співвідношеня

$$q_{\text{год}} = \frac{mg V_{\text{свдр}}}{K \eta} = N_e C_e, \quad (3.41)$$

$$q_{\text{км}} = \frac{mg C_{\text{сдр}}}{3,6 K \eta} = \frac{q_{\text{год}}}{3,6V}, \quad (3.42)$$

де η - ККД гвнта; C_e - питома годинна витрата палива, $\frac{\text{кг (палива)}}{\text{кВт} \cdot \text{год}}$ (на валу); N_e - потужність на валу двигуна.

На маршовій ділянці польоту дальність і тривалість, згідно з виразами (3.41), (3.42), будуть, відповідно,

$$L = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{3,6 K \eta}{C_{\text{сдр}} g m} dm, \quad (3.43)$$

$$T = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{K \eta}{V C_{\text{сдр}} g m} dm. \quad (3.44)$$

У наведених формулах дальність одержують у кілометрах, тривалість - у годинах, але для цього величину C_e треба задати в $\frac{\text{кг}}{\text{Вт} \cdot \text{год}}$, тобто розділити $\frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{год}}$ на 1000.

Розглянемо задачу. Задано висоту польоту H та швидкість V (або число M). Визначити дальність L , тривалість польоту T і режим роботи двигуна ρ_c^* . Вихідні дані див. у підрозд. Д.15.4.

Задамо кілька значень маси m_i ЛА в діапазоні $m_{\text{кін}} \dots \dots m_{\text{поч}}$ і визначимо потрібні для горизонтального прямолінійного усталеного руху значення $C_{\text{сдр}} = \frac{m_i g}{\rho_c V^2 S}$, за полярю -

відповідні $C_{yag} - C_{xa}$ та аеродинамічну якість $K = C_{yag}/C_{xa}$.
За умовою рівності потрібної та наявної потужностей

$$\beta = C_{xa} \frac{S}{2iD^2} \frac{1}{\eta} \lambda^3 = \text{const} \cdot \lambda^3.$$

Використовуючи цю залежність, задамо кілька значень ККД гвинта η і для кожного η побудуємо на гвинтовій діаграмі криву $\beta = f(\lambda)$. У точках перетину цих кривих із $\eta = \text{const}$ таких самих ККД знайдемо величини β , λ , що відповідають кожному η . визначимо $\rho_c = \frac{V}{\lambda D}$ та умовну потужність на валу двигуна $N_e = \frac{GV}{K} \frac{1}{\eta}$. Для кожної пари ρ_c і N_e при заданих H і V обчислимо з характеристик двигуна питому годинну витрату палива C_e і величину $\frac{K\eta}{C_e}$. Побудуємо залежність $\frac{K\eta}{C_e} = f(\rho_c)$, користуючись якою знайдемо $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$ і ρ_c^* , що відповідає $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$. Визначивши величину $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$ для кожного значення маси m_i , дальність і тривалість польоту знаходимо графічним інтегруванням:

$$L = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{3,6}{g m} \left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max} dm = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} f_1 dm, \quad (3.45)$$

$$T = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{1}{g m v} \left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max} dm = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} f_2 dm, \quad (3.46)$$

де $\rho_c^* = f(m)$ дає режим роботи двигуна у функції маси ЛА. Послідовність розрахунків наведено в табл. 3.1.

Якщо не потрібна велика точність, для наближених розрахунків можна вважати, що $K \approx K_{\max}$, $C_e \approx C_{e\min}$, $\eta = 0,8$. У цьому випадку маємо:

$$L = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{3,6 K \eta}{g m C_e} dm = 0,294 \frac{K_{\max}}{C_{e\min}} \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кін}}}; \quad (3.47)$$

$$T = \int_{m_{\text{кін}}}^{m_{\text{поч}}} \frac{1}{g m v} \frac{K \eta}{C_e} dm = 0,0815 \frac{K_{\max}}{v C_{e\min}} \ln \frac{m_{\text{поч}}}{m_{\text{кін}}}. \quad (3.48)$$

Т а б л и ц я 3.1

Визначення дальності та тривалості польоту ЛА з ІМУ

m	m_{\min}	...	m_{\max}	Примітки
C_{yag}				$C_{yag} = 2mg / (\rho_n V^2 S)$
C_{xa}				З подяри для заданого M залежно від C_{yag}
K				$K = C_{yag} / C_{xa}$
$\frac{\eta\beta}{\lambda^3}$				$\frac{\eta\beta}{\lambda^3} = \text{const} = C_{xa} \frac{S}{2iD^2}$ i - число двигунів
η λ β				З гвинтової характеристики для $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$
n_c				$n_c = V / (D\lambda)$
N_e				$\beta\rho n_c^3 D^5 = N_e$
C_e				З характеристики двигуна для заданих n, V, n_c, N_e
f_1				$f_1 = \frac{3,6}{9m} \left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$
f_2				$f_2 = \frac{1}{9mV} \left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\max}$

3.10. Визначення характеристик набору заданої висоти польоту на дальність

При проведенні розрахунків характеристик набору висоти зручно користуватися рівняннями руху ЛА в енергетичній формі (Д.6). Тоді дальність польоту $L_{\text{ноб}}$, витрати палива $m_{\text{т.ноб}}$ і тривалість $t_{\text{ноб}}$ на ділянці набору висоти можна визначити співвідношеннями:

$$L_{\text{ноб}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{dH_e}{n_{xa}};$$

$$m_{\text{т.ноб}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{D \cdot C_e}{3600 V n_{xa}} dH_e; \quad (3.49)$$

$$t_{\text{ноб}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{dH_e}{n_{\text{ноб}} V}$$

де $H_{e1} = \frac{V_{\text{мін доп}}^2}{2g}$; $H_{e2} = H_n + \frac{V_n^2}{2g}$; $V_{\text{мін доп}} = \sqrt{\frac{2m_{\text{зл}} g}{\rho_c S C_{ya \text{ доп}}}}$
 - мінімально допустима швидкість прямолінійного горизонтального
 усталеного польоту; H_n , V_n - висота та швидкість на початку
 маршової ділянки польоту на дальність. Висоту початку набору ви-
 соти умовно вважаємо рівною нулю.

П р я м і т к а. Згідно з НЛП АП-25 зліт, тобто повна
 злітна дистанція включає власне зліт (набір 10,7 м) плюс почат-
 ковий набір висоти 450 м. При досягненні $H = 450$ м ЛА приймає
 польотну конфігурацію. Забирання шасі починається на висоті
 3-5 м, а механізації крила - 120 м. На висоті 450 м швидкість
 ЛА $V > 1,25 V_{\text{зб}}$, де $V_{\text{зб}} \approx V_{\text{мін теор}}$ у польотній конфігурації.

Щоб розрахувати $L_{\text{ноб}}$, $m_{\text{т ноб}}$, $t_{\text{ноб}}$, необхідно задати
 закон зміни швидкості за висотою до моменту початку маршової
 ділянки. Таким законом може бути оптимальна програма набору висот
 (див. п. 2.10.1, 2.10.2), доповнена на кінцевій ділянці, якщо
 кінцева точка не належить оптимальній програмі, наприклад, набором
 висоти з постійною швидкістю.

Обчислення за формулами (3.49) зручно вести в табл. 3.2.

Кут нахилу траєкторії на ділянці набору висоти можна визна-
 чити із співвідношення

$$\sin \theta = \frac{P_n - X_a}{g m_{\text{ноб}}}$$

Т а б л и ц я 3.2

Визначення характеристик набору висоти

H	$H_1 = 0$... H_n	Задать у діапазоні $0 \dots H_n$
V	$V_{\text{ноб}}$	V_n	Згідно з прийнятим законом $V(H)$ набору висоти
H_e			$H_e = H + \frac{V^2}{2g}$
ρ_n			За стандартною атмосферою для H ; АС-81
P_n			Тиск на висоті H (АС-81)
M			$M = V / a_n$

Закінчення табл. 3.2

H	$H_1 = 0$...	H_N	Задать у діапазоні 0...
C_{x_0}, A				$f(M)$ - вихідні дані
X_0				$X_0 = C_{x_0} \cdot 0,7 \rho_M M^2 S$
m_M				$m_M = m_{3A} \left(1 - \frac{m_{TMB}}{m_{3A}} \frac{H}{H_M} \right)$ $m_{TMB} = (0,08 \dots 0,09) m_{3A}$
X_i				$X_i = A (m_M g)^2 / (0,7 \rho_M M^2 S)$
X_a				$X_a = X_0 + X_i$
P_M				$P_M = f(M, H)$ - наявна тяга (див. вихідні дані)
$\rho_{xa} \cdot V$				$\rho_{xa} V = \frac{P_M - X_a}{m_M g} V$
$\frac{1}{\rho_{xa} V}$				
ΔH_e				
$\left(\frac{1}{\rho_{xa} V} \right)_{cp}$				
$\Delta t_{наб}$				$\Delta t_{наб} = \left(\frac{1}{\rho_{xa} V} \right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$\Delta L_{наб}$				$\Delta L_{наб} = \left(\frac{1}{\rho_{xa} V} \right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$L_{наб}$				$\sum_{H_1}^H \Delta L_{наб}$
$t_{наб}$				$\sum_{H_1}^H \Delta t_{наб}$
C_e				$C_e = f(H, V)$ - за характеристиками двигуна
$P_M \cdot C_e$				
$\Delta m_{T,наб}$				$\Delta m_{T,наб} = \left(\frac{P_M \cdot C_e}{\rho_{xa} V 3600} \right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$m_{T,наб}$				$\sum_{H_1}^H \Delta m_{T,наб}$

П р и м і т к а. Якщо на ЛА встановлено двигун з гвинтом, то в залежностях (3.49) і в табл. 3.2 замість $P \cdot C_e$ треба взяти $N_e \cdot C_e$.

3.11. Визначення дистанції передпосадочного зниження ЛА

Скористаємося рівняннями руху ЛА в енергетичній формі. Тоді дистанція зниження

$$L_{\text{зн}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{\cos \theta_{\text{зн}} dH_e}{\rho_{\text{ха}}},$$

де $H_{e1} = H_3 + \frac{V_3^2}{2g}$, $H_{e2} = H_k + \frac{V_k^2}{2g}$; H_3 , V_3 - висота та швидкість ЛА на початку заходження на посадку (згідно з НЛП АП-25 $H_3 = 450$ м, $V_3 \geq 1,25 V_{\text{мін геор}} = 1,25 V_{\text{зв}}$, $V_{\text{зв}}$ - швидкість звалювання ЛА в польотній конфігурації); H_k , V_k - висота та швидкість ЛА в кінці маршової ділянки польоту на дальність.

Через те, що $\cos \theta_{\text{зн}} \approx \frac{Y_a}{mg}$,

$$L_{\text{зн}} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{K_{\text{зн}} \cdot dH_e}{1 - \left(\frac{P}{X_a}\right)} \approx \frac{(K_{\text{зн}})_{\text{ср}}}{1 - \left(\frac{P}{X_a}\right)_{\text{ср}}} (H_{e2} - H_{e1}), \quad (3.50)$$

де $(K_{\text{зн}})_{\text{ср}} = 0,5 (K_{\text{зн.к}} - K_{\text{зн.з}})$ - середнє значення аеродина-

мічної якості ЛА на ділянці зниження; $C_{y_{\text{зн.к}}} = \frac{m_{\text{кін}} g}{0,7 \rho_{\text{кін}} M_{\text{кін}}^2 S}$;

$$C_{x_{\text{ак}}} = C_{x_0} + A C_{y_{\text{ак.к}}}^2; \quad K_{\text{зн.з}} = \frac{C_{y_{\text{ак.з}}}}{C_{x_{\text{ак.з}}}}; \quad C_{y_{\text{ак.з}}} = \frac{m_{\text{кін}} g}{0,7 \rho_{\text{інз}} M_{\text{з}}^2 S};$$

$$C_{x_{\text{ак.з}}} = C_{x_0} + A C_{y_{\text{ак.з}}}^2; \quad P_{\text{ср}} = \frac{P(H_k, V_k) + P(H_3, V_3)}{2};$$

$$X_{a \text{ср}} = \frac{C_{x_{\text{ак}}} \cdot 0,7 \rho_{\text{кін}} M_{\text{кін}}^2 S + C_{x_{\text{ак.з}}} \cdot 0,7 \rho_{\text{інз}} M_{\text{з}}^2 S}{2}.$$

Повна дальність польоту ЛА визначається сумою

$$L_{\text{п}} = L + L_{\text{наб}} + L_{\text{зн}}, \quad (3.51)$$

де вхідні величини відповідно розраховуються згідно із залежностями (3.38), (3.43), (3.49) і (3.50).

4. РОЗРАХУНОК МОМЕНТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК, СТАТИЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА

4.1. Вихідні дані для перевірного розрахунку

Будемо вважати, що в результаті проведеного раніше аеродинамічного розрахунку ЛА відомі:

- $\bar{X}_{\text{РАА}}$ - положення фокуса ЛА відносно носка САХ крила у частках САХ як функція числа M польоту;

- $K_{\text{ГР}}$ = $f(M)$ - коефіцієнт гальмування потоку в області ГР;

- $C_{\text{УаГР}}^{\alpha}$ = $Q_{\text{ГР}} = f(M)$ - похідна коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили відносно кута атаки з урахуванням інтерференції з фюзеляжем ($S_{\text{ГР}}$ - характерна площа ГР); якщо похідна ізольованого ГР відома $C_{\text{УаІЗ.ГР}}^{\alpha}$, то орієнтовно врахувати інтерференцію можна зведенням коефіцієнта $K_{\text{Б}}$ за формулою

$$C_{\text{УаГР}}^{\alpha} = C_{\text{УаІЗ.ГР}}^{\alpha} \cdot K_{\text{Б}}, \quad \text{де } K_{\text{Б}} = \frac{1}{5} [(2 + \sigma)^2 + 1], \quad \sigma = \frac{D_{\Phi}}{L_{\text{ГР}}},$$

D_{Φ} - середній діаметр фюзеляжу в області ГР, $L_{\text{ГР}}$ - розмах ГР разом із фюзеляжем, або за виразом $C_{\text{УаГР}}^{\alpha} = C_{\text{УаІЗ.ГР}}^{\alpha} \cdot K_{\text{К}}$

де $K_{\text{К}} = \left[1 + \frac{D_{\Phi}}{L_{\text{ГР}}} \left(1,2 - \frac{0,2}{\eta_{\text{к}}} \right) \right]^2$, $\eta_{\text{к}} = \frac{b_{\text{к}}}{b_{\text{к}}}$ - збукення консолей

ГР; якщо ГР розміщене на вертикальному оперенні, то $K_{\text{К}} = 0$;

- $\bar{X}_{\text{Т}}$ - положення центра мас ЛА відносно носка САХ у частках САХ (якщо $\bar{X}_{\text{Т}}$ не задане, то орієнтовно його значення приймають за умовою забезпечення мінімального запасу поздовжньої статичної стійкості ЛА по перевантаженню на дозвукових режимах $\sigma_n =$

$-\bar{X}_{\text{РАА}} + \bar{X}_{\text{Т}}$, який порівнює $-(0,02 \dots 0,04)$ для маневрених ЛА, $-(0,08 \dots 0,12)$ для маломаневрених ЛА, тобто $\bar{X}_{\text{Т}} = \bar{X}_{\text{РАА}} - |\sigma_n|$);

- $m_{\text{РАА}}$ = $f(M)$ - коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі;

- $\varepsilon_{\text{к+Ф}}^{\alpha}$ - похідна кута скосу потоку за системою крило + фюзеляж відносно кута атаки;

- $\varphi_{\text{ст}}$ - кут установлення стабілізатора;

- $\alpha_0 = f(M)$, $\varepsilon_0 = f(M)$ - кути атаки та скосу потоку при нульовій підйомній силі.

Крім цього, відомі геометричні характеристики:

- $S_{го}$ - площа ГО (звичайно $\frac{S_{го}}{S} \approx 0,15 \dots 0,3$);
- $L_{го}$ - плече ГО (відстань від центра мас ЛА до чверті $b_{аго}$ для дозвукових ЛА або до половини $b_{аго}$ для надзвукових ЛА);
- S, b_A - площа та середня аеродинамічна хорда крила з підозвездяжною частиною;
- S_b - площа руля висоти (можна прийняти $\frac{S_b}{S_{го}} \approx 0,15 \dots 0,35$);
- $S'_{го}$ - площа ГО, що обслуговується рулем висоти разом із площею руля.

Ці вихідні дані потрібно навести у розрахунково-пояснювальній записці.

Для визначення моментних характеристик, статичної стійкості та керованості ЛА розраховують:

- відносний статичний момент площі ГО:

$$A_{го} = \frac{S_{го} \cdot L_{го}}{S b_A}; \quad (4.1)$$

- похідну $\frac{\partial m_x}{\partial \varphi_{го}} = m_{xго}^\varphi = f(M)$:

$$m_{xго}^\varphi = -k_{го} A_{го} a_{го}; \quad (4.2)$$

- похідну $\frac{\partial m_x}{\partial \delta_b} = m_x^{\delta_b} = f(M)$:

$$m_x^{\delta_b} = m_{xго}^\varphi \cdot n_b = -k_{го} A_{го} a_{го} n_b; \quad (4.3)$$

де n_b - коефіцієнт ефективності руля висоти.

Наближено n_b можна визначити так:

для $M < 1$

$$n_b \approx \sqrt{\frac{S_b}{S'_{го}}},$$

для $M > 1$

$$n_b \approx \frac{S_b}{S'_{го}}.$$

4.2. Моментна діаграма рівноважних режимів польоту

Ця діаграма являє собою залежність коефіцієнта моменту від коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили для горизонтального прямодінійного усталеного руху при нульовому значенні кута відхилення руля висоти, тобто

$$m_{zAA} = f(C_{yag})_{\substack{n_{ya}=1 \\ \delta_b=0 \\ H=\text{const}}}$$

Щоб побудувати таку діаграму при відомій масі ЛА та фіксованій висоті польоту H , задають кілька значень чисел M польоту (або швидкості) у діапазоні $M_{\min \text{ доп.}} \dots M_{\max}$. Для кожного числа M_i визначають:

- коефіцієнт підйомної сили, необхідний для забезпечення горизонтального польоту на заданому режимі:

$$C_{yag_i} = \frac{mg}{0,7\rho_n M_i^2 S};$$

- коефіцієнт лобового опору:

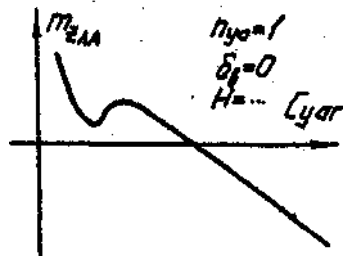
$$C_{xoi} = C_{x0}(M_i) + A(M_i)C_{yag_i}^2;$$

- коефіцієнт моменту від тяги двигуна, спричинений незбігом лінії дії з центром мас:

$$m_{zP} = - \frac{C_{xag_i} \cdot y_P}{b_A},$$

де y_P - плече тяги P двигуна відносно центра мас, b_A - САХ крила (знак мінус, якщо момент пікіруючий);

- коефіцієнт поздовжнього моменту



$$m_{zAA} = m_{z0AA}(M_i) + [\bar{x}_T - \bar{x}_{FAA}(M_i)] \cdot C_{yag_i} + m_{zP}(M_i). \quad (4.4)$$

Потім будуть залежність

$$m_{zAA} = f(C_{yag}) \quad (\text{рис. 4.1}).$$

Рис. 4.1. Моментна діаграма рівноважних режимів польоту

Якщо задано кілька значень центрівок ЛА, такі розрахунки потрібно виконати для кожної центрівки.

4.3. Балансувальна діаграма відхилення рулів висоти

Балансувальна діаграма - це залежність балансувального відхилення рулів висоти $\delta_{\text{БЛА}}$ (для якого $m_{\text{ЗЛА}} = 0$) від кінематичних параметрів руху V , M , q або від параметрів $C_{\text{хар}}$, α .

Розглянемо послідовність розрахунків балансувальної діаграми вигляду

$$\delta_{\text{БЛА}} = f(M).$$

Діаграму будують для фіксованих значень маси ЛА, висоти польоту, центрівки.

За умовою

$$m_{\text{ЗЛА}} = m_{\text{ЗЛАА}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАА}}) C_{\text{хар}} + m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{го}}} \varphi_{\text{го}} + m_{\text{З}}^{\delta_b} \delta_b + m_{\text{ЗР}} = 0$$

одержимо

$$\delta_{\text{БЛА}} = - \frac{m_{\text{ЗЛАА}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАА}}) C_{\text{хар}} + m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{го}}} \varphi_{\text{го}} + m_{\text{ЗР}}}{m_{\text{З}}^{\delta_b}}, \quad (4.5)$$

де $C_{\text{хар}} = \frac{mq}{0,7\rho_H M^2 S}$. Якщо $\varphi_{\text{го}}$ не задане, його беруть рівним нулю.

Послідовність розрахунків така:

- задають кілька значень чисел M_i у діапазоні $M_{\text{min}} \text{ до } \dots$
- ... M_{max} ;
- для кожного M_i за вихідними даними та результатами розрахунків похідних $m_{\text{З}}^{\delta_b}$, $m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{го}}}$ знаходять $m_{\text{ЗЛАА}}(M_i)$, $\bar{x}_{\text{ФАА}} = f(M_i)$, $m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{го}}}(M_i)$, $m_{\text{З}}^{\delta_b}(M_i)$, $C_{\text{хар}}(M_i)$, $A(M_i)$;
- розраховують

$$C_{\text{хар}i} = \frac{mq}{0,7\rho_H M_i^2 S},$$

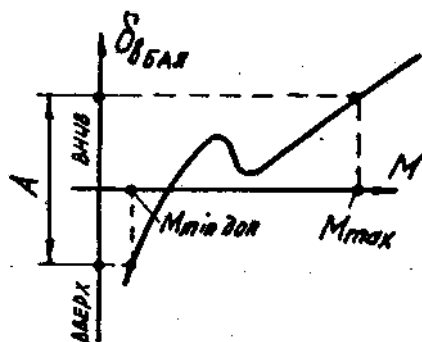
$$C_{\text{хар}i} = C_{\text{хар}}(M_i) + A(M_i) C_{\text{хар}i}^2,$$

$$m_{\text{ЗР}i} = - \frac{C_{\text{хар}i} \cdot Y_p}{b_A};$$

- знаходять

$$\delta_{\text{ББАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЭЛАЛ}}(M_i) + [\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}(M_i)]C_{\text{Уог}} + m_z^{\text{Ф}}(M_i)\varphi_{\text{ГО}} + m_{\text{ЭР}}}{m_z^{\text{Ф}}(M_i)};$$

- будуть залежність (рис. 4.2) $\delta_{\text{ББАЛ}} = f(M)$.



Якщо ЛА має суцільноповоротне ГО, то потрібне балансувальне відхилення ГО визначається за формулою

$$\varphi_{\text{ГОБАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЭЛАЛ}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}})C_{\text{Уог}} + m_{\text{ЭР}}}{m_z^{\text{Ф}}} \quad (4.6)$$

Рис. 4.2. Балансувальна діаграма відхилення руля висоти

4.4. Міра поздовжньої статичної стійкості ЛА по перевантаженню та швидкості

Для характеристики здатності ЛА зберігати перевантаження та швидкість польоту при їх змінах під дією зовнішніх випадкових збурень використовують числові показники - міру (ступінь, запас) поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню σ_n та по швидкості σ_v , - які визначаються із співвідношень

$$\sigma_n = m_{\text{ЭЛА}}^{C_{\text{Уог}}} + \frac{m_{\text{ЭЛА}}^{\bar{\omega}_z}}{\mu}, \quad (4.7)$$

$$\sigma_v = m_{\text{ЭЛА}}^{C_{\text{Уог}}} - m_z^M \frac{M}{2C_{\text{Уог}}} = \frac{dm_{\text{ЭЛА}}}{dC_{\text{Уог}}}, \quad (4.8)$$

де $m_{\text{ЭЛА}}^{C_{\text{Уог}}} = \bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}$; $m_{\text{ЭЛА}}^{\bar{\omega}_z} = -\sqrt{k_{\text{ГО}}} a_{\text{ГО}} B_{\text{ГО}} (I, I5 \dots I,55)$;

$$B_{\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}} \cdot L_{\text{ГО}}^2}{S_{\text{БЛ}}^2}; \quad \mu = \frac{2m}{\rho S_{\text{БЛ}}}; \quad m_z^M = \frac{dm_{\text{ЭЛА}}}{dM} = m_{\text{ЭЛА}}^M - (\bar{x}_{\text{ФАЛ}})^M \cdot C_{\text{Уог}} + (m_{\text{ЭЛА}}^{\delta_b})^M \cdot \delta_{\text{ББАЛ}}.$$

Умовою статичної стійкості по перевантаженню та швидкості є від'ємні знаки σ_n і σ_v , тобто $\sigma_n < 0$, $\sigma_v < 0$.

Складова $\frac{m_{\text{ГЛА}} \omega_a}{\mu}$ у виразі (4.7) враховує вплив на поздовжню

статичну стійкість ЛА його демпфруючих властивостей, які вваляються за наявності кутової швидкості обертання ЛА ω_z . Величина ця, як правило, невелика, і нею можна знехтувати.

Щоб оцінити статичну стійкість ЛА на різних режимах польоту, розраховують та будують функції $\sigma_n = f(M)$ і $\sigma_v = f(M)$.

Вихідними даними вважають залежності $\bar{x}_{\text{ГЛА}} = f(M)$,

$m_{\text{ГОЛА}} = f(M)$, $m_z^{\delta_b} = f(M)$, $\delta_{\text{БГАА}} = f(M)$. Здають

кілька значень чисел M_i польоту, для кожного M_i знаходять

$\sigma_n(M_i)$ та $\sigma_v(M_i)$ за виразами (4.7), (4.8). При цьому

$$m_{\text{ГОЛА}}^M = \frac{\partial m_{\text{ГОЛА}}}{\partial M}, (\bar{x}_{\text{ГЛА}})^M = \frac{\partial \bar{x}_{\text{ГЛА}}}{\partial M}, (m_z^{\delta_b})^M =$$

$= \frac{\partial}{\partial M}(m_z^{\delta_b})$ визначають як тангенс кута нахилу дотичних до кривих

відповідно $m_{\text{ГОЛА}} = f(M)$, $\bar{x}_{\text{ГЛА}} = f(M)$, $m_z^{\delta_b} = f(M)$

для $M = M_i$; $\delta_{\text{БГАА}}$ - балансувальне значення відхилення рулів

висоте для заданого режиму

(n , M_i), $C_{y\alpha} = C_{y\alpha r} =$

$= mg / (0,7 \rho_n M_i^2 S)$. Будуть

залежності $\sigma_n = f(M)$ та

$\sigma_v = f(M)$.

Примблизний вигляд цих залежностей для надзвукового ЛА подано на рис. 4.3. На ділянці АВ ЛА статично нестійкий по швидкості.

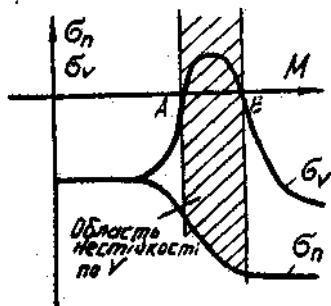


Рис. 4.3. Міра поздовжньої статичної стійкості ЛА по перевантаженню та швидкості

4.5. Балансувальні зусилля на штурвалі керування рулем висоти ЛА (або стабілізатором)

Зусилля, які льотчик прикладає до штурвала керування рулем висоти або суцільноповоротним стабілізатором (СПС), визначаються за виразом

$$P_b = -k_{\omega} \cdot M_{\omega}, \quad (4.9)$$

де k_{ω} - коефіцієнт передачі зусилля від штурвала керування до руля висоти, його величина змінюється у межах $k_{\omega} = 1,5 \dots 2$; M_{ω} - шарнірний момент руля висоти (або СПС).

Величину M_{ω} можна обчислити як

$$M_{\omega} = m_{\omega} S_b b_b k_{\gamma_0} q, \quad (4.10)$$

де m_{ω} - коефіцієнт шарнірного моменту руля висоти; S_b , b_b - площа та САХ руля висоти; k_{γ_0} - коефіцієнт гальмування потоку об'їля ГО, $q = 0,7 \rho_n M^2$.

Коефіцієнт шарнірного моменту

$$m_{\omega} = m_{\omega}^{\alpha_{\gamma_0}} \cdot \alpha_{\gamma_0} + m_{\omega}^{\delta_b} \cdot \delta_b, \quad (4.11)$$

де похідні $m_{\omega}^{\alpha_{\gamma_0}}$ і $m_{\omega}^{\delta_b}$ можна оцінити за формулами: при дозвукових швидкостях обтікання ГО

$$\begin{aligned} m_{\omega}^{\alpha_{\gamma_0}} &= -0,12 \frac{S_b}{S_{\gamma_0}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{\text{ок}}}{S_b} \right) C_{y_{\alpha \gamma_0}}, \\ m_{\omega}^{\delta_b} &= -0,14 \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{\text{ок}}}{S_b} \right)^{3,2} \right] C_{y_{\alpha \gamma_0}}, \end{aligned} \quad (4.12)$$

де $\frac{S_{\text{ок}}}{S_b} \approx 0,25 \dots 0,28$;

при $M > 1$

$$m_{\omega}^{\alpha_{\gamma_0}} = m_{\omega}^{\delta_b} = - \frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - 2 \frac{S_{\text{ок}}}{S_b} \right). \quad (4.13)$$

У наведених залежностях кути α_{γ_0} і δ_b потрібно брати у радіанах.

Необхідно пам'ятати, що кут атаки ГО

$$\alpha_{\gamma_0} = \alpha + \varphi_{\gamma_0} - \varepsilon, \quad (4.14)$$

де $\alpha = \frac{C_{y_{\alpha \gamma_0}}}{C_{y_{\alpha \text{ЛЛ}}}} + \alpha_0$, $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{\kappa+\varphi}^{\alpha} \cdot \alpha$, φ_{γ_0} - кут установ-

лення ГО, а кут відхилення руля висоти δ_b слід брати рівним балансувальному куту для режиму польоту, що розглядається.

Звичайно задають кілька чисел M для фіксованих висоти H і маси ЛА m і для кожного M_i розраховують зусилля на штурвалі керування.

Будують залежність $P_b = f(M)$. Розрахунки зручно вести користуючись табл. 4.1.

Т а б л и ц я 4.1

Розрахунок зусиль на штурвалі керування рулем висоти

M	$M_{\min \text{ доп}} \dots M_{\max}$	Примітки
$C_{y_{\text{АЛА}}}^{\alpha}$ $\varepsilon_{\kappa+\Phi}^{\alpha}$ α_0 ε_0		Вихідні дані за аеродинамічним розрахунком ЛА
$C_{y_{\text{ар}}}$		$C_{y_{\text{ар}}} = mg / (0,7 \rho_H M^2 S)$
α		$\alpha = (C_{y_{\text{ар}}} / C_{y_{\text{АЛА}}}^{\alpha}) + \alpha_0$
ε		$\varepsilon_0 + \varepsilon_{\kappa+\Phi}^{\alpha} \cdot \alpha = \varepsilon$
$\alpha_{\text{ГО}}$		$\alpha_{\text{ГО}} = \alpha + \varphi_{\text{ГО}} - \varepsilon$
$m_{\text{ш}}^{\alpha_{\text{ГО}}}$		За формулами (4.12) або (4.13)
$m_{\text{ш}}^{\delta_b}$		За формулами (4.12) або (4.13)
δ_b		$\delta_b = \delta_{b_{\text{БАЛ}}}$ (за балансувальною кривою або формулою (4.5))
$m_{\text{ш}}$		$m_{\text{ш}} = m_{\text{ш}}^{\alpha_{\text{ГО}}} \cdot \alpha_{\text{ГО}} + m_{\text{ш}}^{\delta_b} \cdot \delta_{b_{\text{БАЛ}}}$
$M_{\text{ш}}$		$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} S_b b_b k_{\text{ГО}} q$
P_b		$P_b = -k_{\text{ш}} M_{\text{ш}}$

Якщо ЛА має СПС, то зусилля на штурвалі керування можна в значити так: $P_b = -k_{\text{ш}} \cdot M_{\text{ш}}$.

де

$$M_{\text{ш}} = -C_{y_{\text{ар}}}^{\alpha} (\alpha - \varepsilon + \varphi_{\text{СТ}} + \varphi_{\text{БАЛ}}) S_{\text{ГО}} k_{\text{ГО}} q (\bar{X}_{\text{FGO}} - 0,25) b_{\text{АРО}}, \quad (4.15)$$

$\varphi_{\text{БАЛ}}$ - балансувальне відхилення стабілізатора; $\varphi_{\text{СТ}}$ - кут установлення стабілізатора (при нейтральному положенні штурвала керування); $b_{\text{ЛГО}}$ - САХ ЛГО; $\bar{X}_{\text{ЛГО}}$ - безрозмірна координата положення фокуса ЛГО відносно початку САХ ЛГО, в частках САХ ЛГО.

Розрахунки ведуть для кількох значень M у табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Розрахунок зусиль на штурвалі керування СПС

$$m_{\text{ЛА}} = \dots$$

$$N = \dots$$

M	$M_{\text{min доп}} \dots M_{\text{max}}$	Примітки
$C_{y_{\text{ЛА}}}^{\alpha}$ $C_{y_{\text{ЛГО}}}^{\alpha}$ α_0 ε_0 $\varepsilon_{\text{к+ф}}$		Вихідні дані
q		$q = 0,7 \rho_{\text{н}} M^2$
$C_{y_{\text{ЛГ}}}$		$C_{y_{\text{ЛГ}}} = m_{\text{ЛА}} g / (0,7 \rho_{\text{н}} M^2 S)$
α		$\alpha = (C_{y_{\text{ЛГ}}} / C_{y_{\text{ЛА}}}^{\alpha}) + \alpha_0$
ε		$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{\text{к+ф}} \cdot \alpha$
$\varphi_{\text{БАЛ}}$		$\varphi_{\text{БАЛ}} = f(M)$ - балансувальна діаграма
$\bar{X}_{\text{ЛГО}}$		Вихідні дані
$M_{\text{Ш}}$		За формулою (4.15)
$P_{\text{б}}$		$P_{\text{б}} = -k_{\text{ш}} M_{\text{ш}}$

4.6. Розрахунок $m_{\text{ЗЛА}}$

Якщо коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі не задано, наближено його величину можна визначити як

$$m_{\text{ЗЛА}} = m_{\text{ЗОКР}} + m_{\text{ЗОФ}} + m_{\text{ЗОМГ}} + m_{\text{ЗОХА}} + m_{\text{ЗОГО}} \quad (4.16)$$

де $m_{\text{ЗОКР}}$ - складова коефіцієнта $m_{\text{ЗЛА}}$ від крила; $m_{\text{ЗОФ}}$ - те ж від фюзеляжу; $m_{\text{ЗОМГ}}$ - від мотогондол; $m_{\text{ЗОХА}}$ - від опору несиметричних частин ЛА (ВО, літтар, скідні баки тощо); $m_{\text{ЗОГО}}$ - від ЛГО.

Якщо крило має симетричний профіль і кульове скручення, то для нього $m_{z_{окр}} = 0$. Для крила з несиметричним профілем у нестислявому потоці

$$(m_{z_{окр}})_{мест} = - (0,007 \dots 0,0004 \bar{X}_f) \bar{f} \quad (4.17)$$

при $M < M_{кр}$

$$(m_{z_{окр}})_{ст} = \frac{(m_{z_{окр}})_{мест}}{\sqrt{1-M^2}}, \quad (4.18)$$

де \bar{f} , \bar{X}_f - відносна увігнутість профілю та її положення від носика профілю у частках хорди.

Складову від фюзеляжу $m_{z_{оф}}$ можна визначити, користуючись залежністю

$$m_{z_{оф}} = - \frac{C_{y_{оф}}^{\alpha} S_{оф}}{S \cdot b_A} (X_T - X_{F_{оф}}) \varphi_{кр}, \quad (4.19)$$

де $C_{y_{оф}}$ - похідна коефіцієнта підйомної сили фюзеляжу відносно кута атаки; $X_{F_{оф}}$ - відстань від носа фюзеляжу до його центра тяжкості; X_T - відстань від носа фюзеляжу до центра мас; $\varphi_{кр}$ - кут встановлення крила відносно поздовжньої осі фюзеляжу; $S_{оф}$ - максимальна площа поперечного перетину фюзеляжу.

$C_{y_{оф}}^{\alpha}$ і $X_{F_{оф}}$ беруть з аеродинамічного розрахунку ДА або обчислюють згідно з наведеною нижче методикою. Звичайно $\varphi_{кр} = \varphi$ (1...3)°.

З невеликою похибкою похідну $C_{y_{оф}}^{\alpha}$ можна знайти як суму похідних від носової та кормової частин фюзеляжу:

$$C_{y_{оф}}^{\alpha} \approx C_{y_{нос}}^{\alpha} + C_{y_{корм}}^{\alpha} \quad (4.20)$$

У загальному випадку на дозвукових швидкостях незалежно від числа M та форми носової частини добового регульованого повітрярозабірника маємо

$$C_{y_{нос}}^{\alpha} = 2(1 - \eta_{нос}^2) + 2\varphi(1 - \sqrt{\bar{s}_{цт}})(1 - \bar{s}_{цт})\eta_{нос}^2, \quad (4.21)$$

де $\bar{s}_{цт} = (d_{цт}/d_{нос})^2$; $d_{цт}$ - діаметр центрального тіла у площині входу у повітрярозабірник; φ - коефіцієнт витрати повітря (на розрахунковому режимі роботи повітрярозабірника $\varphi = 1$); $\eta_{нос}$ - звуження носової частини фюзеляжу (менше одиниці). На надзвукових швидкостях польоту величина $C_{y_{нос}}^{\alpha}$ залежить від форми

носової частини і параметра $\chi_n = \sqrt{M^2 - 1} / \lambda_{\text{нос}}$ ($\lambda_{\text{нос}}$ - положення носової частини). Якщо носова частина фюзеляжу конічна і не має повітрязабірника, то

$$C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} = 2(1 - 0,2\chi_n e^{-\chi_n}) \cos^2 \beta_0, \quad (4.22)$$

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

Для носової частини з криволінійною твірною (оживало, парабола) без повітрязабірника

$$C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} = 1,65 + 0,35(1 + 2\chi_n)^2 e^{-2\chi_n}. \quad (4.23)$$

Якщо носова частина має лобовий повітрязабірник, то

$$C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} \delta_b (1 - \eta_{\text{нос}}^2) + 2\varphi(1 - \sqrt{\xi_{\text{цт}}})(1 - \xi_{\text{цт}}) \frac{\eta_{\text{нос}}^2}{1 + 0,45\chi_n^2}, \quad (4.24)$$

де $C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} \delta_b$ - величина, що знаходиться за виразами (4.22) або (4.23).

Для кормової частини

$$C_{y_{\text{акорм}}}^{\alpha} = -2\xi_k (1 - \eta_{\text{корм}}^2) \quad \text{при } M < 1; \quad (4.25)$$

$$C_{y_{\text{акорм}}}^{\alpha} = -2\xi_k (1 - \eta_{\text{корм}}^2) / (1 + 0,4\chi_k^2 \eta_{\text{корм}}^2) \quad \text{при } M > 1, \quad (4.26)$$

де $\chi_k = \sqrt{M^2 - 1} / \lambda_{\text{корм}}$; $\xi_k \approx 0,2$.

Положення фокуса фюзеляжу

$$\chi_{\text{ф}} = \frac{l_{\text{ф}}}{C_{y_{\text{ф}}}^{\alpha}} (C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} \bar{\chi}_{\text{фнос}} + C_{y_{\text{акорм}}}^{\alpha} \bar{\chi}_{\text{фкорм}}). \quad (4.27)$$

Величини, що входять до цієї залежності, можна визначити із співвідношень:

для конічної частини з повітрязабірником

$$\bar{\chi}_{\text{фнос}} = \frac{1}{3}(2 - \eta_{\text{нос}} - \eta_{\text{нос}}^2) \lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\text{ф}}; \quad (4.28)$$

для форми з криволінійною твірною з повітрязабірником

$$\bar{\chi}_{\text{фнос}} = \left[1 - \frac{4}{15}(2 - \eta_{\text{нос}} + 0,75\eta_{\text{нос}}^2) \right] \lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\text{ф}}; \quad (4.29)$$

для затупленої носової частини без повітрязабірника

$$\bar{\chi}_{\text{фнос}} = \frac{1}{3} \lambda_{\text{нос}} / \lambda_{\text{ф}}. \quad (4.30)$$

За відсутності повітрязабірника в залежностях (4.26),

$$(4.29) \quad \eta_{\text{нос}} = 0.$$

Для кормової частини

$$\bar{X}_{\text{корм}} = 1 - 0,5 \lambda_{\text{корм}} / \lambda_{\Phi}. \quad (4.31)$$

Коефіцієнт $m_{\Sigma \text{омг}}$ (для мотогондол) визначається, як і $m_{\Sigma \text{оф}}$.

Коефіцієнт моменту тангажу окремих несиметричних елементів ЛА та зовнішніх підвісок, який зумовлено добовим опором цих елементів, знаходять за формулою

$$m_{\Sigma \text{ока}} = \sum \frac{(S C_{x0})_{\text{дем}}}{S_{bA}} Y_{\text{дем}}, \quad (4.32)$$

де $(S C_{x0} \cdot S)$ - добуток коефіцієнта добового опору окремих елементів ЛА (літцяря, ВО, складних баків та Іп.) на їх характерну площу (поперечний переріз); $Y_{\text{дем}}$ - відстань від лінії дії сили лобового опору елемента ЛА до осі ОЕ.

Складова коефіцієнта $m_{\Sigma \text{ого}}$ горизонтального оперення визначається за формулою

$$m_{\Sigma \text{ого}} = m_{\Sigma}^{\varphi_{\text{го}}} (\alpha_0 - \varepsilon_0 + \varphi_{\text{го}}), \quad (4.33)$$

де α_0 , ε_0 - кути атаки та скосу потоку при нульовій підйомній силі крила; $\varphi_{\text{го}}$ - кут установлення стабілізатора. Коли ГО розмірене на фюзеляжі, $\varepsilon_0 \approx (1 \dots 1,5)^\circ$, коли на ВО - $\varepsilon_0 \approx (0 \dots 0,5)^\circ$.

Якщо кут $\varphi_{\text{го}}$ не задано, його розраховують за умовою рівності поздовжнього моменту ЛА нулю, коли $\delta_b = 0$. У випадку керованого стабілізатора цей кут відповідає нейтральному положенню штурвала керування стабілізатором на режимі польоту, найхарактернішому для заданого ЛА, наприклад крейсерському ($N_{\text{крс}}$, $M_{\text{крс}}$).

Послідовність розрахунку $\varphi_{\text{см}}$:

1) визначають для вибраного режиму

$$C_{y_{\text{ар}}} = G / (0,7 \rho_{\text{н}} M^2 S);$$

2) за умовою $m_{\Sigma \text{АА}} = 0$ при $\delta_b = 0$ і $\varphi = 0$

$$\varphi_{\text{см}} = - \frac{1}{m_{\Sigma \text{го}}^{\alpha}} \left[m_{\Sigma \text{окр}} + m_{\Sigma \text{оф}} + m_{\Sigma \text{ока}} + m_{\Sigma \text{ого}} + m_{\Sigma \text{ор}} + C_{y_{\text{ар}}} (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ФЛА}}) \right] - \alpha_0 - \varepsilon_0. \quad (4.34)$$

Усі величини, що входять до залежності (4.34), потрібно розрахувати для вибраного режиму (наприклад, $M_{крс}$, $H_{крс}$). Після визначення окремих складових будуть сумарний графік $m_{ЗЛА} = f(M)$.

5. ДЕЯКІ ПИТАННЯ ПОЗДОВЖНЬОЇ ДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА

5.1. Дослідження власних динамічних характеристик ЛА у поздовжньому короткоперіодичному збуреному русі

Вважатимемо, що вихідний режим – горизонтальний прямолінійний усталений рух, рулі керування фіксовані. Намамо зрівноваженому ЛА деяких початкових збурень, а потім дамо можливість рухатись самостійно.

У цьому випадку рівняння короткоперіодичного етапу збуреного руху у варіаціях можна записати так:

$$\begin{cases} \Delta \ddot{\alpha} - a_{22} \Delta \alpha - \Delta \ddot{\psi} = 0; \\ -a_{32} \Delta \alpha - a_{35} \Delta \ddot{\psi} + \Delta \ddot{\psi} = 0, \end{cases} \quad (5.1)$$

$$\text{де } a_{22} = -\frac{P \cos \alpha + Y_a^\alpha}{mV}, \quad a_{32} = \frac{M_z^\alpha + M_z^\alpha \cdot a_{22}}{I_z}, \quad a_{35} = \frac{M_z^{\omega_z} + M_z^{\ddot{\psi}}}{I_z}.$$

$$Y_a^\alpha = C_{ya}^\alpha q S, \quad q = 0,7 \rho_H M^2, \quad M_z^\alpha = m_z^{\text{Cya}} \cdot C_{ya}^\alpha q S b_A,$$

$$m_z^{\text{Cya}} = \bar{X}_T - \bar{X}_{FAA}, \quad M_z^{\omega_z} = m_z^{\omega_z} q S b_A, \quad m_z^{\ddot{\psi}} = m_z^{\ddot{\psi}} \cdot \frac{b_A}{V},$$

$$m_z^{\omega_z} = m_{ZAA}^{\omega_z} \cdot \varepsilon_{\kappa+\varphi}^\alpha, \quad m_{ZAA}^{\omega_z} = -\sqrt{k_{r0}} a_{r0} B_{r0} (I, I5 \dots I, 55),$$

$$a_{r0} = \frac{\partial C_{y\alpha r0}}{\partial \alpha_{r0}}, \quad B_{r0} = \frac{S r_0 L_{r0}^2}{S b_A^2}, \quad M_z^{\omega_z} = m_{ZAA}^{\omega_z} \cdot q S b_A.$$

$$m_{ZAA}^{\omega_z} = m_{ZAA}^{\omega_z} \cdot \frac{b_A}{V}, \quad I_z \approx 0,04 l^2 m, \quad l - \text{повна довжина}$$

ЛА, m – маса ЛА.

Після визначення динамічних коефіцієнтів a_{22} , a_{32} , a_{35}

для досліджуваного режиму (маркклад, крейсерського $N_{крс} \cdot M_{крс}$), розв'яжемо систему рівнянь (5.1) операційним методом.

Задамо збурення у вигляді ненульових початкових умов

$$\Delta\alpha_0 \neq 0, \Delta\dot{\psi}_0 = 0 \text{ (можна взяти } \Delta\alpha_0 = I^0 \dots 3^0 \text{)}.$$

Запишемо систему (5.1) в операторній формі:

$$\begin{cases} (s - a_{22})\alpha - s\dot{\psi} = \Delta\alpha_0, \\ -a_{32}\alpha + (s^2 - a_{33}s)\dot{\psi} = 0. \end{cases}$$

Тоді розв'язок (5.1) в зображеннях має вигляд

$$\alpha = \frac{\Delta\alpha}{\Delta}, \quad \dot{\psi} = \frac{\Delta\dot{\psi}}{\Delta},$$

де

$$\Delta = \begin{vmatrix} (s - a_{22}) & -s \\ -a_{32} & (s^2 - a_{33}s) \end{vmatrix} = s[s^2 - (a_{22} + a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32})] = s \cdot p(s);$$

$$p(s) = s^2 - (a_{22} + a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32}) = s^2 + 2n_b s + \omega_0^2;$$

$$n_b = -\frac{a_{22} + a_{33}}{2}; \quad \omega_0^2 = (a_{22}a_{33} - a_{32});$$

$$\Delta\alpha = \begin{vmatrix} \Delta\alpha_0 & -s \\ 0 & (s^2 - a_{33}s) \end{vmatrix} = \Delta\alpha_0 s (s - a_{33});$$

$$\Delta\dot{\psi} = \begin{vmatrix} (s - a_{22}) & \Delta\alpha_0 \\ -a_{32} & 0 \end{vmatrix} = \Delta\alpha_0 a_{32}.$$

Отже, в зображеннях

$$\alpha = \frac{\Delta\alpha_0 (s - a_{22})}{s^2 + 2n_b s + \omega_0^2} = \frac{A(s)}{P(s)},$$

$$\dot{\psi} = \frac{\Delta\alpha_0 a_{32}}{s \cdot P(s)}.$$

Розв'яжемо характеристичне рівняння $P(s) = 0$. Знайдемо його корені:

$$s_{1,2} = -n_b \pm \sqrt{n_b^2 - \Omega_0^2}.$$

Якщо корені дійсні, то остаточний розв'язок має вигляд

$$\Delta\alpha(t) = \frac{A(s_1)}{P'(s_1)} e^{s_1 t} - \frac{A(s_2)}{P'(s_2)} e^{s_2 t}; \quad (5.2)$$

$$\Delta\dot{V}(t) = \Delta\alpha_0 a_{32} \left[\frac{1}{\Omega_0^2} + \frac{1}{s_1 P'(s_1)} e^{s_1 t} - \frac{1}{s_2 P'(s_2)} e^{s_2 t} \right], \quad (5.3)$$

де $A(s_1) = \Delta\alpha_0 (s_1 - a_{33})$, $A(s_2) = \Delta\alpha_0 (s_2 - a_{33})$;
 $P'(s_1) = 2s_1 + 2n_b$, $P'(s_2) = 2s_2 + 2n_b$.

У тому разі, коли корені комплексно-спряжені типу $s_{1,2} = -\alpha \pm \beta i$, $i = \sqrt{-1}$

$$\Delta\alpha(t) = N_1 e^{\alpha t} \cos(\beta t + \varphi_1); \quad (5.4)$$

$$\Delta\dot{V}(t) = \Delta\alpha_0 a_{32} \left[\frac{1}{\Omega_0^2} + N_2 e^{\alpha t} \cos(\beta t + \varphi_2) \right], \quad (5.5)$$

де $\alpha = -n_b$, $\beta = \sqrt{\Omega_0^2 - n_b^2}$; $N_1 = 2\sqrt{a_1^2 + b_1^2}$; $\varphi_1 = \arctg \frac{b_1}{a_1}$;

$$\frac{A(s_1)}{P'(s_1)} = \frac{\Delta\alpha_0 (\alpha + \beta i - a_{33})}{2(\alpha + \beta i + n_b)} = a_1 + b_1 i;$$

$$a_1 = \frac{\Delta\alpha_0}{2}, \quad b_1 = \frac{\Delta\alpha_0 (a_{33} - \alpha)}{2\beta}; \quad N_2 = 2\sqrt{a_2^2 + b_2^2}; \quad \varphi_2 = \arctg \frac{b_2}{a_2};$$

$$\frac{1}{2(\alpha + \beta i)(\alpha + \beta i + n_b)} = a_2 + b_2 i = \frac{1}{s_1 P'(s_1)} = \frac{1}{(\alpha + \beta i) P'(\alpha + \beta i)};$$

$$a_2 = -\frac{1}{2(\beta^2 + \alpha^2)}; \quad b_2 = -\frac{\alpha}{\beta(\beta^2 + \alpha^2)}.$$

Куты φ_1 , φ_2 слід брати в квадрантах, що відповідають знакам a_1 , b_1 і a_2 , b_2 , як показано в табл. 5.1. Якщо припустити, що при $t=0$ $\Delta\alpha = \Delta\alpha_0$ і $\frac{d}{dt} \Delta\alpha = 0$, то $\varphi_1 = \arctg \frac{\alpha}{\beta}$, $N_1 = \frac{\Delta\alpha_0}{\cos \varphi_1}$.

Таблиця 5.1

Знак a_1, a_2	Знак b_1, b_2	Квadrant
+	+	I
+	-	IV
-	+	II
-	-	III

Як видно із розв'язків (5.2) - (5.5), дійсним кореням характеристичного рівняння відповідає експоненціальний характер збуреного руху, комплексно-спряженим - коливальний характер із змінною амплітудою.

Одержаний розв'язок дає змогу визначити основні власні динамічні характеристики ЛА у вільному збуреному русі:

а) абсолютний коефіцієнт загасання

$$\Pi_b = -\alpha = -\frac{a_{22} + a_{33}}{2} = \frac{\rho \cos \alpha + Y_a^{\kappa}}{2mV} = \frac{M_z^{\omega_z} + M_z^{\kappa}}{2I_z}; \quad (5.6)$$

б) власна (опорна) частота коливань при нульовому демпфюванні

$$\Omega_0 = \sqrt{a_{22} a_{33} - a_{32}^2} = \sqrt{-\frac{Y_a^{\kappa} b_A}{I_z} \sigma_{\Pi}}, \quad (5.7)$$

$$\text{де } \sigma_{\Pi} = m \frac{c_{y\alpha}}{z} + \frac{m \bar{\omega}_z^2}{\mu}, \quad \mu = \frac{2m}{\rho s b_A};$$

в) відносний коефіцієнт загасання (декремент загасання)

$$\xi = \frac{\Pi_b}{\Omega_0}; \quad (5.8)$$

г) стала часу

$$T_1 = \frac{1}{\Omega_0}; \quad (5.9)$$

д) час зменшення амплітуди в два рази

$$t_{0,5} = \frac{0,693}{\Pi_b}; \quad (5.10)$$

е) час загасання (зменшення амплітуди в 20 разів)

$$t_{\text{заг}} = \frac{3}{\eta_b}; \quad (5.11)$$

ж) колова частота коливань ЛА у збуреному русі (число коливань за 2π секунд)

$$\beta = \sqrt{\Omega_0^2 - \eta_b^2}; \quad (5.12)$$

з) період коливань ЛА у збуреному русі (в секундах)

$$T = \frac{2\pi}{\beta}; \quad (5.13)$$

и) число коливань ЛА до повного загасання

$$n_{\text{заг}} = \frac{t_{\text{заг}}}{T} = \frac{3\beta}{2\pi\eta_b} \approx 0,478 \frac{\beta}{\eta_b}; \quad (5.14)$$

й) частота власних коливань (в герцах)

$$f_0 = \frac{\Omega_0}{2\pi} \quad (5.15)$$

к) частота коливань ЛА у збуреному русі (в герцах)

$$f = \frac{\beta}{2\pi} = \frac{1}{T}. \quad (5.16)$$

Якщо корені характеристичного рівняння дійсні, то характеристики (п.п "ж - й") не визначаються.

5.2. Наближена побудова функції $\Delta\alpha(t) = N_1 e^{-\eta t} \cos(\beta t + \varphi_1)$

Щоб наближено побудувати зміну варіації $\Delta\alpha = f(t)$, потрібно:

- визначити час зменшення амплітуди коливань у два рази

$$t_{0,5} = \frac{0,693}{|\alpha|}, \quad \text{період коливань } T = \frac{2\pi}{\beta} \text{ та зсув за фазою}$$

косинусоїди в секундах $\Delta t_0 = -\varphi_1/\beta$;

- побудувати за певним масштабом дві взаємно перпендикулярні шкали (вісь абсцис - шкала t , вісь ординат - шкала $\Delta\alpha$);

- відкласти на шкалі t кілька разів величину $t_{0,5}$ праворуч і один раз ліворуч від початку координат;

- перпендикулярно від шкали t в точках, що відповідають значенням $-t_{0,5}, 0, t_{0,5}, 2t_{0,5}, 3t_{0,5}, 4t_{0,5}, \dots$ відміти-

ти довжину відрізків вгору та вниз відповідно $2N_1, N_2, \dots$
 $\frac{N_1}{2}, \frac{N_1}{4}, \frac{N_1}{8}, \dots$ і побудувати обвідну коливального процесу
 (змінну амплітуду);

- в одержане обвідними поле вписати косинусоїду змінної
 амплітуди, починаючи з точки $\Delta t_0 = -\varphi_0 / \beta$ з періодом T ;
 слід пам'ятати, що в кожному інтервалі T при $t_1 = 0, \frac{T}{2}, T$
 косинус кута відповідно дорівнює $1, -1, 1$, а при $t_1 = \frac{T}{4}, \frac{3T}{4}$
 косинусоїда перетинає вісь абсцис.

Одержана косинусоїда повинна перетинати вісь ординат (при
 $t = 0$) в точці $\Delta \alpha = \Delta \alpha_0$ (це початок збуреного руху) (рис.5.1).

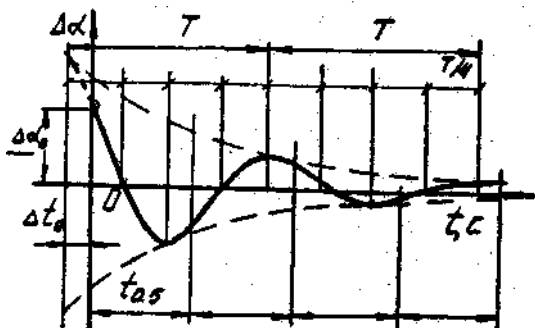


Рис. 5.1. Зміна варіації $\Delta \alpha$ у власному
 збуреному русі

5.3. Дослідження характеристик поздовжньої стійкості та керованості ДА при ступінчастому відхиленні руля висоти

Розглянемо тільки короткоперіодичний етап збуреного руху.
 Як і в підрозд. 5.2, будемо вважати, що режим роботи квітуча по-
 стійний, швидкість польоту незмінна, зовнішні випадкові збурен-
 ня відсутні, вихідний режим - горизонтальний прямолінійний уста-
 новлений політ. Збуренням вихідного режиму і є ступінчасте відхилен-
 ня руля висоти на величину $\Delta \delta_{b0} = \text{const}$.

Лінеаризовані рівняння короткоперіодичного етапу збуреного
 руху в цьому випадку мають вигляд

$$\begin{cases} \Delta\alpha - a_{22}\Delta\alpha - \Delta\dot{\psi} = 0; \\ -a_{32}\Delta\alpha - a_{33}\Delta\dot{\psi} + \Delta\ddot{\psi} = a_{35}\Delta\delta_{b_0}. \end{cases} \quad (5.17)$$

Динамічні коефіцієнти a_{32} , a_{33} , a_{22} визначають згідно з (5.1), а $a_{35} = \frac{M_z^{\delta_b}}{I_z}$, де $M_z^{\delta_b} = m_z^{\delta_b} q S b_A$, $m_z^{\delta_b} = -k_{r_0} a_{r_0} A_{r_0} n_{b_r}$.

$A_{r_0} = \frac{S_{r_0} l_{r_0}}{S b_A}$; $n_{b_r} = \sqrt{\bar{S}_{r_0}}$ - дозвукові режими; $n_{b_r} = \bar{S}_{r_0}$ - надзвукові режими; $\bar{S}_{r_0} = S_{r_0} / S'_{r_0}$, S'_{r_0} - площа ІО, що обдувається рулем висоти. Якщо ЛА має СПС, то $n_{b_r} = 1$.

Визначимо динамічні коефіцієнти для досліджуваного вихідного режиму і знайдемо залежність $\Delta\alpha = f(t)$ тим самим методом, як і у підрозд. 5.1. Нехай величина ступінчастого збурення $\Delta\delta_{b_0} = 0,5 \dots 2^\circ$.

Тоді система (5.17) в операторній формі

$$\begin{cases} (s - a_{22})\alpha - s\dot{\psi} = 0; \\ -a_{32}\alpha + (s^2 - a_{33}s)\dot{\psi} = \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{s}. \end{cases} \quad (5.18)$$

Розв'язок (5.18) у зображеннях:

$$\alpha = \frac{\Delta\alpha}{\Delta}; \quad \dot{\psi} = \frac{\Delta\dot{\psi}}{\Delta},$$

де

$$\Delta = \begin{vmatrix} (s - a_{22}) & -s \\ -a_{32} & (s^2 - a_{33}s) \end{vmatrix} = s \cdot P(s);$$

$$P(s) = s^2 - (a_{22} + a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32}) = s^2 + 2n_b s + \omega_0^2;$$

$$\Delta\alpha = \begin{vmatrix} 0 & -s \\ \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{s} & (s^2 - a_{33}s) \end{vmatrix} = a_{35}\Delta\delta_{b_0},$$

звідки

$$\alpha = \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{s \cdot P(s)}. \quad (5.19)$$

Знайдемо корені характеристичного рівняння $P(s) = 0$:

$s_{1,2} = -n_b \pm \sqrt{n_b^2 - \Omega_0^2}$ (корені дійсні), або $s_{1,2} = \alpha \pm \beta i$, де $\alpha = -n_b$, $\beta = \sqrt{\Omega_0^2 - n_b^2}$, $i = \sqrt{-1}$, якщо корені комплексно-спряжені.

Для дійсних коренів обернене перетворення Лапласа виразу (5.19) буде таким:

$$\Delta\alpha(t) = \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{\Omega_0^2} + \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{2s_1(s_1+n_b)} e^{\lambda_1 t} + \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{2s_2(s_2+n_b)} e^{\lambda_2 t}. \quad (5.20)$$

Якщо корені комплексно-спряжені, то

$$\Delta\alpha(t) = \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{\Omega_0^2} + N_3 e^{\alpha t} \cos(\beta t + \varphi_3), \quad (6.21)$$

де $\frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{\Omega_0^2}$ - значення варіації кута атаки після загасання перехідного процесу ($\Delta\alpha_{уст}$):

$$N_3 = 2\sqrt{a_3^2 + b_3^2}; \quad \varphi_3 = \arctg \frac{b_3}{a_3};$$

$$a_3 + b_3 i = \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{2(\alpha + \beta i)(\alpha + \beta i + n_b)} = -\frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{2(\alpha^2 + \beta^2)} - \frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0} \cdot \alpha}{2\beta(\alpha^2 + \beta^2)} i;$$

$$a_3 = -\frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0}}{2(\alpha^2 + \beta^2)}, \quad b_3 = -\frac{a_{35}\Delta\tilde{b}_{b_0} \cdot \alpha}{2\beta(\alpha^2 + \beta^2)}.$$

Визначення квадранта, в якому знаходяться кут φ_3 , наведено в табл. 5.1.

Варіації $\Delta\psi$, а також $\Delta\theta = \Delta\psi - \Delta\alpha$ на короткоперіодичному етапі збуреного руху не набувають постійного приросту, тобто відносно цих параметрів ЛА нейтральний (властивість нейтральності). Залежності (5.20), (5.21) називаються перехідними функціями.

Щоб охарактеризувати динамічні властивості ЛА як доповнення до параметрів п.п. "а"... "й" підрозд. 5.1, можна додати:

- час спрацювання (час, протягом якого параметр перший раз

досягає величини $0,95 \Delta\alpha_{уст}$):

$$t_{спр} \approx \frac{\pi - \arctg\left(1 - \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\xi}\right)}{\sqrt{1-\xi^2}} \cdot T_1, \quad (5.22)$$

або $t_{спр} = \left(\frac{\pi}{2} + 3\xi^2\right) T_1,$

де $T_1 = \frac{1}{\Omega_0} = \sqrt{\frac{l_a}{\gamma_0^2 b_A \sigma_n}}$ - постійна часу. Для аперіодичного перехідного процесу час спрацювання приблизно дорівнює часу загасання;

- відносний заклад (перерегулювання)

$$\sigma = \exp\left(-\frac{\pi\xi}{\sqrt{1-\xi^2}}\right) = \frac{\Delta\alpha_{max} - \Delta\alpha_{уст}}{\Delta\alpha_{уст}}; \quad (5.23)$$

- коефіцієнт використання маневрених можливостей ЛА

$$K_M = \frac{1}{1+\sigma}. \quad (5.24)$$

5.4. Наближена побудова функції $\Delta\alpha(t)$ при $\Delta b_b = \Delta b_{br} = \text{const}$

Методика наближеної побудови залежності (5.21) така сама, як у підрозд. 5.2. Відміна полягає в тому, що вісь косинусоїди зміщується відносно осі

абсцис на величину $\Delta\alpha_{уст} =$

$$= \frac{\sigma_{35} \Delta b_{br}}{\Omega_0^2}$$

відповідно за знаком $\Delta\alpha_{уст}$.

Слід пам'ятати, що залежність проходить через початок координат, тобто при

$t = 0 \quad \Delta\alpha(t) = 0.$

Перший максимум досягається при $t^* = \left(\arctg \frac{\alpha}{\beta} - \varphi_s\right) \frac{1}{\beta}$

(рис. 5.2).

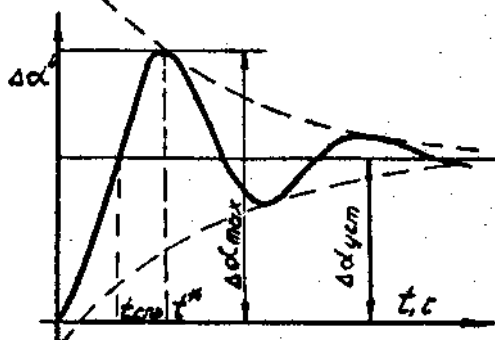


Рис. 5.2. Перехідна функція $\Delta\alpha(t)$ при ступінчастому відхиленні руля висоти

5.5. ЛА як об'єкт автоматичного регулювання. Передаючі функції та передаючі коефіцієнти

При дослідженні стійкості та керованості ЛА широко використовуються методи теорії автоматичного регулювання (ТАР). При цьому ЛА вважають об'єктом автоматичного регулювання. Змінні, від яких за бажанням льотчика можна змінити траєкторію (такі, як β_g , $\varphi_{гв}$, ρ_g , РУД, ...), як і в ТАР, будемо називати вхідними величинами; кінематичні параметри руху ЛА $\Delta\alpha$, $\Delta\dot{\nu}$, $\Delta\theta$, ΔV , $\Delta\omega_z$, ... - вихідними величинами. Зв'язок вхідних величин з вихідними встановлюють за допомогою так званих передаючих функцій.

Передаюча функція - це відношення між операторним зображенням кінематичного параметра руху ЛА (вихідної величини) та операторним зображенням керувальної дії (вхідної величини) при нульових початкових умовах.

Розглянемо, як складають передаючі функції, на прикладі короткоперіодичного етапу позовминого збуреного руху. Передаючі функції позначимо літерою W з подвійним підкресленим індексом. Перший індекс - вихідна величина, другий - вхідна. Запишемо вихідну систему рівнянь для короткоперіодичного етапу збуреного руху (5.17) в операторній формі при нульових початкових умовах:

$$\begin{cases} (s - a_{22})\alpha - s\dot{\nu} = 0; \\ -a_{32}\alpha + (s^2 - a_{33}s)\dot{\nu} = a_{35}\delta, \end{cases}$$

де α , $\dot{\nu}$, β , θ , ω_z , n_{ya} - зображення кінематичних параметрів. Розв'яжемо цю систему рівнянь методом Крамера, врахувавши при цьому, що $\omega_z = s\dot{\nu}$, $\dot{\nu} = \theta + \alpha$, $n_{ya} = n_{ya}^{\alpha} \Delta\alpha = \frac{P \cos \alpha + Y_0^{\alpha}}{G} \Delta\alpha$.

Отримо:

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha &= \frac{\Delta\alpha}{\Delta} = \frac{a_{35}\delta}{P(s)}, \\ \dot{\nu} &= \frac{\Delta\dot{\nu}}{\Delta} = \frac{a_{35}(s - a_{22})}{s \cdot P(s)} \delta, \end{aligned} \right. \quad (5.25)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \theta &= \frac{a_{35}}{p(s)} \left(\frac{s - a_{22}}{s} - 1 \right) \delta, \\ \omega_z &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{p(s)} \delta, \\ n_{ya} &= \frac{p \cos \alpha + Y_a^*}{G} \cdot \frac{a_{35}}{p(s)} \delta, \end{aligned} \right.$$

де $p(s) = s^2 + 2n_b s + \omega_0^2$, $n_b = -\frac{a_{22} + a_{33}}{2}$, $\omega_0^2 =$

$$= a_{22} a_{33} - a_{32}^2.$$

Відповідно до прийнятого означення передаточними функціями будуть такі:

$$\left\{ \begin{aligned} W_{\alpha\delta} &= \frac{a_{35}}{p(s)}; \\ W_{\theta\delta} &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{s \cdot p(s)}; \\ W_{\theta\delta} &= \frac{a_{35}}{p(s)} \left(\frac{s - a_{22}}{s} - 1 \right); \\ W_{\omega_z\delta} &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{p(s)}; \\ W_{n_{y\delta}} &= \frac{p \cos \alpha + Y_a^*}{G} \cdot \frac{a_{35}}{p(s)}. \end{aligned} \right. \quad (5.26)$$

Тоді рівняння (5.26) можна виразити через передаточні функції:

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha &= W_{\alpha\delta} \delta; \quad \theta' = W_{\theta\delta} \delta; \quad \theta = W_{\theta\delta} \delta; \\ \omega_z &= W_{\omega_z\delta} \delta; \quad n_{ya} = W_{n_{y\delta}} \delta. \end{aligned} \right. \quad (5.27)$$

Як видно з виразу (5.27), реакція ЛА на керувальну дію визначається типом дії та виглядом передаточної функції.

Щоб визначити реакцію ЛА на одиничне відхилення руля висоти в усталеному режимі (вхідна величина - одинична ступінчаста функція), необхідно у формулі для передаточної функції замінити s на нуль.

Межа, до якої прямує передаточна функція при $s \rightarrow 0$, на-

зивається передаточним коефіцієнтом. Передаточні коефіцієнти позначають літерами K з такими самими підрядковими індексами, як і в передаточній функції.

Якщо границя при $\delta \rightarrow 0$ не існує, це свідчить про те, що параметр на короткоперіодичному етапі збуреного руху не набуває усталеного значення. Кажуть, що ЛА за цим параметром нейтральний. У короткоперіодичному русі ЛА нейтральний відносно параметрів $\Delta \dot{\nu}$ та $\Delta \theta$.

Із рівняння (5.26) одержимо передаточні коефіцієнти:

$$\begin{cases} K_{\alpha\delta} = \frac{a_{25}}{\Omega_0^2}; \\ K_{\omega_2\delta} = -\frac{a_{25} a_{22}}{\Omega_0^2}; \\ K_{\eta\delta} = \frac{P \cos \alpha + Y_a^{\alpha}}{G} \cdot \frac{a_{25}}{\Omega_0^2}. \end{cases} \quad (5.28)$$

Користуючись передаточними коефіцієнтами, можна записати деякі показники керованості ЛА.

5.6. Показники керованості ЛА у поздовжньому русі

Як показники керованості ЛА часто використовують величини, що становлять відношення параметра, який характеризує дію льотчика (переміщення штурвала керування X_g , зусилля, що прикладається до штурвала керування P_g ; відхилення руля висоти δ_g або СІК $\varphi_{ст}$, переміщення центра мас \bar{X}_T , зміна числа обертів n або тяги двигуна P), до величини, що характеризує реакцію ЛА на керувальну дію льотчика (зміна кута атаки ЛА α , коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили C_{ya} , перевантаження Γ_{ya} , кутової швидкості обертання ЛА ω_z , швидкості польоту V або числа M і т.ін.). Для назви таких показників вживають слово "градієнт" або "витрата".

Деякі показники керованості можна одержати користуючись залежностями (5.28). Крім таких показників керованість ЛА характеризують балансувальні криві з наведеними значеннями граничних відхилень рулів, а також наявне перевантаження та ін.

Наведемо деякі показники поздовжньої керованості ЛА:

І. Витрата руля на одиницю перевантаження (або градієнт відхилення руля по перевантаженню):

$$\delta_b^{ny} = \frac{\partial \delta_b}{\partial n_{ya}} \approx \frac{\Delta \delta_b}{\Delta n_{ya \text{уст}}} = \frac{1}{K_{ny\delta}} = \frac{\Omega_0^2}{n_{yo}^\alpha \cdot a_{35}} = \frac{\sigma_n \cdot C_{yag}}{m_z^{\delta b}} \quad (5.29)$$

2. Градієнт відхилення руля по куту атаки (витрата руля по куту атаки):

$$\delta_b^\alpha = \frac{1}{K_{\alpha\delta}} = \frac{\Omega_0^2}{a_{35}} = -\frac{Y_0^\alpha \sigma_n}{m_z^{\delta b} q S} \quad (5.30)$$

3. Витрата руля на одиницю кутової швидкості ω_z :

$$\delta_b^{\omega_z} = \frac{1}{K_{\omega_z\delta}} = -\frac{\Omega_0^2}{a_{35} a_{22}} = -\frac{\sigma_n m V}{m_z^{\delta b} q S} \quad (5.31)$$

4. Витрата переміщення штурвала керування на одиницю перевантаження (градієнт ходу штурвала керування по перевантаженню):

$$X_b^{ny} = \frac{\delta_b^{ny}}{K_{ш}} = \frac{G \sigma_n}{m_z^{\delta b} q S K_{ш}} \quad (5.32)$$

де $K_{ш} = \frac{\delta_b^{ny}}{X_b^{ny}}$ - коефіцієнт передачі зусилля від штурвала управління до руля висоти. Величина X_b^{ny} нормується. Із виразу (5.32) видно, що

$$K_{ш} = \frac{\delta_b^{ny}}{X_b^{ny}} \quad (5.33)$$

що дає можливість визначити вимоги до $K_{ш}$:

$$K_{ш \min} = \delta_b^{ny} (M, \bar{x}_{\text{тпз}}) / X_b^{ny \max}$$

$$K_{ш \max} = \delta_b^{ny} (M, \bar{x}_{\text{тпп}}) / X_b^{ny \min}$$

Величини $X_b^{ny \max}$ та $X_b^{ny \min}$ беруть із норм льотної придатності.

5. Коефіцієнт витрати зусиль на переміщення штурвала керування (градієнт зусиль по переміщенню штурвала):

$$D_b^x = K_{ш} \frac{m_{ш}^{\delta}}{m_z^{\delta}} s_b b_b \frac{G}{S} \quad (5.34)$$

Користуючись залежністю (5.34), вважаємо, що гідропідсилювача в системі керування ДА немає.

6. Градієнт зусиль на одиницю перевантаження:

$$\rho_{\delta}^{ny} = \frac{\rho_{\delta}^x \cdot \Omega_{\alpha}^2}{K_{ш} \pi_{ya} \frac{M_{\alpha}^1}{I_{\alpha}}} \quad (5.35)$$

Цей показник теж нормується.

7. Витрата зусиль на одиницю M (градієнт зусиль на штурвалі керування по числу M). Якщо використати зв'язок

$\frac{d\rho_{\delta}^x}{d\delta_{\delta}} = \frac{\rho_{\delta}^x}{K_{ш}}$, де ρ_{δ}^x - жорсткість пружини завантажувального механізму автомата зусиль штурвала управління (в системі використовується бустер), то

$$\rho_{\delta}^M = \frac{\sigma_v}{m_{\frac{\varphi}{z}}} \cdot \frac{2C_{yар}}{M} \cdot \frac{\rho_{\delta}^x}{K_{ш}} \quad (5.36)$$

8. Показник динамічної керованості DA по швидкості:

$$\frac{f}{T_n} = -\frac{f}{m} (\rho^v - x_{\alpha}^v) \quad (5.37)$$

9. Найвнє перевантаження:

$$\pi_{yаm} = (\pi_{yа})_0 + K_{ny\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_{\max}} \quad (5.38)$$

де $(\pi_{yа})_0$ - перевантаження у вихідному програмному режимі (для горизонтального прямолінійного усталеного руху $(\pi_{yа})_0 = 1$); $\Delta\delta_{\delta_{\max}}$ - максимально допустиме відхилення руля висоти.

Якщо кут відхилення руля висоти дорівнює $\Delta\delta_{\delta_0}$, то в усталеному русі (після закінчення перехідного процесу) параметри α , ω_z , $\pi_{yа}$ одержать приріст

$$\begin{cases} \Delta\alpha_{уст} = K_{\alpha\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}, \\ \Delta\omega_{zуст} = K_{\omega_z\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}, \\ \Delta\pi_{yауст} = K_{ny\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}. \end{cases} \quad (5.39)$$

5.7. Частотні характеристики DA

Динамічні властивості DA як об'єкта керування крім перехідних функцій (5.26) можна оцінити за допомогою частотних характеристик. Частотні характеристики дають уявлення про здатність DA слідувати за відхиленням органів керування. Вони слугать також

вихідним матеріалом для проектування та дослідження систем керування. Фізичне розуміння частотних характеристик таке. Нехай органи керування ЛА відхиляються за гармонічним законом

$$\Delta \delta_g = \Delta \delta_{g_0} \cdot \sin \omega_g t,$$

де $\Delta \delta_{g_0}$ - амплітуда коливань органів керування; ω_g - колова частота вимушених коливань.

Збурений рух у цьому випадку буде складатися з вільного (власного) руху, який швидко загасає, та вимушених коливань, які мають ту саму частоту ω_g , що й коливання органів керування. Наприклад, для кута атаки

$$\Delta \alpha(t) = c_1 e^{\alpha_1 t} + c_2 e^{\alpha_2 t} + \Delta \delta_{g_0} N \sin(\omega_g t + \varphi), \quad (5.40)$$

де перші дві складові визначають загасаючий вільний збурений рух, третя складова - вимушений рух з амплітудою $\Delta \delta_{g_0} \cdot N$ та із зсувом фази коливань φ відносно фази коливань органів керування. Амплітуда та зсув фази залежать від частоти ω_g коливань органів керування (вихідної величини).

Частотними характеристиками ЛА називають відношення амплітуди вихідної величини до амплітуди вхідної величини та зсув за фазою вихідної величини залежно від частоти ω_g вхідної величини, тобто

$$\begin{cases} \frac{\Delta \delta_{g_0} \cdot N}{\Delta \delta_{g_0}} = N(\omega_g), \\ \varphi = f(\omega_g). \end{cases} \quad (5.41)$$

Залежність $N(\omega_g)$ називається амплітудно-частотною характеристикою (АЧХ), а $\varphi(\omega_g)$ - фазочастотною характеристикою (ФЧХ).

Із ТАР відомо, що для одержання частотних характеристик динамічної системи необхідно у формулі для її передаточної функції зробити підстановку $s = i\omega$. Модуль дістаного комплексного числа становить амплітудно-частотну характеристику, аргумент - фазочастотну.

Це означає, що, якщо передаточна функція $W(s)$, то

$$W(i\omega_g) = R_c(\omega_g) + I_m(\omega_g) \cdot i,$$

$$\begin{cases} N(\omega_0) = |W(i\omega_0)| = \sqrt{R_e^2(\omega_0) + I_m^2(\omega_0)}, \\ \varphi = \arg [W(i\omega_0)] = \operatorname{arctg} \frac{I_m(\omega_0)}{R_e(\omega_0)}. \end{cases} \quad (5.42)$$

У короткоперіодичному збуреному русі передаточні функції параметрів $\Delta\alpha$, $\Delta\omega_z$, $\Delta n_{y\alpha}$ являють собою ланку другого порядку, для якої

$$N(\omega_0) = \frac{K}{\sqrt{(1-\psi^2)^2 + 4\xi^2\psi^2}}, \quad (5.43)$$

$$\varphi(\omega_0) = -\operatorname{arctg} \frac{2\xi\psi}{(1-\psi^2)}, \quad (5.44)$$

де K - відповідний передаточний коефіцієнт (для параметра $\Delta\alpha$ $K = K_{\alpha\delta} = \frac{a_{35}}{\Omega_0^2}$; для $n_{y\alpha}$ $K = K_{ny\delta} = \frac{P \cos \alpha + Y \alpha}{G} \cdot \frac{a_{35}}{\Omega_0^2}$; для ω_z $K = K_{\omega_z\delta} = -a_{35} \cdot a_{22} / \Omega_0^2$); $\psi = \frac{\omega_0}{\Omega_0}$ - відносна частота; $\xi = \frac{n_0}{\Omega_0}$ - відносний коефіцієнт загасання.

На рис. 5.3 наведено АЧХ і ФЧХ, побудовані при фіксованих значеннях ξ . На АЧХ замість відношення амплітуд $N(\omega_0)$ дано величину $A = \frac{N(\omega_0)}{K} = \frac{1}{\sqrt{(1-\psi^2)^2 + 4\xi^2\psi^2}}$, яка являє собою відношення амплітуди вимушених коливань вихідної величини при гармонічному відхиленні руля висоти $\Delta\delta_0 = \Delta\delta_{00} \sin \omega_0 t$ до усталеного значення вихідної величини при ступінчастому відхиленні руля висоти на той самий кут. Для параметра $\Delta\alpha$

$$A = \frac{N(\omega_0) \cdot \Delta\delta_{00}}{K_{\alpha\delta} \cdot \Delta\delta_0} = \frac{N(\omega_0)}{K_{\alpha\delta}}$$

АЧХ і ФЧХ можна зобразити на одному рисунку. Для цього для декількох довільних значень частоти вимушених коливань ω_0 у діапазоні $(0 \dots \infty)$ знаходять значення $R_e[W(i\omega_0)]$ і $I_m[W(i\omega_0)]$. Одержані точки відкладають у координатах $(R_e(\omega), I_m(\omega))$ і об'єднують їх плавною лінією, яку називають

вають амплітудно-фазовою частотною характеристикою (АФЧХ).

Іноді при побудові частотних характеристик користуються логарифмічним масштабом. Тоді такі характеристики називаються логарифмічними частотними характеристиками (ЛЧХ).

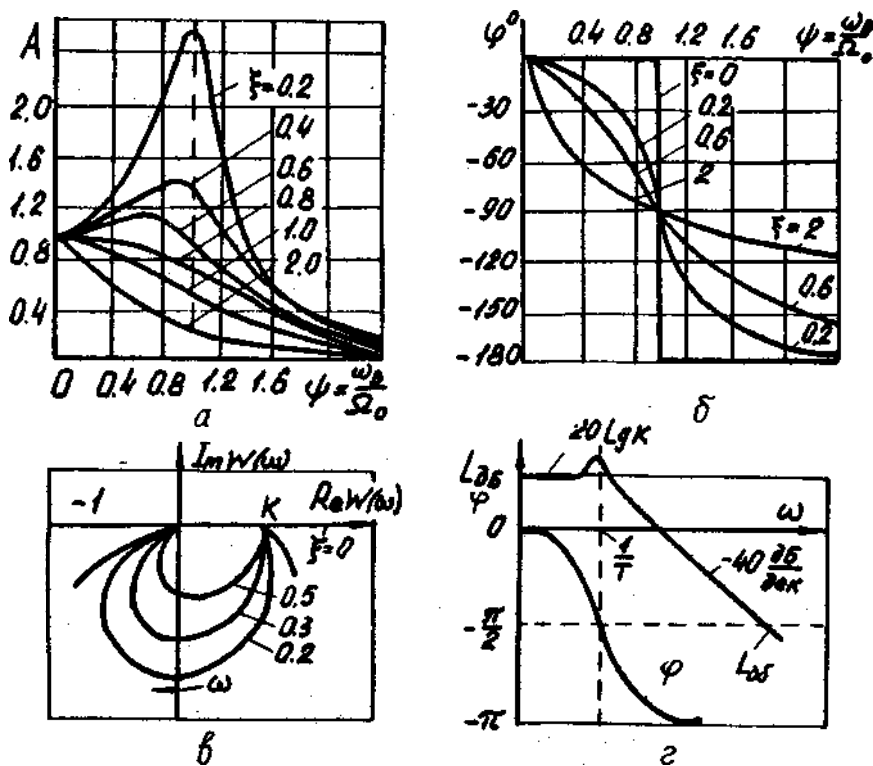


Рис. 5.3. Частотні характеристики ЛА в короткоперіодичному збуреному русі: а - амплітудно-частотні; б - фазочастотні; в - амплітудно-фазочастотні; г - логарифмічні амплітудно- та фазочастотні

При побудові ЛЧХ користуються термінологією, запозиченою з акустики.

Якщо дві частоти відрізняються одна від одної у 10 м разів, тобто

$$\lg \frac{\omega_2}{\omega_1} = m,$$

то кажуть, що ці частоти відрізняються на m декад (дек). Якщо для двох амплітуд виконується співвідношення $20 \lg \left(\frac{N_2}{N_1} \right) = n$, то N_2 відрізняється від N_1 на n децибел. Якщо $N_1 = 1$, то $20 \lg N_2 = n \text{ дБ}$.

Залежність $20 \lg N$ від $\lg \omega_g$ називають логарифмічною амплітудно-фазовою характеристикою (ЛАЧ) або ЛАХ функції $W(\omega)$, а залежність φ від $\lg \omega_g$ - логарифмічною фазочастотною характеристикою цієї функції (ЛФЧ) або логарифмічною фазовою характеристикою (ЛФХ).

При побудові залежностей ЛАХ і ЛФХ на осі абсцис відкладають логарифм частоти, але розмічають вісь, як правило, не за $\lg \omega_g$, а за відповідними значеннями самої частоти ω_g . На осі ординат для ЛАХ відкладають у лінійному масштабі значення $A_{\text{дБ}}$ ($20 \lg N$) та значення φ у градусах.

Наведемо приклад використання АЧХ і ФЧХ. Нехай режим польоту ЛА (n, m) відомий. Визначимо для нього Ω_0 і ξ , користуючись залежностями (5.7) і (5.8). Задамо частоту відхилення руля вносом ω_g і амплітуду $\Delta \delta_{g_0}$. Тоді $\psi = \frac{\omega_g}{\Omega_0}$.

Якщо АЧХ і ФЧХ відомі, за значенням ψ знаходимо $A(\psi)$ і $\varphi(\psi)$. За відсутності частотних характеристик $A(\psi)$ і $\varphi(\psi)$ можна розрахувати із співвідношень (5.34) і (5.44), пам'ятаючи, що при $K = 1$:

$$N(\omega_g) = A(\psi) = \frac{1}{\sqrt{(1-\psi^2)^2 + 4\psi^2\xi^2}}$$

Тоді амплітуда вимушених коливань

$$\Delta \alpha_{\text{вим}} = A(\psi) \cdot K_{\alpha\delta} \cdot \Delta \delta_{g_0},$$

а зсув фази у градусах - $\varphi = \varphi(\psi)$ 57,3.

5.8. Загальні вимоги до стійкості та керованості ЛА

Характеристики стійкості та керованості ЛА повинні забезпечити:

1) максимальну безпеку польоту, запобігання виходу ЛА на недопустимі режими (в тому числі й при можливих відказах авіаційної техніки, в складних метеорологічних умовах, при можливих помилках у пілотуванні);

2) найповніше використання льотних та маневрених можливостей ЛА, які визначаються його тягоозброєністю та аеродинамікою;

3) найбільшу простоту пілотування, щоб в усіх експлуатаційних умовах від льотчика не знадобились виняткові здібності, надзвичайна увага та велике фізичне навантаження.

Ці вимоги необхідно перевести у технічні та обов'язково в кількісні показники.

При формуванні вимог до пілотажних характеристик, для визначення відповідності цих характеристик, вводять оцінки льотчиком ЛА за спеціальними шкалами при проведенні льотних випробувань. В нашій країні користуються п'ятибальною шкалою R^* . Розрізняють три рівні характеристик:

перший - найбільш сприятливі характеристики, які добре узгоджуються з вимогами до польоту (відповідають оцінці $R^* = 5 \dots 4,5$);

другий - задовільні характеристики, що забезпечують виконання задач польоту з деяким зниженням ефективності та збільшенням навантаження на льотчика ($R^* = 4,5 \dots 3$);

третьої - незадовільні характеристики, які не гарантують ефективного виконання польоту через надмірне перевантаження льотчика ($R^* = 2$).

На оцінку льотчиком ЛА визначальний вплив мають:

- характеристики статичної стійкості та керованості (переміщення штурвала управління, зусилля, необхідні для балансування та зміни режиму польоту);

- характеристики динамічної стійкості та керованості, які визначають характер збуреного руху ЛА, його реакцію на керувальні дії льотчика як при енергійному маневрі, так і при точному пілотуванні.

Існують державні та міждержавні вимоги до цих характеристик. Наведемо вимоги до декількох показників, узяті з норм льотної придатності цивільної авіації та деяких інших джерел.

5.8.1. Статична стійкість та керованість

I. ЛА повинен бути стійким по перевантаженню ($\sigma_n < 0$) на всіх режимах польоту, а по швидкості ($\sigma_v < 0$) - на основ-

них режимах, де відбувається тривалій політ або потрібне точне пілотування. Допускається забезпечення цих умов за допомогою автоматизації керування (якщо автоматизація надійна та гарантується її практична безвідказність за рахунок дублювання та резервування).

Щоб виконати вимоги стійкості, вводять потрібну міру стійкості на розрахункових режимах, тобто умова стійкості по перевантаженню записується у вигляді $|\sigma_n| > |\sigma_{n\text{зап}}|$, де $|\sigma_{n\text{зап}}|$ становить:

0,02...0,04 - для маневрених ЛА, винишувачів;

0,04...0,06 - для важких ЛА великих швидкостей;

0,08...0,12 - для важких вантажних та пасажирських ЛА.

2. ЛА мусить бути керованим на всіх можливих режимах польоту, що забезпечується можливим балансувальним відхиленням руля висоти (або СІК) з обов'язковим запасом відхилення руля:

$$\delta_{\delta_{\text{зап}}} = 0,1 \dots 0,15 \text{ рад.}$$

а на режимі посадки $\delta_{\delta_{\text{зап}}} > 0,1 \delta_{\delta_{\text{гран}}}$.

3. Максимально допустимі зусилля на важелях керування (штурвал, педалі):

$$P_{\delta} = 350 \text{ Н (рулем висоти),}$$

$$P_e = 200 \text{ Н (елеронами),}$$

$$P_n = 700 \text{ (рулем напрямку).}$$

4. Градієнт переміщення (ходу) штурвала керування на одиницю перевантаження повинен становити:

$$X_{\delta}^{n_y} > \begin{cases} 12 \dots 15 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для маневрених ЛА,} \\ 20 \dots 30 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для неманеврених ЛА,} \\ 50 \dots 100 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для важких ЛА.} \end{cases}$$

5. Допустимі градієнти зусиль на штурвалі керування по перевантаженню потрібно брати згідно з табл. 5.2.

Для маневрених легких ЛА $P_{\delta}^{n_y} = 30 \dots 50 \frac{\text{Н}}{\text{од}}$. Якщо $n_{ya} < 3$, то $P_{\delta_{\text{max}}}^{n_y} = 125$ (1-й рівень), $P_{\delta_{\text{max}}}^{n_y} = 190$ (2-й рівень).

Рівень характеристик ЛА	$\rho_{\text{в.мах}}^{\text{ну}} \cdot \frac{H}{\text{ОД}}$	$\rho_{\text{в.мін.}}^{\text{ну}} \cdot \frac{H}{\text{ОД}}$
Перший	$\frac{1050}{n_{ya}^{\alpha}}$, але $\begin{cases} < 127 \\ > \frac{265}{n_{ya}^{-1}} \end{cases}$	більше 95
Другий	$\frac{1650}{n_{ya}^{\alpha}}$, але $\begin{cases} < 190 \\ > \frac{385}{n_{ya}^{-1}} \end{cases}$	більше $\frac{8,2}{n_{ya}^{-1}}$
Третій	250	13

6. Градієнт зусиль на штурвалі керування по числу М :

- $\rho_{\xi}^M < 1000 \frac{H}{\text{ОД.М}}$ - перший рівень характеристик.
- $\rho_{\xi}^M < 1800 \frac{H}{\text{ОД.М}}$ - другий рівень характеристик.
- $\rho_{\xi}^M = 2200 \frac{H}{\text{ОД.М}}$ - третій рівень характеристик.

7. Відстань між гранично-задньою та гранично-передньою центрітками повинна у два-три рази перевищувати заданий діапазон експлуатаційних центрівок ($\bar{X}_{\text{тлз}} - \bar{X}_{\text{тлп}} \geq (2...3) \Delta \bar{X}_{\text{т}}^{\text{е}}$).

8. Градієнт відхилення руля висота по швидкості

$$\delta_{\xi}^V = 0,013...0,02 \frac{\text{град.с}}{M}$$

9. Градієнт балансувального відхилення руля по куту атаки - згідно з табл. 5.3:

Т а б л и ц я 5.3

Величина δ_{ξ}^{α}	Схема ЛА
-1,2	звичайна
1,4	"утка"
-2,5	без ГО
5...6	з поворотом крила

5.8.2. Динамічна стійкість та керованість

1. Відносний динамічний запас (перерегулювання) σ мусить не перевищувати 20-30% для важких ЛА та 40-50% для маневрених ЛА, причому меншим значенням відповідають ділянки польоту, які потребують точного пілотування (зліт, посадка).

2. Власна частота коливань (при нульовому демпфюванні) f_0 не повинна перевищувати граничних значень $f_{0\max}$:

$$f_{0\max} \text{ (в герцах)} = \begin{cases} 1-2 & \text{для важких вантажних ЛА,} \\ 3-4 & \text{для маневрених ЛА,} \\ 6-18 & \text{для надзвукових безпілотних ЛА.} \end{cases}$$

3. Частота демпфюваних короткоперіодичних коливань ЛА f :

$$f \leq \begin{cases} 0,5 \dots 0,6 \text{ Гц} & \text{- для важких ЛА,} \\ 0,8 \dots 0,2 \text{ Гц} & \text{- для маневрених ЛА.} \end{cases}$$

4. Час спрацювання $t_{\text{спр}}$ (час першого виходу параметра на рівень 0,95 від його нового усталеного значення):

$$t_{\text{спр}} \leq 1,5 \dots 2 \text{ с} \quad \text{- для маневрених ЛА у випадку точного пілотування,}$$

$$t_{\text{спр}} \leq 2 \dots 2,5 \text{ с} \quad \text{- для маневрених ЛА на інших режимах,}$$

$$t_{\text{спр}} \leq 3 \dots 4 \text{ с} \quad \text{- для важких ЛА.}$$

5. Число коливань до повного загасання

$$n_{\text{заг}} < 4.$$

6. Потрібне перевантаження на усіх можливих режимах польоту:

$$n_{\text{зад потр}} = \begin{cases} 2 \dots 2,5 & \text{- для важких ЛА,} \\ 4 \dots 6 & \text{- для маневрених ЛА.} \end{cases}$$

7. Показник динамічної керованості ЛА по швидкості (табл. 5.4):

$$\frac{1}{T_n} = -\frac{1}{m} (\rho^v - x_a^v).$$

Таблиця 5.4

$-\frac{1}{T_n} \cdot \frac{1}{c}$	Рівень характеристик
$> -0,02$	перший
$> -0,05$	другий
$> -0,08$	третій

Похідні $\rho^y = \frac{\partial P_M}{\partial V}$ і $\chi_a^y = \frac{\partial \chi_a}{\partial V} = \frac{\partial P_{ac}}{\partial V}$ знаходять

як тангенс кутів нахилу дотичних до кривих наявних та потрібних тат на досліджуваному режимі польоту.

Вимоги до перехідного процесу та частотних характеристик ЛА зручно зобразити на площині параметрів, наприклад, на площині (Ω_0, ξ) (рис. 5.4).

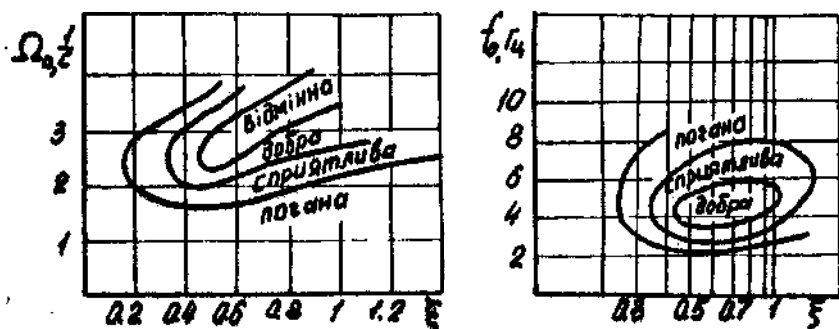


Рис. 5.4. Вимоги до характеристик перехідного процесу (приклад)

Остаточний вибір величин Ω_0, ξ здійснюється в результаті оумісного розгляду задач енергійного маневрування та точного керування.

Д О Д А Т О К

У даному розділі посібника наведено додаткові до основної частини матеріали, які можуть бути корисними для студентів при виконанні спеціальної частини курсового проекту, дипломному проектуванні та при науковому дослідженні з динаміки польоту ЛА. Вміщено також деякі довідникові дані та українсько-російський словник основних термінів з динаміки польоту.

Д.І. Загальний випадок розрахунку траєкторії ЛА методами чисельного інтегрування

Найбільшу точність при розрахунках різних маневрів ЛА можна одержати, користуючись методами чисельного інтегрування систем диференціальних рівнянь руху ЛА за заданими програмами руху та початковими умовами (початкові значення всіх змінних, що входять до системи рівнянь — фазових координат).

Наведемо системи рівнянь руху ЛА в проекції на осі траєкторної системи координат у деяких окремих випадках польоту. Швидкість вітру, вплив кривини та обертання Землі враховувати не будемо.

1. Політ ЛА в крені без ковзання можна описати такою системою рівнянь:

$$1) \quad m \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - x_a - G \sin \theta;$$

$$2) \quad m v \frac{d\theta}{dt} = [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \cos \chi_a - G \cos \theta;$$

$$3) \quad -m v \frac{d\psi}{dt} \cos \theta = [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \sin \chi_a;$$

$$4) \quad \frac{dH}{dt} = v \sin \theta = \frac{dy_k}{dt};$$

$$5) \quad \frac{dx_k}{dt} = v \cos \theta \cos \psi;$$

$$6) \frac{dz_k}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi; \quad (\text{Л.1})$$

$$7) \frac{d\theta}{dt} = \frac{V}{r_y};$$

$$8) \frac{d\psi}{dt} = -\frac{V \cos \theta}{r_z};$$

$$9) \frac{dm}{dt} = -\frac{P \cdot c_e}{3600};$$

$$10) n_{x_0} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a}{G};$$

$$11) n_{y_0} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a}{G}.$$

2. Політ ЛА з креном без ковзання (рівняння у перервантантажних):

$$1) \frac{dv}{dt} = g(n_{x_0} - \sin \theta);$$

$$2) \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{y_0} \cos \gamma_a - \cos \theta) = \frac{V}{r_y}; \quad (\text{Л.2})$$

$$3) -\frac{d\psi}{dt} = \frac{g}{V \cos \theta} n_{y_0} \sin \gamma_a = \frac{V \cos \theta}{r_z}.$$

Далі рівняння такі самі, як і рівняння 5 - II в системі (Л.1).

3. Рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання:

$$1) m \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - G \sin \theta;$$

$$2) mV \frac{d\theta}{dt} = m \frac{V^2}{r_y} = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - G \cos \theta;$$

$$3) \frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \quad (\text{Л.3})$$

$$4) \frac{dL}{dt} = V \cos \theta;$$

$$5) \frac{dm}{dt} = - \frac{P \cdot C_e}{3600}.$$

4. Рівняння руху ДА у вертикальній площині без крену та ковзання у перевантаженнях:

$$1) \frac{dV}{dt} = g (n_{xa} - \sin \theta);$$

$$2) \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{ya} - \cos \theta);$$

$$3) \frac{dH}{dt} = V \sin \theta;$$

$$4) \frac{dL}{dt} = V \cos \theta;$$

(Л.4)

$$5) \frac{dm}{dt} = - \frac{P C_e}{3600} = - \frac{N_e \cdot C_e'}{3600};$$

$$6) r_y = \frac{V^2}{g (n_{ya} - \cos \theta)};$$

$$7) n_{xa} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a}{G};$$

$$8) n_{ya} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a}{G}.$$

5. Рух ДА у вертикальній площині без крену і ковзання (незалежна змінна - H):

$$1) \frac{dV}{dH} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - G \sin \theta}{m V \sin \theta};$$

$$\begin{aligned}
 2) \quad \frac{d\theta}{dH} &= \frac{D \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - G \cos \theta}{mV^2 \sin \theta}; \\
 3) \quad \frac{dt}{dH} &= \frac{l}{V \sin \theta}; \\
 4) \quad \frac{dL}{dt} &= \operatorname{ctg} \theta; \\
 5) \quad \frac{dm}{dt} &= - \frac{N_e C_e}{3600 V \sin \theta} = - \frac{P \cdot C_e}{3600 V \sin \theta}.
 \end{aligned}
 \tag{Д.5}$$

6. Енергетична форма рівнянь руху ДА у вертикальній площині без крену та ковзання.

Якщо ввести узагальнений параметр - енергетичну висоту

$$H_e = H + \frac{V^2}{2g} \text{ - та врахувати, що } \frac{dH_e}{dt} = V_y^* = n_{xa} \cdot V, \text{ то}$$

рівняння у вертикальній площині матимуть вигляд:

$$\begin{aligned}
 1) \quad \frac{dV}{dH_e} &= \frac{g(n_{xa} - \sin \theta)}{n_{xa} \cdot V}; \\
 2) \quad \frac{dH}{dH_e} &= \frac{\sin \theta}{n_{xa}}; \\
 3) \quad \frac{dL}{dH_e} &= \frac{\cos \theta}{n_{xa}}; \\
 4) \quad \frac{dt}{dH_e} &= \frac{l}{n_{xa} V}; \\
 5) \quad \frac{dm}{dH_e} &= - \frac{P C_e}{3600 n_{xa} V}.
 \end{aligned}
 \tag{Д.6}$$

Ці рівняння дуже зручні, якщо дослідника не цікавить форма траєкторії. Тоді рівняння для θ можна не розглядати. Якщо відомий закон $V = f(H)$, то, припустивши, що $\cos \theta \approx 1$, а $\sin \theta = 0$, рівняння (Д.6) в енергетичній формі легко інтегру-

ється, що має можливість визначити:
масу витраченого на маневр палива

$$m_T = \frac{1}{3600} \int_{N_{e0}}^{N_e} \frac{\rho \cdot c_e}{n_{xa} V} dN_e; \quad (Д.7)$$

час руху

$$t = \int_{N_{e0}}^{N_e} \frac{dN_e}{n_{xa} V}; \quad (Д.8)$$

дальність польоту

$$L = \int_{N_{e0}}^{N_e} \frac{dN_e}{n_{xa}}. \quad (Д.9)$$

7. Рівняння руху ЛА у горизонтальній площині без ковзання:

$$1) m \frac{dV}{dt} = \rho \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a;$$

$$2) [\rho \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \cos \gamma_a = G;$$

$$3) -mV \frac{d\psi}{dt} = m \frac{V^2}{r_z} = [\rho \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \sin \gamma_a; \quad (Д.10)$$

$$4) \frac{dm}{dt} = - \frac{N_e \cdot c_e}{3600} = - \frac{\rho c_e}{3600}.$$

8. Рівняння руху ЛА у горизонтальній площині без ковзання у переважаннях:

$$1) \frac{dV}{dt} = g n_{xa};$$

$$2) n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a}; \quad (Д.11)$$

$$3) - \frac{d\psi}{dt} = \frac{V}{r_z} = \frac{g}{V} n_{ya} \sin \gamma_a;$$

$$4) \frac{dm}{dt} = - \frac{\rho c_e}{3600}.$$

Для правильного усталеного віражу $n_{\text{ха}} = 0$.

Радіус віражу

$$r_z = \frac{v^2}{g \sqrt{n_{yd}^2 - 1}} \quad (Д.12)$$

Час виконання віражу

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi r_z}{v} \quad (Д.13)$$

Кутова швидкість розвороту

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{v}{r_z} \quad (Д.14)$$

При проведенні чисельного інтегрування програму руху частіше задають у вигляді:

1) режиму роботи двигуна (тобто вважають, що тяга, потужність, оберти двигуна, питома витрата палива C_e як функції часу, а також n та v у вигляді висотно-швидкісних та дросельних характеристик відомі);

2) однієї нижчепередічених функцій:

$$\alpha = \alpha(t), \quad \theta = \theta(t), \quad n_{yd} = n_{yd}(t), \quad r_y = r_y(h), \\ v = v(h), \quad n = n(L), \quad \delta_a = \delta_a(t), \quad n_{\text{ха}} = n_{\text{ха}}(t), \\ \psi = \psi(t).$$

Аеродинамічні сили, що входять до складу правих частин рівнянь, визначаються за кутом атаки, який для кожного варіанта програми розраховують по-своєму. Щоб визначити кут атаки, використовують друге (частіше) або перше рівняння руху. При цьому припускають, що кут атаки малий, $\varphi_p \approx 0$, а тому $\cos(\alpha + \varphi_p) \approx 1$, $\sin(\alpha + \varphi_p) \approx \alpha$. Співвідношення для кожного із варіантів програми наведено в табл. Д.І.

Для чисельного інтегрування рівняння руху дають до форми Коші, тобто розв'язують відносно похідних шуканих функцій (похідні повинні бути першого порядку), визначають число "зайвих" невідомих і задають програму (за числом "зайвих" невідомих задають закон їх зміни). Знаходять початкові значення всіх змінних, що входять до системи рівнянь. Вибирають метод і крок інтегрування (0,05...5 с). Виконують чисельне інтегрування (зручно - в таб-

лиці або за допомогою ЭОМ). Приклад складення розрахункової таблиці для програми, заданої у вигляді $P = P(H, M)$, $C_{ya} = C_{ya}(H, M)$, $\alpha = \alpha(t)$, наведено нижче (таб. Д.2).

Таблиця Д.1

Вид програми	Співвідношення для кута атаки α (або C_{ya})
$\alpha(t)$	$\alpha(t) - \text{за програмою}$
$\dot{\vartheta}(t)$	$\alpha = \dot{\vartheta}(t) - \theta$
$\theta(t)$	$\alpha = \frac{mv\dot{\theta} + G \cos \theta}{P + C_{ya}^{\alpha} q S}$
$n_{ya}(t)$	$\alpha = \frac{n_{ya}(t) \cdot G}{P + C_{ya}^{\alpha} q S}$
$r_y = f(H)$	$\alpha = \frac{\frac{mv^2}{r_y} + G \cos \theta}{P + C_{ya}^{\alpha} q S}$
$V = V(H)$	$\alpha = C_{ya} / C_{ya}^{\alpha}, \text{ де}$ $C_{ya} = \sqrt{(P - G \sin \theta - C_{x0} q S - mv \sin \theta \frac{dV}{dH}) / A q S}$
$\delta_a = \delta(t)$	$\alpha = \frac{G}{\cos \delta_a (P + C_{ya}^{\alpha} q S)}$
$n_{xa}(t)$	$\alpha = C_{ya} / C_{ya}^{\alpha}, \text{ де}$ $C_{ya} = \sqrt{\frac{P - x_0 - n_{xa} G}{A q S}}$

У цьому прикладі чисельне інтегрування виконувалося простим методом Ейлера.

Розрахункова формула для визначення функції у кінці кроку інтегрування простим методом Ейлера така:

$$y_{n+1} = y_n + \dot{y}_n h, \quad (\text{Д.15})$$

де y_{n+1} - значення функції в кінці кроку інтегрування; y_n , \dot{y}_n - значення функції та її похідної на початку кроку інтегрування;

h - крок (приріст аргумента).

Для уточненого метода Ейлера

$$y_{n+1} = y_{n-1} + 2h \dot{y}_n. \quad (\text{Д.16})$$

Метод Адамса-Штермера (метод трапеція) має таку залежність:

$$y_{n+1} = y_n + \frac{h}{2} (\dot{y}_{n+1} + \dot{y}_n). \quad (\text{Д.17})$$

Метод Рунге-Кутта:

$$y_{n+1} = y_n + \frac{h}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4), \quad (\text{Д.18})$$

де

$$k_1 = \dot{y}(x_n, y_n) = \dot{y}_n;$$

$$k_2 = \dot{y}\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2} k_1\right);$$

$$k_3 = \dot{y}\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2} k_2\right);$$

$$k_4 = \dot{y}(x_n + h, y_n + h k_3).$$

Останній метод точніший з усіх наведених, але громіздкий через те, що для визначення функцій у кінці кроку інтегрування потребує чотирьохразового використання рівнянь руху (метод четвертого порядку).

Т а б л и ц я Д.2

Приклад розрахункової таблиці для виконання чисельного інтегрування рівнянь руху ЛА простим методом Ейлера

Номер кроку	0	1	2	...	Примітки
Крок	Δt	Δt	Δt		
t	0	Δt	$2\Delta t$		
V	V_0	$V_1 = V_0 + \Delta V_0$	$V_2 = V_1 + \Delta V_1$		
θ	θ_0	$\theta_1 = \theta_0 + \Delta \theta_1$	$\theta_2 = \theta_1 + \Delta \theta_1$		
H	H_0	$H_1 = H_0 + \Delta H_0$	$H_2 = \dots$		
L	L_0	$L_1 = \dots$	$L_2 = \dots$		

Номер кроку	0	I	2 ...	Примітки
m	m_0	$m_1 = m_0 + \Delta m_0$	m_2	
α	α_0	α_1	α_2	За програмою
a_H	a_{H0}	} АС-81
P_H	P_{H0}			
M	M_0			$M = V / a_H$
C_{x0}	$(C_{x0})_0$			} Вихідні дані як функції числа M
A	A_0			
C_{y0}^α	$(C_{y0}^\alpha)_0$			
P	P_0			} За програмою
C_e	C_{e0}			
q	q_0			$q = 0,7 P_H M^2$
Y_a	Y_{a0}			$Y_a = C_{y0}^\alpha q S \alpha$
X_a	X_{a0}			$X_a = [C_{x0} + A(C_{y0}^\alpha \alpha)^2] q S$
\dot{V}	\dot{V}_0			$\dot{V} = (P - X_a - G \sin \theta) / m$
$\dot{\theta}$	$\dot{\theta}_0$			$\dot{\theta} = (P_y + Y_a - G \cos \theta) / mV$
\dot{H}	\dot{H}_0			$\dot{H} = V \sin \theta$
\dot{L}	\dot{L}_0			$\dot{L} = V \cos \theta$
\dot{m}	\dot{m}_0			$\dot{m} = -P C_e / 3600$
ΔV	ΔV_0			$\Delta V = \dot{V} \cdot \Delta t$
$\Delta \theta$	$\Delta \theta_0$			$\Delta \theta = \dot{\theta} \cdot \Delta t$
ΔH	ΔH_0			$\Delta H = \dot{H} \cdot \Delta t$
ΔL	ΔL_0			$\Delta L = \dot{L} \cdot \Delta t$
Δm	Δm_0			$\Delta m = \dot{m} \cdot \Delta t$

Д.2. Розрахунок основних ЛТХ ЛА із застосуванням ЕОМ

Д.2.1. Загальні положення

Деяку частину льотно-технічних характеристик ЛА можна одержати з допомогою ЕОМ за каталогізованими програмами, розробленими кафедрою аерогідродинаміки ХАІ і записаними на ЕОМ ERA-3М (аудиторія 227с літакобудівного корпусу). Детальна інформація про програми, дані, що вводяться та виводяться з ЕОМ, розрахункові формули та рекомендації до наближеного вибору необхідних для розрахунків величин наведено у навчальному посібнику [16]. Нижче подано короткі відомості, необхідні для роботи з програмами.

Для виклику та роботи з програмами необхідно:

1. Увімкнути ЕОМ у мережу, для чого на лівій панелі дисплея перевести тумблер (ВКЛ. - ВІК) у положення < ВКЛ >. Після нетривалого прогріву на екрані з'являється блимаючий курсор (світла прямокутна пляма).

2. Перевести ЕОМ у режим роботи з латинським шрифтом, натиснувши клавішу < CAPS > на літерно-цифровому клавішному наборному пристрої (на клавіші світиться сигнальна лампочка).

3. Натиснути клавішу < CR >. При цьому на екрані дисплея з'явиться знак " > ", який свідчить про те, що ЕОМ готова до введення команд.

4. Набрати команду < HELLO I01,22/I0122 > та ввести її натиском клавіші < CR >.

5. Після появи на дисплеї знака " > " набрати і ввести команду > @ DINI01 < CR >.

6. Далі виконувати роботу з ЕОМ у режимі діалогу шляхом введення необхідної інформації на запит ЕОМ. Якщо при наборі цифрової інформації вкрався помилка до введення її у машину командою < CR >, стерти її можна за допомогою команди < DEL >. Зупиняють переміщення інформації на дисплеї одночасним натиском клавіш < CTRL > < S >. Подальше продовження переміщення з'явиться при команді < CTRL > < Q >.

7. Для завершення роботи з ЕОМ ввести команду BYE < CR >, після чого тумблер "ВКЛ-ВІК" перевести у положення "Вик".

При роботі з ЕОМ у режимі діалогу можливе проведення розра-

хунків за п'ятьма стандартними програмами AIRPOLARA, AIRPROBA, AIRFLINT, AIRLONGE та AISTART з виведенням результатів на екран, а також, за бажанням, з роздруківкою цих результатів на паперовій стрічці за допомогою пристрою друку - принтера.

За програмою AIRPOLARA розраховуються для заданих чисел M на висоті польоту потрібні для прямолінійного усталеного руху з фіксованим кутом нахилу траєкторії значення коефіцієнтів аеродинамічної підйомної сили C_{ya} та лобового опору C_{xa} . Для горизонтального польоту задать $\theta = 0$. Одержана інформація у вигляді таблиці дає змогу побудувати польотні поляри $C_{ya} = f(C_{xa})_{H=const}$. При цьому точкою польотної поляри для фіксованої висоти буде $(C_{ya}, C_{xa})_{H=const}$. Якщо побудувати $C_{ya} = f(M)$ на одній діаграмі з $C_{ya_{max}} = f(M)$ та $C_{ya_{доп}} = f(M)$, то у точках їх перетину можна визначити відповідно мінімальне теоретичне значення числа $M = M_{min_{теор}}$ і мінімально допустиме $M_{min_{доп}}$.

Програма AIRPROBA дозволяє підібрати параметри турбореактивного двигуна (статичну тягу P_0 [РВ] і коефіцієнт стиску в компресорі π_k [РК] для забезпечення заданих M_{max} [ММАХ] та статичної стелі $H_{ст}$ (на статичній стелі енергетична скоропідйомність $V_y^* = 0$). Для кожного із введених у ЕОМ значень π_k і кількох висот з кроком в один кілометр, починаючи із заданої висоти [НВ], на екран або паперову стрічку виводять у функції числа M значення наявної тяги [Р(км)] та енергетичної скоропідйомності [VY*] у метрах на секунду, а також таблицю потрібних тяг. Ця інформація і використовується при виборі значення π_k , яке забезпечує одержання потрібних M_{max} і $H_{ст}$.

За програмою AIRFLINT розраховують основні ЛТХ з використанням спрощеного методу тяг Ізюковського. Виводять таку інформацію:

1. Наявна тяга [Р] як функція числа M для фіксованих значень H .
2. Потрібна тяга [РВ] у функції M при $H = const$.
3. Значення енергетичної скоропідйомності [VY*] $V_y^* = f(M)_{H=const}$;
4. Максимальне значення енергетичної скоропідйомності $V_{y_{max}}^*$ [VYM] для кожної висоти [H(км)] з кроком у 0,5 км і

відповідні до $V_{y\max}^*$ значення числа M набору висоти. За цими даними будуть $V_{y\max}^* = f(M)$. Висота, на якій $V_{y\max}^* = 0$, — це статична теоретична стеля.

5. Енергетична скоропідйомність $V_y^* [VY^*]$ як функція швидкості набору висоти $[V]$ для фіксованих значень енергетичної висоти $HE [H3]$. За даними таблиці будуть залежності $V_y^* = f(V)_{HE = \text{const}}$.

6. Інформація стосовно оптимальної програми набору висоти, яка відповідає $V_{y\max}^* |_{HE = \text{const}}$ та мінімальному часу набору висоти.

Для кожного значення енергетичної висоти $[H3 \text{ KM}]$ з кроком у 0,5 км виводять:

- висоту, число M , швидкість $([H(\text{KM})], [M], [V(\text{M/C})])$, які відповідають оптимальній програмі;

- максимальне значення енергетичної скоропідйомності $V_{y\max}^* [VYM(\text{M/C})]$;

- час польоту $t [T(\text{C})]$ за оптимальною програмою, починаючи з $H_c = 500 \text{ м}$;

- наближене максимальне значення енергетичної висоти $[H3] - H_{e\max}^*$.

Залежності $H = f(M)$ або $H = f(V)$ відповідають оптимальній програмі набору висоти, а $H = f(t)$ — програмі набору висоти.

Програма A1LONGE дає змогу розрахувати дальність і тривалість горизонтального усталеного польоту для кількох значень чисел M та висот. У програмі можна одночасно використати розрахунки для чотирьох значень висоти H або чотирьох значень початкової $m_{\text{поч}} [MN]$ та кінцевої маси $m_{\text{кін}} [MK]$.

Виводять:

- дальність польоту $L [L(\text{KM})]$;

- тривалість польоту $T [T(\text{SEK})]$;

- міру дроселювання тяги $\frac{P_{\text{др}}}{P_{\text{ном}}} [P/P_{\text{НОМ}}]$;

- аеродинамічну якість $\frac{C_{ya}}{C_{xa}} [YA/XA]$.

За програмою A1START розраховують методом чисельного інтегрування характеристики зльоту та посадки ЛА, якщо задано ви-

хідні дані та програму керування. Більш детально дивись працю [16].

Виводять залежно від часу зльоту (з моменту зрушення з місця - до досягнення висоти 10,7 м) та посадки (від висоти 15 м - до повної зупинки ЛА на ЗПС):

- швидкість ЛА $[V(M/C)]$;
- дальність (координату x) $[X(M)]$;
- висоту ЛА над ЗПС $H [H(M)]$;
- кут нахилу траєкторії $\theta [TE]$;
- сумарну тягу двигунів $P [P(KN)]$;
- нормальну реакцію, що діє на шасі $[N(KN)]$;
- тягу прискорювача $[DS(KN)]$;
- масу ЛА $m [MA(KG)]$;
- число $M [M]$;
- кут атаки $\alpha [ALFA]$;
- коефіцієнт лобового опору $C_{x0} [CXA]$;
- коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили $C_{ya} [CYA]$;
- складові перевантаження у проекціях на швидкісні осі $[NXA], [NYA]$;
- похідну $\frac{dV}{dt} [VS(M/C^2)]$;
- похідну $\frac{d\theta}{dt} [TES(1/C)]$.

Д.2.2. Про введення необхідного для розрахунків на БОМ числового матеріалу

Необхідно пам'ятати, що коли вводяться дійсні числа за формою подання F , слід використовувати десяткову крапку. Крім даних про номер групи та прізвище студента БОМ у режимі діалогу запятує:

1. Массив значень чисел $M [M]$. Можна вводити до 14 значень чисел M , наприклад, починаючи з $M = 0,2$ до 2,8. Але для учбових розрахунків з метою заощадження паперу і більш зручного розміщення друкованого матеріалу на аркуші доцільно брати до шести значень чисел M , так, щоб охопити увесь можливий діапазон чисел M польоту.

2. Массив значень коефіцієнта лобового опору при нульовій

підйомній силі C_{x0} [СХ0] . Вводять послідовно для прийнятих у п. I значень чисел M .

3. Маса в значень коефіцієнта віхилу поляри [A] .

4. Масу ЛА m [MA] в кілограмах.

5. Характерну площу S [S] . Вводять площу крила з підфюзеляжною частиною у квадратних метрах.

6. Стартову тягу двигунів P_0 [P0] у кілоньтонах.

7. Коефіцієнт стиску в компресорі π_k [PK] .

8. Кут нахилу траєкторії в градусах θ [TE] .

9. Для програми AIRPROBA :

- розрахункову висоту у кілометрах [HR] , на якій ЛА повинен розвивати задану швидкість;

- розрахункове число M [MR];

- чотири значення π_k [PHR] .

10. Для програми AIRLONGE :

- стартову питому витрату палива C_{e0} [CE0] (якщо дані відсутні, можна взяти $C_{e0} = 0,08 \dots 0,102$ кг/(Н·год);

- до чотирьох комбінацій розрахункової висоти польоту [H] у кілометрах, початкової [MH] та кінцевої [MK] маси у кілограмах.

II. Для програми AISTART :

- коефіцієнти $C_{x0} \cdot A \cdot C_{ya}^k$ для ЛА у польотній конфігурації та малих значеннях чисел M ($M = 0,2 \dots 0,4$); похідну потрібно брати у I/рад;

- нульовий кут атаки у градусах α_0 [A0] ;

- масу ЛА на зльоті та посадці у кілограмах [MA1] , [MA2];

- приріст коефіцієнта максимальної підйомної сили на зльоті ΔC_{ya1} [DCY1] та посадці ΔC_{ya2} [DCY2] за рахунок механізації (за відсутності даних у першому наближенні можна прийняти $\Delta C_{ya1} = 0,3 \dots 0,55$, $\Delta C_{ya2} = 0,6 \dots 1,3$);

- приріст коефіцієнта лобового опору за рахунок випуску механізації та шасі на зльоті ΔC_{x01} [DCX1] та посадці ΔC_{x02} [DCX2] (за відсутності даних можна взяти $\Delta C_{x01} = (1 \dots 1,5) C_{x0}$, $\Delta C_{x02} = (1,5 \dots 2) C_{x0}$);

- коефіцієнт тертя на зльоті f_{TP} [FTR1] та посадці f_{zB} [FTR2] (для сухого бетону $f_{TP} = 0,02 \dots 0,05$, $f_{zB} = 0,2 \dots 0,4$);

- положення важеля управління двигуном $\xi_{вуд}$ на різних ета-

пах зльоту та посадки (можна брати на зльоті [RYD1] $\xi_{вчд} =$
 $= 1...1,4$, на зльоті з одним двигуном, що відказав, $\xi_{вчд} = 0,68$,
 при заходженні на посадку [RYD2] та пробігу [RYD3] $\xi_{вчд} =$
 $= 0,89...0,1$, при реверсі [RYDR] $\xi_{вчд} = -0,055...)$;

- дані прискорювача при зльоті: тяга у кілоньютонах [P51],
 кут напрямку тяги [F11] у градусах, питома часова витрата пали-
 ва [CE51] у кг/(Н·год);

- дані прискорювача на посадці: тяга у кілоньютонах [P52],
 кут напрямку тяги в градусах [F12], питома часова витрата па-
 лива у кілограмах на ньютон за годину [CE52] .

Д.3. Проектувальний розрахунок моментних характеристик, стійкості та керованості ЛА

За погодженням з викладачем проектувальний розрахунок мо-
 ментних характеристик, стійкості та керованості ЛА може включати
 одне або кілька питань з перелічених нижче:

1. Вибір параметрів горизонтального оперення за умовами
 статичної стійкості та керованості ЛА.

2. Формування контура бортової стабілізації ЛА виходячи із
 заданих характеристик динамічної стійкості ЛА на одній або де-
 кількох висотах польоту. Сюди відноситься вибір необхідного поло-
 ження центра мас ЛА та потрібного значення передаточного числа
 демпфера тангажу.

3. Наближений вибір передаточних чисел демпфера тангажу,
 які забезпечують одержання заданих динамічних характеристик ко-
 роткоперіодичного етапу поздовжнього керованого збуреного руху
 (перехідної функції).

4. Розрахунок характеристик статичної та динамічної стій-
 кості ЛА для нових вибраних значень параметрів ГО та демпфера
 тангажу.

Розглянемо, як у спрощенія постановці розв'язують поставле-
 ні питання.

Д.3.1. Вибір параметрів горизонтального оперення та розрахунок граничних центрівок за умовами статичної стійкості та керованості

До параметрів ГО, які визначають задану статичну стійкість
 та керованість, належать: площа ГО $S_{ГО}$, площа рудів висоти S_g .

плече ГО $L_{г0}$. Щоб їх вибрати, а також знайти граничні центрівки ($\bar{X}_{ггп}$, $\bar{X}_{ггз}$), будемо вважати, що аеродинамічні характеристики системи без горизонтального оперення БГО відомі, наприклад, в результаті обчислень на ЕОМ за стандартною програмою.

Вивеємо зв'язок гранично-задньої та гранично-передньої центрівок з відносним статичним моментом площі ГО:

$$A_{г0} = S_{г0} L_{г0} / (S \cdot b_A).$$

Гранично-задню центрівку ($\bar{X}_{ггз}$) визначимо як

$$\bar{X}_{ггз} = \bar{X}_{ггп} + \sigma_{\text{min}}, \quad (\text{Д.18})$$

де $\bar{X}_{ггп}$ - нейтральна центрівка; σ_{min} - заданий мінімальний запас поздовжньої статичної стійкості по перевантаженню.

Оскільки

$$\bar{X}_{ггп} = \bar{X}_F + \frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}, \quad (\text{Д.19})$$

$$\bar{X}_{ггп} = \bar{X}_{ггз} + k_{г0} a_{г0} A_{г0} \frac{1}{C_{y\alpha_{г0}}} (1 - \varepsilon_{к+\phi}^{\alpha}),$$

$$C_{y\alpha_{г0}} = C_{y\alpha_{г0}} + k_{г0} a_{г0} (1 - \varepsilon_{к+\phi}^{\alpha}) \bar{S}_{г0}.$$

то

$$\bar{X}_{ггз} = \sigma_{\text{min}} + \bar{X}_{ггз} + \frac{k_{г0} \cdot a_{г0} A_{г0} (1 - \varepsilon_{к+\phi}^{\alpha})}{C_{y\alpha_{г0}} + k_{г0} a_{г0} (1 - \varepsilon_{к+\phi}^{\alpha}) \frac{A_{г0}}{L_{г0}}} - \frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}. \quad (\text{Д.20})$$

Тут $\bar{X}_{ггз}$ - положення фокуса системи БГО відносно носка САХ у долях САХ, $a_{г0} = \frac{\partial C_{y\alpha_{г0}}}{\partial \alpha_{г0}}$, $m_z \bar{\omega}_z$ - безрозмірна похідна,

$$\mu = 2m / (\rho S b_A), \quad A_{г0} = S_{г0} L_{г0} / (S b_A), \quad \bar{S}_{г0} = \frac{S_{г0}}{S} = \frac{A_{г0}}{L_{г0}}, \quad \bar{L}_{г0} = L_{г0} / b_A, \quad m_z \bar{\omega}_z \approx -(1,15 \dots 1,55) \sqrt{k_{г0} \cdot a_{г0} A_{г0} \bar{L}_{г0}}$$

у першому наближенні складовою $\frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}$ можна знехтувати.

Гранично-передню центрівку $\bar{X}_{ггп}$ визначають за умовою достатності рудів висоти для балансування ЛА на одному з гранич-

них режимів польоту - посадці, польоті на граничних α на великих висотах або польоті на граничних перевантаженнях.

Запишемо умову балансування ДА на посадці з гранично допустимими значеннями відхилення рухів висоти:

$$m_{\text{ДЛА}} = m_{\text{звго}} + m_{\text{зго}} = 0,$$

де

$$m_{\text{звго}} = m_{\text{зобго}} + (\bar{X}_{\text{тгп}} - \bar{X}_{\text{фбго}}) C_{\text{уазго}};$$

$$m_{\text{зго}} = -k_{\text{го}} a_{\text{го}} A_{\text{го}} (\alpha + \varphi_{\text{го}} - \varepsilon_{\text{к+ф}}^{\alpha} \alpha - \varepsilon_0 + \eta_{\text{г}} [\delta_{\text{г}}^{\alpha} \text{гран}]);$$

$$C_{\text{уазго}} = C_{\text{уазго}}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0);$$

$$[\delta_{\text{г}}^{\alpha} \text{гран}] = \delta_{\text{вкрит}} - \delta_{\text{взап}};$$

$[\delta_{\text{г}}^{\alpha} \text{гран}]$ - гранично допустиме значення відхилення руля висоти;

$\delta_{\text{вкрит}}$ - кут відхилення руля висоти, що відповідає $C_{\text{уазго}}^{\alpha}$;

$\delta_{\text{взап}}$ - заданий запас відхилення руля висоти; α - кут атаки ДА.

Тоді

$$\bar{X}_{\text{тгп}} =$$

$$= \frac{\{-m_{\text{зобго}} + \bar{X}_{\text{фбго}} C_{\text{уазго}}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{\text{обго}}) + k_{\text{го}} a_{\text{го}} A_{\text{го}} (\alpha + \varphi_{\text{го}} - \varepsilon_{\text{к+ф}}^{\alpha} \alpha - \varepsilon_0 + \eta_{\text{г}} [\delta_{\text{г}}^{\alpha} \text{гран}])\}}{C_{\text{уазго}}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{\text{обго}})} \quad (\text{Д.21})$$

Користуючись одержаними залежностями (Д.20) і (Д.21), розрахунки $\bar{X}_{\text{тгз}} = f(A_{\text{го}})$, $\bar{X}_{\text{тгп}} = f(A_{\text{го}})$ і потрібних параметрів Ю ведуть у такі послідовності:

1. Будуть границю $\bar{X}_{\text{тгз}} = f(A_{\text{го}})$, вважаючи її наближено лінійною. Для цього за відомими з аеродинамічного розрахунку для режиму, що відповідає $(\bar{X}_{\text{фбго}})_{\text{min}}$, величинами $\bar{X}_{\text{фбго}}$, $k_{\text{го}}$, $a_{\text{го}} = C_{\text{уазго}}^{\alpha}$, $\varepsilon_{\text{к+ф}}^{\alpha}$, $C_{\text{уазго}}^{\alpha}$ за формулою (Д.20) розрахують $\bar{X}_{\text{тгз}}$ для двох значень A , які дорівнюють нулю та одиниці ($\bar{X}_{\text{тгз1}}$, $\bar{X}_{\text{тгз2}}$). З'єднавши прямою ці дві точки на площині $(\bar{X}_{\text{тгз}}, A_{\text{го}})$, одержують потрібну границю.

2. Будуть границю $\bar{X}_{\text{тгп}} = f(A_{\text{го}})$ як обвідну сім'ї прямих $\bar{X}_{\text{тгп}} = f(A_{\text{го}}) \alpha = \text{const}$, які дістають для декількох фіксованих дискретних значень α , що заляють у діапазоні

$\alpha_{\text{пос}} \dots \alpha_{\text{ствян}}$ за формулою (Д.21)!

При фіксованих $\alpha_i = \text{const}$ визначають для двох значень $A_{го}$, що дорівнюють нулю та одиниці, $\bar{X}_{тгп}$. З'єднавши дві точки на площині ($\bar{X}_{тгп}, A_{го}$), одержують пряму, що відповідає прийнятому $\alpha_i = \text{const}$.

Коли ведуть обчислення за формулою (Д.21), величини $m_{зобго}$, $\bar{X}_{гбго}$, $C_{чабго}^\alpha$, $\alpha_{обго}$, $k_{го}$, $q_{го} = C_{чабго}^\alpha$, $\varphi_{го}$ беруть з аеродинамічного розрахунку для режиму посадки.

Коефіцієнт ефективності руля висоти η_g приймають рівним

$$\eta_g = (0,8 \dots 0,9) \sqrt{\bar{S}_p},$$

де $\bar{S}_p = \frac{S_p}{S_{го}} = 0,15 \dots 0,35$.

Гранично допустиме значення відхилення руля висоти

$$[\delta_{б\text{гран}}] = \delta_{б\text{крит}} - \delta_{б\text{зап}}, \quad (\text{Д.22})$$

де $\delta_{б\text{крит}} \approx (20^\circ \dots 25^\circ)$, $\delta_{б\text{зап}} \approx 8^\circ \dots 10^\circ$.

Для ЛА з СПК $[\delta_{б\text{гран}}] = \varphi_{го\text{гран}} = (12 \dots 14)^\circ$, $\eta_g = 1$.

Увага! При проведенні розрахунків за формулами (Д.21),

(Д.22) кути α , $\alpha_{обго}$, $\varphi_{го}$, ξ_0 , $[\delta_{б\text{гран}}]$ потрібно брати в радіанах. Кут відхилення руля висоти на режимі посадки від'ємний.

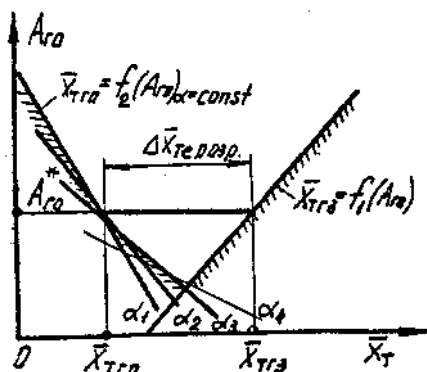
3. Щоб визначити потрібні параметри ГО та граничні центрівки, користуючись діаграмою $\bar{X}_{тгп} = f(A)$ та $\bar{X}_{тгз} = f(A)$, треба

мати експлуатаційну розбіжність центрівок $\Delta \bar{X}_{те}$. Якщо вона невідома, приймають за статистиком $\Delta \bar{X}_{те} = 0,1 \dots 0,2$. Задать запас у 10...30% і розміщують відрізок $\Delta \bar{X}_{те\text{разр}} = (1,2 \dots 1,3) \Delta \bar{X}_{те}$ в границях $\bar{X}_{тгп} \dots \bar{X}_{тгз}$ (рис. Д.1). Таким чином одержують розрахункові граничні центрівки $\bar{X}_{тгп}^*$, $\bar{X}_{тгз}^*$ та $A_{го}^*$.
Оскільки

$$A_{го} = S_{го} L_{го} / (S_{b_A}) = \bar{S}_{го} \bar{L}_{го},$$

Рис. Д.1. До визначення граничних центрівок та параметрів ГО

У курсовому проєкті достатньо обмежитися одним значенням $\alpha = \alpha_{\text{пос}}$



то

$$\bar{S}_{r0}^* = \frac{A_{r0}^4}{L_{r0}} = \frac{S_{r0}}{S}, \quad (\text{Д.23})$$

де S - площа крила з підшасельною частиною; $L_{r0} = L_{r0} / b_A$.

Д.3.2. Формування контура бортової стабілізації ЛА

Д.3.2.1. Постановка задачі

Задача полягає в тому, щоб ЛА, який проектується, мав задані певні динамічні характеристики (стійкості та керованості). Оскільки досягти цього без використання на ЛА автоматичних пристроїв не вдасться, зважатимемо, для спрощення, що на ЛА встановлено ідеальний (без запізнювання) демпфер кутової швидкості тангажу.

Необхідно знати раціональне положення центра мас ЛА та потрібне передаточне число демпфера кутової швидкості тангажу.

При вирішенні задачі слід задовольнити такі вимоги:

1. Перехідні процеси по перевантаженню повинні закінчуватися досить швидко. Не дозволяються великі закиди перевантаження (менше 10%). Як відомо, цим вимогам відповідає умова

$$0,6 \leq \xi \leq 1,$$

де ξ - відносний коефіцієнт демпфірування.

2. Запізнювання реакції ЛА на керувальну дію мусить бути у межах 0,2...0,4 с. Якщо запізнювання менше 0,2 с, то реакція ЛА переважуватиме природну реакцію льотчика, якщо більше 0,4 с - ЛА буде в'ялим.

3. Амплітуда відхилення рулів льотчиком у неусталеному русі не може суттєво відрізнятись від амплітуди в усталеному режимі польоту з таким самим перевантаженням. Величину відносної амплітуди звичайно задають у межах $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,09$, що в діапазоні $0,6 \leq \xi \leq 1$ відповідає максимальному закиду $\delta \rho_y \approx 10\%$.

4. Можливі відхилення руля висоти повинні забезпечити всі необхідні режими польоту (посадку, політ на граничних кутах атаки та перевантаженнях).

5. У власному збуреному русі ЛА має бути стійким, тобто збурений рух ЛА від дії випадкових причин повинен без втручання льотчика в керування досить швидко загасати.

Виходячи з цих вимог можна побудувати допустиму область значень відносного коефіцієнта демпфірування ξ та відносної частоти $\psi = \omega_{\text{вим}} / \Omega_0$. Де $\omega_{\text{вим}}$ - частота вимушених коливань, Ω_0 - опорна частота, для якої зберігається задовільна якість перехідного процесу, а амплітуда та запізнення не виходять за задані межі.

Розглянемо задачу в спрощеній постановці і тільки для короткоперіодичного етапу збуреного руху, для якого передаточна функція відносно кута атаки та перевантаження описується у вигляді

$$W = \frac{C}{s^2 + 2\eta_0 s + \Omega_0^2} \quad (\text{Д.24})$$

Область допустимих значень ξ і ψ , які відповідають вказаним вище у п. 1-3 вимогам, можна визначити користуючись рис. Д.2. Від області допустимих значень (ξ , ψ) переходять до області допустимих значень центрівки та передаточних чисел демпфера тангажу.

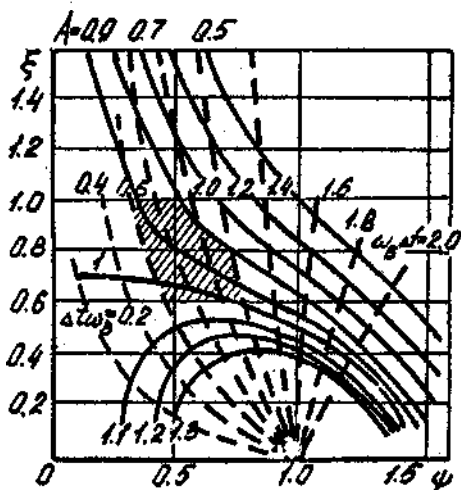


Рис. Д.2. Частотні характеристики коливної та аперіодичної ланки другого порядку

Якщо вимоги до ЛА відрізняються від указаних у пп. 1-3, область допустимих значень ξ і ψ можна побудувати згідно з викладеною нижче методикою.

Д.3.2.2. Побудова області (ξ, ψ), що відповідає заданим вимогам до динамічної стійкості та керованості ЛА (рис. Д.4):

1. Наносимо граничні лінії ξ_{\min} і ξ_{\max} , що відповідають допустимим закладам перевантаження, наприклад, для $\delta n_{\text{ца}} = 10\%$
 $\xi_{\min} = 0,6$, $\xi_{\max} = 1$ (рис. Д.3).

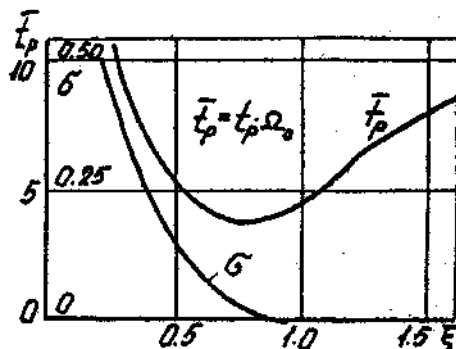


Рис. Д.3. Характеристики перехідного процесу коливальної та апериодичної ланки другого порядку

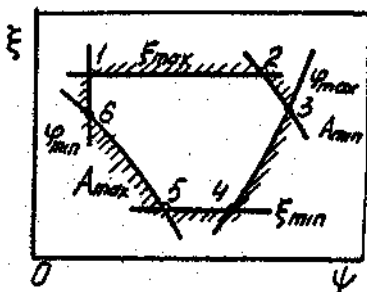


Рис. Д.4. Розрахунковий графік до вибору контура бортової стабілізації ЛА в координатах (ξ, ψ)

2. Наносимо граничні лінії, що відповідають мініимальному та максимальному значенням відносної амплітуди A_{\min} і A_{\max} . Оскільки для передаточної функції типу (Д.24)

$$A = \frac{N(\omega)}{\Delta\alpha_{\text{уст}}} = \frac{1}{\sqrt{(1-\psi^2)^2 + 4\xi^2\psi^2}}, \quad (\text{Д.25})$$

$$\begin{cases} \xi_{\min} = \frac{1}{2\psi} \sqrt{\frac{1}{A_{\min}^2} - (1-\psi^2)^2}, \\ \xi_{\max} = \frac{1}{2\psi} \sqrt{\frac{1}{A_{\max}^2} - (1-\psi^2)^2}, \end{cases} \quad (\text{Д.26})$$

де $N(\omega)$ - амплітуда $\Delta\alpha$ у вимушених коливаннях; $\Delta\alpha_{\text{уст}}$ - усталене значення варіації кута атаки за таким же значенням кута

відхилення руля висоти, як і амплітудне у вимушених коливаннях.

Для прийнятих значень A_{\min} і A_{\max} (наприклад, у діапазоні $0,6 < \xi < 1$ для $\delta n_{ya} = 10\%$, $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,09$, для $\delta n_{ya} = 15\%$ у діапазоні $0,5 < \xi < 1$ $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,175$), задаючи довільні значення ψ , одержують відповідні їм значення ξ .

3. Наносимо граничні лінії, що відповідають заданим величинам запізнювання φ_{\min} і φ_{\max} . Величину запізнювання оцінюватимемо безрозмірним параметром

$$\varphi = \Delta t \cdot \omega_{\xi},$$

де Δt - величина запізнювання у секундах; ω_{ξ} - частота вимушених коливань, яку можна взяти, наприклад, рівною 3 1/с.

Оскільки $\Delta t_{\min} = 0,2$ с, а $\Delta t_{\max} = 0,4$ с, то

$$\begin{cases} \varphi_{\min} = \omega_{\xi} \cdot \Delta t_{\min} = 0,6, \\ \varphi_{\max} = \omega_{\xi} \cdot \Delta t_{\max} = 1,2. \end{cases}$$

Як відомо, для передаточної функції, що має вигляд (Д.24),

$$\varphi = -\arctg\left(\frac{2\xi\psi}{1-\psi^2}\right), \quad (\text{Д.27})$$

звідки

$$\begin{cases} \xi_{\min} = -\frac{(1-\psi^2)}{2\psi} \operatorname{tg} \varphi_{\min}, \\ \xi_{\max} = -\frac{(1-\psi^2)}{2\psi} \operatorname{tg} \varphi_{\max}. \end{cases} \quad (\text{Д.28})$$

Щоб побудувати граничні лінії, беруть кілька довільних значень ψ та за формулами (Д.28) розраховують відповідні ψ значення ξ_{\min} і ξ_{\max} .

Д.3.2.3. Побудова області допустимих значень \bar{X}_T та K_2

Для побудови області допустимих значень центрівки ЛА \bar{X}_T та передаточних чисел демфера кутової швидкості тангажу K_2 необхідно встановити зв'язок

$$\begin{aligned} \bar{X}_T &= f(\xi, \psi, \omega_{\xi}) \\ K_2 &= f(\xi, \psi, \omega_{\xi}), \end{aligned}$$

тобто перейти від змінних ξ, ψ до \bar{X}_T, \dot{K}_2 .

Система рівнянь короткоперіодичного етапу збуреного руху ЛА з ідеальним демпфером тангажу (без запізнення) має вигляд

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} - a_{22} \Delta \alpha - \Delta \dot{\psi} = 0; \\ -a_{32} \Delta \alpha - a_{33} \Delta \dot{\psi} + \Delta \ddot{\psi} = a_{35} \Delta \delta_B; \\ \Delta \delta_B = K_2 \Delta \dot{\psi}. \end{cases} \quad (Д.29)$$

Вирази, що визначають динамічні коефіцієнти $a_{22}, a_{32}, a_{33}, a_{35}$, дивись у підрозд. 5.І і 5.І7.

Характеристичний многочлен системи (Д.29)

$$P_a(s) = s^2 + (-a_{35}K_2 - a_{22} - a_{33})s + (a_{22}a_{35} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2).$$

Якщо його подати у вигляді

$$P_a(s) = s^2 + 2\eta_{\beta a} s + \Omega_{0a}^2,$$

то

$$\xi_a = \frac{\eta_{\beta a}}{\Omega_{0a}} = \frac{-a_{35}K_2 - a_{22} - a_{33}}{2\sqrt{a_{22}a_{35} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2}}. \quad (Д.30)$$

$$\psi_0 = \frac{\omega_B}{\Omega_0} = \frac{\omega_B}{\sqrt{a_{22}a_{33} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2}}. \quad (Д.31)$$

Індекс "а" в $\xi_a, \Omega_{0a}, \eta_{\beta a}, P_a$ означає "з урахуванням демпфера".

Оскільки

$$\Omega_{0a}^2 = \Omega_0^2 + a_{22}a_{35}K_2 = -\frac{Y_0^{\alpha} b_A}{I_z} \left(m_z^{\alpha} + \frac{m_z^{\omega_B}}{\mu} \right) + a_{22}a_{35}K_2, \quad (Д.32)$$

$$\eta_{\beta a} = \eta_{\beta} - \frac{1}{2} a_{32} K_2, \quad (Д.33)$$

а $m_z^{\alpha} = \bar{X}_T - \bar{X}_{FLA}$, Ω_0 - опорна частота ЛА без демпфера,

то

$$\xi_a = \frac{-a_{33} K_2^2 - a_{22} - a_{33}}{2\sqrt{a_0 - \frac{Y_0^\alpha \beta_A}{I_z} \bar{X}_T + a_{22} a_{35} K_2}} \quad (Д.34)$$

$$\psi_a = \frac{\omega \xi_a}{\sqrt{a_0 - \frac{Y_0^\alpha \beta_A}{I_z} \bar{X}_T + a_{22} a_{35} K_2}} \quad (Д.35)$$

У залежностях (Д.34), (Д.35)

$$a_0 = \frac{Y_0^\alpha \beta_A}{I_z} \left(\bar{X}_{FAA} - \frac{m \bar{\omega}_z}{\mu} \right); \quad Y_0^\alpha = C_{ya} q S; \quad \mu = \frac{2m}{\rho \beta_A}$$

Розв'язавши рівняння (Д.34) і (Д.35) відносно K_2 та \bar{X}_T , одержимо:

$$K_2 = -\frac{1}{a_{35}} \left(\frac{2\omega \xi_a}{\psi_a} + a_{22} + a_{33} \right); \quad (Д.36)$$

$$\bar{X}_T = \frac{I_z}{Y_0^\alpha \beta_A} \left[a_0 - a_{22} \left(\frac{2\omega \xi_a}{\psi_a} + a_{22} + a_{33} \right) - \frac{\omega \xi_a}{\psi_a} \right]; \quad (Д.37)$$

Перебудову області, що відповідає заданим вимогам до динамічної стійкості та керованості, з координат (ξ_a, ψ_a) в (\bar{X}_T, K_2) ведуть у такій послідовності:

1. На границях області (ξ, ψ) беруть кілька довільних точок i , починаючи з характерних (див. рис. Д.4).
2. Для кожної i -ї точки визначають за рисунком відповідні їй значення $(\xi, \psi)_i$.
3. Підставляють $(\xi, \psi)_i$ у залежності (Д.36) і (Д.37) і знаходять $(\bar{X}_T, K_2)_i$.
4. Будуть розраховані точки $(\bar{X}_T, K_2)_i$ у координатах (\bar{X}_T, K_2) та з'єднують їх плавною лінією.
5. Одержану область обмежують зліва та справа вертикальними лініями, що відповідають гранично-передній та гранично-задній центрікам, знайденим у підрозд. Д.3.І (рис. Д.5).

Такі області можна побудувати в одних координатних осях для декількох режимів польоту і виділити з них область, яка задовольняє водночас ці режими (рис. Д.6). Якщо області взаємно не перетинаються, то, користуючись одним значенням передаточного числа демфера або \bar{X}_T , не можна одержати ЛА із заданими динамічними характеристиками водночас на різних режимах. При переході від одного до іншого треба змінювати K_2 або \bar{X}_T .

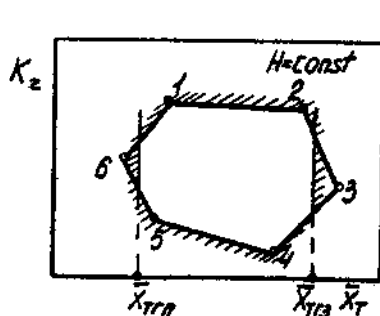


Рис. Д.5. Графік до вибору контура бортової стабілізації ЛА в координатах (K_2 , \bar{X}_T)

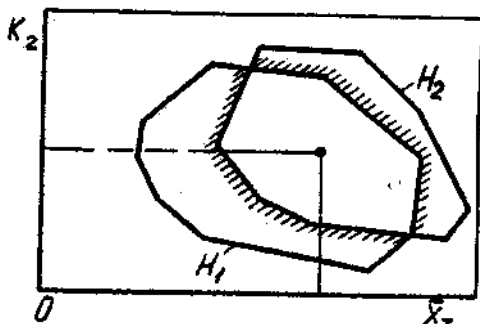


Рис. Д.6. Области допустимих значень \bar{X}_T і K_2 для двох режимів польоту

Д.3.3. Наближений вибір передаточних чисел демфера тангажу

Візьмемо як засіб запезначення заданих динамічних характеристик ЛА на короткоперіодичному етапі збуреного руху при ступінчастому відхиленні руля висоти демфер тангажу. Демфер складається з гіроскопічних датчиків, які реагують на зміну кута атаки $\Delta\alpha$ та кутової швидкості тангажу $\Delta\omega_z$, а також підсилювача - перетворювача та механізму розсувної тяги, доданого до системи керування рулем висоти.

Нехай закон керування демфером руля висоти має вигляд

$$\Delta\delta_B = K_\omega \cdot \Delta\omega_z + K_\alpha \cdot \Delta\alpha, \quad (\text{Д.38})$$

де $\Delta\omega_z = \frac{d\Delta\psi}{dt}$, K_ω , K_α - передаточні числа демфера відносно кутової швидкості та кута атаки.

Система рівнянь, що описує короткоперіодичний етап керованого збуреного руху ЛА з демпфером, така:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} - a_{22} \Delta \alpha - \Delta \dot{\nu} = 0; \\ -a_{12} \Delta \alpha + \Delta \ddot{\nu} - a_{33} \Delta \dot{\nu} - a_{35} \Delta \delta_g = 0; \\ \Delta \delta_g = k_{\omega} \Delta \dot{\nu} + k_{\alpha} \Delta \alpha. \end{cases} \quad (\text{Д. 39})$$

Характеристичний многочлен такої системи

$$p_{\alpha}(s) = s^2 + 2n_{\beta\alpha}s + \Omega_{\alpha}^2,$$

де $n_{\beta\alpha} = n_{\beta} - \frac{1}{2} a_{35} k_{\omega}$ - абсолютний коефіцієнт загасання ЛА з демпфером; $\Omega_{\alpha}^2 = \Omega_0^2 + a_{22} a_{35} k_{\omega} - a_{35} k_{\alpha}$ - квадрат опорної частоти ЛА з демпфером; n_{β}, Ω_0 - абсолютний коефіцієнт загасання та опорна частота ЛА без демпфера. Вирази для n_{β}, Ω_0 та інших величин, що входять до системи (Д. 38), див. у підрозд. 5.1.

Як відомо, для забезпечення оптимального перехідного процесу, для якого відносний закид σ не перевищує 0,04, час спрацювання $t_{\text{спр}} < 1$ с, коефіцієнт використання маневрених можливостей ЛА $K_{\text{м}} > 0,96$ і малий час загасання, необхідно, щоб відносний коефіцієнт загасання ξ дорівнював 0,75, чому відповідають $n_{\beta\alpha} = 3,75$ і $\Omega_{\alpha} = 5$.

Тоді передаточні числа демпфера

$$\begin{cases} k_{\omega} = \frac{2(n_{\beta} - 3,75)}{a_{35}}, \\ k_{\alpha} = \frac{\Omega_0^2 - 25 + a_{22} a_{35} k_{\omega}}{a_{35}}. \end{cases} \quad (\text{Д. 40})$$

Якщо $\xi = 0,75$, динамічні характеристики ЛА такі: $\beta = 3,31$ 1/с, $T_{\beta} = 1,89$ с, $t_{0,5} = 0,186$ с; $t_{3\sigma} = 0,79$ с, $\sigma = 0,046$.

Перехідна функція має вигляд

$$\Delta \alpha(t) = \frac{a_{35} \Delta \delta_{g0}}{25} \left[1 - 1,512 e^{-3,7 t} \sin(3,31 t + 0,723) \right]. \quad (\text{Д. 41})$$

Таким чином, за допомогою демпфера тангажу незалежно від власних динамічних характеристик ЛА без демпфера (Π_{ξ}, Ω_0) можна одержати ЛА із заданими наперед динамічними характеристиками $\Pi_{\xi a}, \Omega_{0a}, \xi_a$ у перехідному процесі. Як правило, коефіцієнти K_{ω} та K_{α} мають бути в межах $0,1 < \Pi_1 < 5$, що визначається чутливістю системи та потрібними зусиллями.

Д.3.4. Розрахунок характеристик статичної стійкості та керованості ЛА з вибраними параметрами ГО

Нехай внаслідок проектувальних обчислень одержані нові па-

раметри ГО: $S_{го}^*$ - площа ГО, $\bar{S}_{го}^* = \frac{S_{го}}{S}$ - відносна площа ГО,

$A_{го}^* = \frac{S_{го}^* L_{го}}{S b_A}$ - відносний статичний момент площі ГО. Щоб роз-

рахувати характеристики статичної стійкості та керованості ЛА, мають бути відомими як вихідні дані такі величини:

$\bar{X}_{F_{BГО}} = f(M)$ - положення фокуса системи БГО від початку САХ у частках САХ;

$K_{го} = f(M)$ - коефіцієнт гальмування потоку в області ГО;

$a_{го} = \frac{\partial C_{y_{aго}}}{\partial \alpha} = f(M)$ - похідна коефіцієнта (віднесеного

до площі ГО) підйомної сили ГО по куту атаки;

$C_{y_{aBГО}}^{\alpha} = f(M)$ - похідна коефіцієнта підйомної сили системи БГО по куту атаки;

$\varepsilon_{\kappa+\Phi}^{\alpha} = f(M)$ - похідна кута скосу потоку по куту атаки крила.

Тоді:

1. Похідна коефіцієнта підйомної сили ЛА з новим оперенням по куту атаки крила:

$$C_{y_{aЛА}}^{\alpha} = C_{y_{aBГО}}^{\alpha} + K_{го} a_{го} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^{\alpha}) \bar{S}_{го}^*. \quad (Д.42)$$

2. Зсув фокуса системи БГО оперенням:

$$\Delta \bar{X}_{FГО} = K_{го} a_{го} A_{го}^* \frac{1}{C_{y_{aЛА}}^{\alpha}} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^{\alpha}). \quad (Д.43)$$

3. Положення фокуса ЛА з новим оперенням відносно носка САХ крила у частках САХ:

$$\bar{X}_{\text{FЛA}} = \bar{X}_{\text{FБГO}} + \Delta \bar{X}_{\text{FГO}} \quad (\text{Д.44})$$

4. Кут установки стабілізатора φ_{cm}^* вибирають за умовою забезпечення на заданому характерному режимі польоту ДА, найтйповішому для нього (наприклад, $N_{\text{крс}}$, $M_{\text{крс}}$), нульового балансувального відхилення руля висоти. Якщо для цього режиму відомі $m_z^{\alpha} = -k_{\text{го}} \alpha_{\text{го}} A_{\text{го}}^*$, $m_z^{\beta} = -k_{\text{го}} \beta_{\text{го}} A_{\text{го}}^*$, $\bar{X}_{\text{FЛA}}$, \bar{X}_{TCP} - середні значення центрівки ДА у діапазоні $\bar{X}_{\text{TГП}}$... $\bar{X}_{\text{TГЗ}}$, $C_{\text{yар}} = G/(qS)$, $m_{\text{зр}} = -C_{\text{xар}} \cdot \varphi_{\text{р}} / \beta_{\alpha} \cdot \alpha_{\text{обгO}} \cdot \varepsilon_0$.

$$\varphi_{\text{cm}}^* = -\frac{1}{m_z^{\varphi}} \left[m_{\text{зобгO}} + (\bar{X}_{\text{TCP}} - \bar{X}_{\text{FЛA}}) C_{\text{yар}} + m_{\text{зр}} \right] - \alpha_{\text{обгO}} + \varepsilon_0 \quad (\text{Д.45})$$

5. Похідні m_z^{α} та m_z^{β} розраховують для кількох значень числа M польоту у можливому діапазоні чисел M горизонтального прямолінійного усталеного руху за формулами

$$\begin{cases} m_z^{\varphi} = -k_{\text{го}} \alpha_{\text{го}} A_{\text{го}}^* \\ m_z^{\beta} = m_z^{\varphi} \cdot n_{\beta} \end{cases} \quad (\text{Д.46})$$

Коефіцієнт ефективності руля висоти Π_{β} (див. підрозд. 4.І). Будуть залежності $m_z^{\varphi} = f(M)$, $m_z^{\beta} = f(M)$.

6. Коефіцієнт поздовжнього моменту ДА при нульовій підйомній силі:

$$m_{\text{зOЛA}} = m_{\text{зобгO}} + m_z^{\varphi} (\alpha_{\text{обгO}} - \varepsilon_0 + \varphi_{\text{cm}}^*) \quad (\text{Д.47})$$

Розрахунки ведуть для кількох значень числа M і будуть

$$m_{\text{зOЛA}} = f(M).$$

7. Моментні діаграми рівноважних режимів польоту розраховують та будують для трьох значень центрівки $\bar{X}_{\text{T1}} = \bar{X}_{\text{TГП}}$, $\bar{X}_{\text{T2}} = \bar{X}_{\text{TГЗ}}$, $\bar{X}_{\text{T3}} = \bar{X}_{\text{TCP}} = \frac{\bar{X}_{\text{TГП}} + \bar{X}_{\text{TГЗ}}}{2}$ та постійної висоти польоту.

наприклад $N_{\text{крс}}$, користуючись залежністю

$$m_{\text{зЛA}} = m_{\text{зOЛA}} + (\bar{X}_{\text{T}} - \bar{X}_{\text{FЛA}}) C_{\text{yар}} + m_{\text{зр}} \quad (\text{Д.48})$$

Методу розрахунків див. у підрозд. 4.2.

8. Балансувальні діаграми відхилення руля висоти або стабілізатора $\beta_{\beta\text{ЛA}} = f(M)$, $\varphi_{\text{гоБЛA}} = f(M)$ обчислюють та

будуть також для трьох значень центріжки, як і у п. 7, задати кілька можливих значень чисел M польоту за виразами (див. підрозд. 4.3):

$$\delta_{\text{ГВАЛ}} = - \frac{m_{\text{ГВАЛ}} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ГВАЛ}}) C_{\text{УЛГ}} + m_{\text{ДР}}}{m_{\text{Г}}^{\text{Г}}}; \quad (\text{Д.49})$$

$$\varphi_{\text{ГВАЛ}} = - \frac{m_{\text{ГВАЛ}} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ГВАЛ}}) C_{\text{УЛГ}} + m_{\text{ДР}}}{m_{\text{Г}}^{\text{Г}}}. \quad (\text{Д.50})$$

Величини $m_{\text{ГВАЛ}}$, $\bar{X}_{\text{ГВАЛ}}$, $m_{\text{Г}}^{\text{Г}}$, $m_{\text{Г}}^{\text{Г}}$ беруть для нового значення $S_{\text{Г}}^*$.

Д.4. Загальний випадок позовжнього збуреного руху ЛА

Д.4.1. Рівняння позовжнього збуреного руху

Лінійна система рівнянь позовжнього збуреного руху ЛА у варіаціях в загальному випадку має вигляд:

$$\begin{cases} -\Delta \dot{V} + a_{11} \Delta V + a_{12} \Delta \alpha + a_{13} \Delta \omega_z + a_{14} \Delta \dot{V} + a_{15} \Delta \delta_z = f_{201}; \\ -\Delta \dot{\alpha} + a_{21} \Delta V + a_{22} \Delta \alpha + a_{23} \Delta \omega_z + a_{24} \Delta \dot{V} + a_{25} \Delta \delta_z = f_{202}; \\ -\Delta \dot{\omega}_z + a_{31} \Delta V + a_{32} \Delta \alpha + a_{33} \Delta \omega_z + a_{34} \Delta \dot{V} + a_{35} \Delta \delta_z = f_{203}; \\ -\Delta \dot{V} + a_{41} \Delta V + a_{42} \Delta \alpha + a_{43} \Delta \omega_z + a_{44} \Delta \dot{V} + a_{45} \Delta \delta_z = f_{204}; \\ -\Delta \dot{\delta}_z + a_{51} \Delta V + a_{52} \Delta \alpha + a_{53} \Delta \omega_z + a_{54} \Delta \dot{V} + a_{55} \Delta \delta_z = f_{205}. \end{cases} \quad (\text{Д.51})$$

У цій системі: a_{ij} - динамічні коефіцієнти, що визначаються параметрами опосного (незбуреного) руху; i - номер рівняння; j - номер змінної, при якій стоїть коефіцієнт (№ 1 - ΔV , № 2 - $\Delta \alpha$, № 3 - $\Delta \omega_z$, № 4 - $\Delta \dot{V}$, № 5 - $\Delta \delta_z$); f_{20i} - збурююча функція (довільна, задана), п'ять рівняння - це рівняння автоматичних пристроїв (автопілота, демпфера тангажу та ін.).

Якщо досліджуються власні динамічні властивості ЛА з фіксованими рудями, що виявляються у вільному збуреному русі, який спричиняється випадковими збуреннями у вигляді $\Delta \alpha_0$, ΔV_0 , $\Delta \omega_z_0$, $\Delta \dot{V}_0$, то п'ять рівняння та складові рівнянь з $\Delta \delta_z$ відкидаються.

Якщо досліджується керований рух ЛА, який спричиняється ступінчастим відхиленням рудя висоти (або СПК), то не враховують

Н'яте рівняння та вважають, що $a_{13} = a_{25} = a_{43} = 0$.

У системі (Д.51) динамічні коефіцієнти визначають так:

$$a_{11} = \frac{1}{m} (P^y \cos \alpha - X_a^y), \text{ I/c};$$

$$a_{12} = \frac{1}{m} (-P \sin \alpha - X_a^x + G \cos \theta), \text{ м/с}^2;$$

$$a_{13} = 0;$$

$$a_{14} = -g \cos \theta, \text{ м/с}^2;$$

$$a_{15} = 0;$$

$$a_{21} = \frac{1}{mV} \left(m \frac{d\theta}{dt} - P^y \sin \alpha - Y_a^y \right), \text{ I/м};$$

$$a_{22} = \frac{1}{mV} (G \sin \theta - P \cos \alpha - Y_a^x), \text{ I/c};$$

$$a_{23} = I;$$

$$a_{24} = -\frac{g}{V} \sin \theta, \text{ I/c};$$

$$a_{25} = 0;$$

$$a_{31} = \frac{1}{I_2} \left[M_2^y + M_2^x \frac{1}{mV} \left(m \frac{d\theta}{dt} - P^y \sin \alpha - Y_a^y \right) \right], \text{ I/м} \cdot \text{с};$$

$$a_{32} = \frac{1}{I_2} \left[M_2^x + M_2^y a_{22} \right], \text{ I/c}^2;$$

$$a_{33} = \frac{1}{I_2} (M_2^{\omega_2} + M_2^x), \text{ I/c}^2;$$

$$a_{34} = -\frac{M_2^x}{VI_2} g \sin \theta, \text{ I/c}^2;$$

$$a_{35} = \frac{1}{I_2} M_2^{\omega_2}, \text{ I/c}^2;$$

$$a_{41} = a_{42} = a_{44} = a_{45} = 0;$$

$$a_{43} = I.$$

Величини, що входять до цих коефіцієнтів, можна розрахувати аналітично або знайти графічним методом за заданими в аеродинамічному розрахунку залежностями:

$$P^y = \frac{\partial P}{\partial V} = \frac{\Delta P}{\Delta V} - \text{за висотно-швидкісної характеристикю}$$

(M - фіксоване, V - відповідає опорному руху);

$$X_a^v = (C_{xa}^m \cdot M + 2C_{xa}) \frac{\rho V}{2} S, \quad C_{xa}^m - \text{за залежністю}$$

$$C_{xa} = f(M);$$

$X_a^a = C_{xa}^a q S$, $q = 0,7 \rho_n M^2$, ρ_n - атмосферний тиск на опорній висоті;

$$C_{xa}^a = 2A (C_{ya}^a)^2 \alpha;$$

$$Y_a^v = (C_{ya}^m \cdot M + 2C_{ya}) \frac{\rho V}{2} S, \quad C_{ya}^m - \text{за залежністю}$$

$$C_{ya}^a = f(M), \quad C_{ya} = C_{ya}^a \alpha;$$

$$Y_a^a = C_{ya}^a q S;$$

$$M_z^v = (m_z^m \cdot M + 2m_{z\text{гЛЛ}}) \frac{\rho V}{2} S b_A, \quad m_z^m = m_{z\text{ГЛЛ}}^m - \bar{X}_{\text{ГЛЛ}}^m \cdot C_{y\text{аГ}} + (m_z^v)^m \cdot \varphi + (m_z^{\delta_b})^m \cdot \delta_{\text{ББЛЛ}};$$

$$M_z^a = m_z^a q S b_A, \quad m_z^a = m_z^x \frac{b_A}{V}, \quad m_z^x = m_{z\text{ГР}}^{\omega} \cdot \varepsilon_{\text{к.Ф.}}$$

$$m_{z\text{ГР}}^{\omega} = -\sqrt{k_{\text{ГР}}} a_{\text{ГР}} b_{\text{ГР}};$$

$$a_{\text{ГР}} = \frac{\partial C_{y\text{аГ}}}{\partial \alpha}, \quad b_{\text{ГР}} = S_{\text{ГР}} L_{\text{ГР}}^2 / (S b_A^2);$$

$$M_z^{\omega} = m_z^{\omega} q S b_A, \quad m_z^{\omega} = m_z^{\omega} \frac{b_A}{V}, \quad m_z^{\omega} = (1, 2 \dots I, 55) m_{z\text{ГР}}^{\omega};$$

$$M_z^a = m_z^a q S b_A, \quad m_z^a = m_z^{C_{y\text{а}}} \cdot C_{y\text{а}}, \quad m_z^{C_{y\text{а}}} = \bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ГЛЛ}};$$

$$M_z^{\delta_b} = m_z^{\delta_b} q S b_A, \quad m_z^{\delta_b} = -k_{\text{ГР}} a_{\text{ГР}} A_{\text{ГР}} \cdot \eta_{\delta}, \quad A_{\text{ГР}} = \frac{L_{\text{ГР}} S_{\text{ГР}}}{S b_A}$$

Д.4.2. Розв'язання системи рівнянь у варіаціях операційним методом

Запишемо систему (Д.51) в операційній формі, якщо ΔV_0
 $\Delta \alpha_0 = \Delta \omega_{z0} = \Delta \dot{V}_0 = 0$, а $\Delta \delta_b = \Delta \delta_{b0} = \text{Const}$, і Δu_c
 $= \frac{\partial \Delta \dot{V}}{\partial t};$

$$\begin{cases} (a_{11}-s)V + a_{12}\alpha + a_{13}\omega_z + a_{14}\vartheta = 0; \\ a_{21}V + (a_{22}-s)\alpha + (s+a_{24})\vartheta = 0; \\ a_{31}V + a_{32}\alpha + (a_{34}-a_{35}s-s^2)\vartheta = -\frac{a_{35}\Delta\delta_{b0}}{s}. \end{cases} \quad (\text{Д.52})$$

У цій системі V , α , ω_z , ϑ - зображення невідомих функцій $\Delta V(t)$, $\Delta\alpha(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\vartheta(t)$. Система є алгебраїчною відносно зображень, її можна розв'язати методом Крамера:

$$V = \frac{\Delta_1}{\Delta}, \quad \alpha = \frac{\Delta_2}{\Delta}, \quad \vartheta = \frac{\Delta_3}{\Delta}, \quad \omega_z = \frac{s\Delta_4}{\Delta},$$

де

$$\Delta = \rho(s) = \begin{vmatrix} a_{11}-s & a_{12} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22}-s & (a_{24}-s) \\ a_{31} & a_{32} & (a_{34}+a_{35}s-s^2) \end{vmatrix};$$

$\rho(s) = s^4 + a_1s^3 + a_2s^2 + a_3s + a_4$ - характеристичний многочлен динамічної системи:

$$\begin{aligned} a_1 &= -(a_{11} + a_{22} + a_{35}); \\ a_2 &= -a_{34} + a_{35}(a_{11} + a_{22}) - a_{32} + a_{11}a_{22} - a_{21}a_{12}; \\ a_3 &= -a_{31}(a_{12} + a_{14}) + a_{32}(a_{11} - a_{24}) - a_{11}a_{22}a_{35} + \\ &\quad + a_{34}(a_{11} + a_{22}) + a_{21}a_{12}a_{35}; \\ a_4 &= a_{31}(a_{14}a_{22} - a_{12}a_{24}) + a_{32}(a_{11}a_{24} - a_{14}a_{21}) + \\ &\quad + a_{34}(a_{21}a_{12} - a_{11}a_{22}); \end{aligned} \quad (\text{Д.53})$$

$$\Delta_V = \frac{B_1(s)}{s}; \quad \Delta_\alpha = \frac{B_2(s)}{s}; \quad \Delta_\vartheta = \frac{B_3(s)}{s}; \quad \Delta_{\omega_z} = B_4(s);$$

$$B_1(s) = [s(a_{12} + a_{14}) + (a_{12}a_{24} - a_{14}a_{22})]a_{35}\Delta\delta_{b0};$$

$$B_2(s) = [s^2 - s(a_{11} - a_{24}) - (a_{11}a_{24} - a_{14}a_{21})]a_{35}\Delta\delta_{b0};$$

$$B_3(s) = [s^2 - s(a_{11} + a_{22}) + (a_{11}a_{22} - a_{21}a_{12})]a_{35}\Delta\delta_{b0}.$$

Розв'язок у зображеннях:

$$V = \frac{B_1(s)}{sP(s)}; \quad \alpha = \frac{B_2(s)}{sP(s)}; \quad \vartheta = \frac{B_3(s)}{sP(s)}; \quad \omega_z = \frac{B_4(s)}{P(s)}. \quad (\text{Д.54})$$

Якщо виконати обернене перетворення Лапласа, матимемо:

$$\begin{aligned}\Delta V(t) &= \frac{B_1(s=0)}{P(s=0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_1(s=s_i)}{s_i \cdot P'(s=s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \alpha(t) &= \frac{B_2(0)}{P(0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_2(s_i)}{s_i \cdot P'(s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \vartheta(t) &= \frac{B_3(0)}{P(0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_3(s_i)}{s_i \cdot P'(s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \omega_z(t) &= \sum_{i=1}^4 \frac{B_4(s_i)}{P'(s_i)} e^{s_i t}.\end{aligned}\tag{Д.55}$$

де s_i - корені характеристичного рівняння, яке можна оскеряти, якщо порівняти характеристичний многочлен $P(s)$ до нуля:

$$s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4 = 0.\tag{Д.56}$$

Якщо корені характеристичного рівняння - дві пара комплексних спряжених типу $s_{1,2} = \alpha_1 \pm \beta_1 i$, $s_{3,4} = \alpha_2 \pm \beta_2 i$, то розв'язок, наприклад, для $\Delta V(t)$ має вигляд

$$\Delta V(t) = \frac{B_1(0)}{P(0)} + N_1 e^{\alpha_1 t} \cos(\beta_1 t + \varphi_1) + N_2 e^{\alpha_2 t} \cos(\beta_2 t + \varphi_2),\tag{Д.57}$$

$$\begin{aligned}\text{де } N_1 &= 2\sqrt{a_1^2 + \beta_1^2}; \quad a_1 + \beta_1 i = \frac{B_1(s_1)}{s_1 P'(s_1)}; \quad \varphi_1 = \arctg \frac{\beta_1}{a_1}; \\ N_2 &= 2\sqrt{a_2^2 + \beta_2^2}; \quad a_2 + \beta_2 i = \frac{B_1(s_2)}{s_2 P'(s_2)}; \quad \varphi_2 = \arctg \frac{\beta_2}{a_2}.\end{aligned}$$

а для $\Delta \omega_z(t)$

$$\Delta \omega_z(t) = R_1 e^{\alpha_1 t} \cos(\beta_1 t + \varphi_3) + R_2 e^{\alpha_2 t} \cos(\beta_2 t + \varphi_4),\tag{Д.58}$$

$$\begin{aligned}\text{де } R_1 &= 2\sqrt{n_1^2 + m_1^2}; \quad \frac{B_4(s_1)}{P'(s_1)} = n_1 + m_1 i; \quad \varphi_3 = \arctg \frac{m_1}{n_1}; \\ R_2 &= 2\sqrt{n_2^2 + m_2^2}; \quad \frac{B_4(s_2)}{P'(s_2)} = n_2 + m_2 i; \quad \varphi_4 = \arctg \frac{m_2}{n_2}; \\ P(s) &= \frac{\partial P(s)}{\partial s} = 4s^3 + 3a_1 s^2 + 2a_2 s + a_3; \\ P'(s_i) &= 4s_i^3 + 3a_1 s_i^2 + 2a_2 s_i + a_3.\end{aligned}$$

Розв'язок для $\Delta\alpha(t)$ і $\Delta\psi(t)$ одержують так само, як і для $\Delta V(t)$ [див. (Д.57)], але замість $B_1(s)$ потрібно взяти відповідно $B_2(s)$ і $B_3(s)$.

Слід зазначити, що при розв'язанні характеристичного рівняння для ЛА дістануть дві пари коренів, які суттєво відрізняються за модулем. Більшим кореням відповідає короткоперіодична складова збуреного руху, малим кореням - довгоперіодична складова.

Д.5. Довгоперіодичний етап збуреного руху

У статично-стійкого по перевантаженню ЛА короткоперіодичний збурений рух досить швидко загасає, але рівновага відносно кута тангажу та нахила траєкторії не настає - починається довгоперіодична повільна зміна параметрів траєкторії, що суттєво змінює швидкість та висоту. Великий поздовжній рух має малу частоту коливань (великий період) і малі кутові швидкості $\Delta\alpha$, $\Delta\psi$, $\Delta\theta$. Тому можна вважати, що стійкий по перевантаженню ЛА на довгоперіодичному етапі збалансований за моментом, а рівняння руху у варіаціях в операторній формі мають вигляд:

$$\begin{cases} (a_{11} - s)V + a_{12}\alpha + a_{14}\psi = 0; \\ a_{21}V + (a_{22} - s)\alpha + (s + a_{24})\psi = 0; \\ a_{31}V + a_{32}\alpha = a_{35}\delta_{\xi}. \end{cases} \quad (\text{Д.59})$$

Характеристичне рівняння цієї системи

$$s^2 + 2n_{\text{бд}}s + \omega_{\text{бд}}^2 = 0,$$

$$\text{де } n_{\text{бд}} = \frac{-a_{11} + a_{24} + \frac{a_{31}}{a_{32}} a_{12}}{2}; \quad (\text{Д.60})$$

$$\omega_{\text{бд}}^2 = a_{14} \left(a_{21} - a_{22} \frac{a_{31}}{a_{32}} \right) - a_{24} \left(a_{11} - a_{12} \frac{a_{31}}{a_{32}} \right) \quad (\text{Д.61})$$

Якщо вихідний рух - горизонтальний усталений прямолінійний політ, то формули (Д.60), (Д.61) спростяться і матимуть вигляд

$$n_{\text{бд}} = \frac{-a_{11} + \frac{a_{31}}{a_{32}} a'_{12}}{2}, \quad (\text{Д.62})$$

$$\Omega_{02}^2 = a_{14} \left(a_{21} - a_{22} \frac{a_{31}}{a_{34}} \right). \quad (\text{Д.63})$$

Динамічні коефіцієнти, що входять до рівнянь (Д.62) і (Д.63), можна визначити так:

$$a_{11} = \frac{1}{m} (p^y \cos \alpha - x_a^y); \quad a'_{12} = \frac{1}{m} (-p \sin \alpha - x_a^x) = \frac{x_a}{m};$$

$$a_{14} = -g; \quad a_{21} \approx -\frac{Y_a^y}{mV}; \quad a_{22} = \frac{-p \cos \alpha + Y_a^x}{mV}; \quad a_{24} = 0;$$

$$a_{31} \approx \frac{M_a^y}{I_z}; \quad a_{32} \approx \frac{M_a^x}{I_z}; \quad a_{35} = \frac{M_a^{\delta_2}}{I_z}.$$

Врази для $n_{\delta 2}$ і Ω_{02} запишуться інакше:

$$n_{\delta 2} = \frac{x_a^y - x_a^x \frac{M_a^y}{M_a^x}}{2m}; \quad (\text{Д.64})$$

$$\Omega_{02} = \sqrt{\frac{g}{mV} (\bar{y}^y - \bar{y}^x \frac{M_a^y}{M_a^x})} = \sqrt{\frac{g}{mV} \bar{y}^y \frac{dm_a}{dC_{y\alpha}} \cdot \frac{1}{m_a^y v_0}}. \quad (\text{Д.65})$$

Тут $\bar{y}^y = Y_0^y \cos \theta - X_0^y \sin \theta$ - проекція на місцеву вертикаль усіх аеродинамічних сил і тяги двигуна:

$$\bar{y}^y = Y_0^y \cos \theta - X_0^y \sin \theta;$$

$$\bar{y}^x = Y_0^x \cos \theta - X_0^x \sin \theta;$$

$$Y_0^y = Y_a^y + p^y \sin(\alpha + \varphi_p), \quad Y_0^x = Y_a^x + p^y \cos(\alpha + \varphi_p);$$

$$X_0^y = X_a^y - p^y \cos(\alpha + \varphi_p) \approx X_a^y - p^y = p_n^y - p_m^y;$$

$$X_0^x = X_a^x + p \sin(\alpha + \varphi_p).$$

Якщо корені характеристичного рівняння системи (Д.59) комплексні, тобто $S_{1,2} = -n_{\delta 2} \pm \sqrt{\Omega_{02}^2 - n_{\delta 2}^2} \cdot i = \alpha \pm \beta i$, а початкове збурення задано у вигляді Δv_0 , то зміну варіації швидкості можна визначити користуючись формулою

$$\Delta V(t) = N e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi),$$

де $\beta = \sqrt{\Omega_{00}^2 - n_{00}^2}$. N та φ знаходять за початковими умовами: при $t = 0$ $\Delta V = 0$, $\frac{d(\Delta V)}{dt} = \left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0 = \left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0$

$$= -\frac{C_{\text{хв}}^{\alpha} q_5}{m} \Delta \alpha_0, \quad \varphi = 0, \quad N = \left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0 \cdot \frac{1}{\beta}.$$

Період коливань $T_0 = \frac{2\pi}{\beta}$, час зменшення амплітуди у два

рази $t_{0,5} = 0,693/n_{00}$, час загасання $t_{\text{заг}} = \frac{3}{n_{00}}$, число

коливань до повного загасання $n_{\text{заг}} = 0,478 \beta / n_{00}$.

Кожу початкове збурення - відхилення руля висоти на $\Delta \delta_{b0}$ (або для СІС $\Delta \varphi_0$), то

$$\Delta V = \Delta V_{\text{уст}} + B e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi_1).$$

Якщо $\Delta V = 0$ та $\frac{d\Delta V}{dt} = 0$,

$$\Delta V = \Delta V_{\text{уст}} \left[1 - \frac{\Omega_{00}}{\beta} e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi_1) \right], \quad (\text{Л.66})$$

де

$$\Delta V_{\text{уст}} = \frac{Y_0^{\alpha}}{Y_0^{\nu} \frac{dm_{\text{х}}}{dC_{\text{уа}}}} \cdot \frac{m_{\text{х}}^{\nu}}{C_{\text{уа}}^{\alpha}} \Delta \varphi_0 = \frac{a_{11} a_{22} \cdot \frac{a_{35}}{a_{32}}}{\Omega_{00}^2} \Delta \varphi_0,$$

$\Delta \varphi_0 = -(0,05 \dots 0,07)$ радіана.

Відхилення руля висоти або стабілізатора змінює кут нахилу траєкторії, який одержує приріст

$$\Delta \theta_{\text{уст}} = -\frac{\Delta V_{\text{уст}}}{mg} \cdot \frac{d\chi_0}{dV} = -\frac{(a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21}) \cdot \frac{a_{35}}{a_{32}}}{\Omega_{00}^2} \Delta \varphi_0, \quad (\text{Л.67})$$

де $\frac{d\chi_0}{dV} = \chi_0^{\nu} + \chi_0^{\alpha} \frac{d\alpha}{dV}$.

Значення похідних можна знайти користуючись кривими потріб-

них та наявних тяг для заданого режиму польоту:

$$X_0^v = X_a^v - \rho^v; \quad X_0^\alpha = X_a^\alpha; \quad \frac{d\alpha}{dv} = -2\alpha \left(\frac{\rho S C_{Y\alpha\alpha}}{2G} \right)^{\frac{1}{2}}.$$

Більш точний розв'язок $\Delta V(A)$, $\Delta\alpha(t)$, $\Delta\dot{V}(t)$, $\Delta\theta(t)$ можна одержати розв'язавши систему (Д.59) операційним методом, якщо задані початкові збурення (ΔV_0 , $\Delta\alpha_0$, $\Delta\dot{V}_0$) або $\Delta\dot{\theta}_0$ (для СПС $\Delta\Phi_0$) (див. підрозд. 5.1).

Д.6. Визначення коренів характеристичного рівняння четвертого порядку

Якщо характеристичне рівняння має вигляд

$$P(s) = s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4 = 0,$$

то для грубих розрахунків першого наближення корені рівняння можна визначити поділивши його на два квадратні:

$$\begin{cases} s^2 + a_1 s + a_2 = 0; \\ s^2 + \frac{a_3}{a_2} s + \frac{a_4}{a_2} = 0. \end{cases}$$

Тоді

$$s_{1,2} = -\frac{a_1}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{a_1}{2}\right)^2 - a_2},$$

$$s_{3,4} = -\frac{1}{2} \frac{a_3}{a_2} \pm \sqrt{\left(\frac{a_3}{2a_2}\right)^2 - \frac{a_4}{a_2}}.$$

Точне значення коренів одержують методами ітерацій. Якщо найменші за модулем корені комплексні спряжені або обидва дійсні, то розклад рівняння $P(s) = 0$ на два квадратні має вигляд

$$\left[s^2 + (a_1 - \alpha)s + a_2 - \beta \right] \left[s^2 + \alpha s - \frac{a_4}{a_2 - \beta} \right] = 0, \quad (\text{Д.60})$$

$$\text{де } \alpha = \frac{a_3}{a_2 - \beta} - \frac{a_4(a_1 - \alpha)}{(a_2 - \beta)^2}; \quad \beta = \alpha(a_1 - \alpha) + \frac{a_4}{a_2 - \beta}.$$

Як нульове наближення можна прийняти

$$\alpha_0 = \frac{a_3}{a_2} - \frac{a_1 a_4}{a_2^2}; \quad \beta_0 = \alpha_0(a_1 - \alpha_0) + \frac{a_4}{a_2}.$$

Розрахунки зручно вести в таблиці. Звичайно буває досить трьох-чотирьох наближень.

Т а б л и ц я Д.3

Визначення коренів характеристичного рівняння
четвертого порядку

1	$\alpha = \frac{a_2}{a_2 - \beta} - \frac{a_4(a_1 - \alpha)}{(a_2 - \beta)^2} \quad \textcircled{7} - \textcircled{9}$	$\alpha_0 \dots$	Діагональ збіжність
2	$a_1 - \alpha = a_1 - \textcircled{1}$		
3	$\alpha(a_1 - \alpha) = \textcircled{1} \cdot \textcircled{2}$		
4	$\beta = \alpha(a_1 - \alpha) + \frac{a_2}{a_2 - \beta} = \textcircled{3} + \textcircled{8}$	β_0	
5	$a_2 - \beta = a_2 - \textcircled{4}$		
6	$(a_2 - \beta)^2 = \textcircled{5}^2$		
7	$\frac{a_2}{a_2 - \beta} = \frac{a_2}{\textcircled{5}}$		
8	$a_4 / (a_2 - \beta) = \frac{a_4}{\textcircled{5}}$		
9	$a_4 \frac{a_1 - \alpha}{(a_2 - \beta)^2} = a_4 \frac{\textcircled{2}}{\textcircled{6}}$		

Можна використати і такий метод. Припустимо, що у першому наближенні великі корені визначаються рівнянням $s^2 + a_1 s + a_2 = 0$. Розділимо на нього вихідне (характеристичне) рівняння $P(s) = 0$, запишемо в оберненому порядку:

$$\begin{array}{r|l}
 a_4 + a_2 s + a_2 s^2 + a_1 s^3 + s^4 & a_2 + a_1 s + s^2 \\
 \dots & m + n s \\
 \dots & \\
 & b_2 s^2 + b_1 s^3 + s^4
 \end{array}$$

Тут $b_2 s^2 + b_1 s^3 + s^4$ - перша остача.

Як друге наближення ділимо вихідне рівняння на першу остачу, зменшену у s^2 :

$$\begin{array}{r|l} a_4 + a_3 s + a_2 s^2 + a_1 s^3 + s^4 & b_2 + b_1 s + s^2 \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ \dots & m' + n' s + s^2 \\ \hline c_2 s^2 + c_1 s^3 + s^4 & \end{array}$$

Тут $c_2 s^2 + c_1 s^3 + s^4$ - друга остача.

Можна продовжити ділення й далі, але звичайно ця процедура буде досить тому, що остачі починають повторюватися. Тоді

$$P(s) = (s^2 + c_1 s + c_2)(s^2 + n' s + m') = 0.$$

Корені визначаються із квадратних рівнянь:

$$\begin{cases} s^2 + c_1 s + c_2 = 0, \\ s^2 + n' s + m' = 0. \end{cases}$$

Д.7. Критерії стійкості

Як відомо, умовою стійкості динамічної системи є від'ємний знак дійсних коренів або від'ємний знак дійсної частини комплексних коренів її характеристичного рівняння. Щоб відповісти на запитання, наприклад, стійкий чи не стійкий дана на заданому режимі польоту чи ні, треба скласти характеристичне рівняння (див. Д.53) і знайти його корені. Існують методи, що дозволяють вирішити питання про знак коренів без розв'язування характеристичного рівняння. Вони називаються критеріями стійкості. Критерії поділяються на алгебраїчні та частотні. Розглянемо деякі з них.

Д.7.1. Алгебраїчний критерій стійкості Гурвіца

Якщо характеристичне рівняння n -ї степені має вигляд

$$a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + a_2 s^{n-2} + \dots + a_n = 0,$$

то описувана ним динамічна система буде стійкою за умови, що визначник Гурвіца, складений з коефіцієнтів $a_0, a_1, a_2, \dots, a_n$, та усі його діагональні мінори мають такий самий знак, як і a_0 .

Визначник Гурвіца та його діагональні мінори складаються так (для системи 4-го порядку):

$$\Delta_r = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & 0 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 & 0 \\ 0 & a_1 & a_3 & 0 \\ 0 & a_0 & a_2 & a_4 \end{vmatrix}; \quad \Delta_1 = a_1;$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 \\ a_0 & a_2 \end{vmatrix}$$

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} a_1 & a_3 & 0 \\ a_0 & a_2 & a_4 \\ 0 & a_1 & a_3 \end{vmatrix}.$$

Д.7.2. Алгебраїчний критерій Рауса

Цей критерій використовують для системи 4-го порядку.

Характеристичне рівняння $a_0 s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4 = 0$ має корені в лівій напівплощині, якщо всі коефіцієнти рівняння додатні, а також додатний дискримінант Рауса

$$R = a_1 a_2 a_3 - a_4 a_1^2 - a_0 a_3^2.$$

Д.7.3. Частотний критерій Михайлова

Замінаємо в характеристичному рівнянні s на $s = i\omega$ і одержимо характеристичний вектор

$$D(i\omega) = X(\omega) + iY(\omega),$$

де $X(\omega) = a_n - a_{n-2}\omega^2 + a_{n-4}\omega^4 - \dots$ - дійсна частина; $Y(\omega) = -a_{n-1}\omega - a_{n-3}\omega^3 + \dots$ - уявна частина вектора.

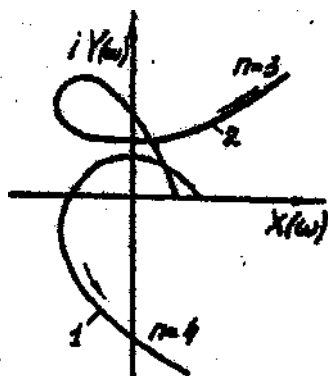


Рис. Д.7. До використання критерію стійкості Михайлова: 1 - стійкий ДА; 2 - нестійкий ДА

При зміні ω від 0 до ∞ кінець цього вектора описує в площині криву - годограф Михайлова.

Для того, щоб динамічна система була стійкою, необхідно та достатньо, щоб годограф Михайлова при зміні ω від 0 до ∞ почався з точки на додатній півосі, пройшов послідовно n квадрантів комплексної площини (I, II, III, IV, I ... I т.д.), охоплюючи початок координат.

Приклади стійкої та нестійкої систем наведено на рис. Д.7 (n - порядок характеристичного рівняння).

Д.8. Межі стійкості

Важливим методом, який дуже часто використовується при проектуванні ЛА та аналізі впливу різних факторів на динамічну стійкість ЛА, є метод побудови меж стійкості. Межа стійкості - це лінія в площині двох досліджуваних параметрів, при переході через яку хоча б один з коренів характеристичного рівняння змінює знак на додатний.

Д.8.1. Використання критерію Рауса

Цей метод зручний, коли характеристичне рівняння - четвертого порядку. Якщо точка в площині досліджуваних параметрів переходить через межу стійкості, це означає, що характеристичне рівняння має суто уявний корінь $s = i\omega$, де ω - дійсне число, яке може бути й нулем. Замінімо в характеристичному рівнянні s на $s = i\omega$ і прирівняємо до нуля окремо дійсну та уявну частини одержаного виразу:

$$\omega^4 - a_2\omega^2 + a_4 = 0.$$

$$\omega(a_1\omega^2 - a_3) = 0.$$

З другого рівняння видно, що або $\omega = 0$, або $a_1\omega^2 - a_3 = 0$. Тоді з першого рівняння

$$\begin{cases} a_4 = 0; \\ a_1a_2a_3 - a_4a_1^2 - a_3^2 = R = 0. \end{cases} \quad (Д.69)$$

Величину R називають дискримінантом Рауса.

Таким чином, межами динамічної стійкості будуть:

- 1) аперіодичної - $a_4 = 0$;
- 2) коливальної - $R = 0$.

Якщо при вивченні поздовжньої стійкості досліджуваними параметрами прийняти $m_{\frac{c_{y\alpha}}{z}}$ і $m_{\frac{\omega_{\alpha}}{z}}$ через те, що вони головним чином визначаються конструктором (залежать від плеча горизонтального оперення L_{r_0} , його площі S_{r_0} та положення центра мас), то за умовами (Д.69) можна одержати дві межі стійкості (рис. Д.8).

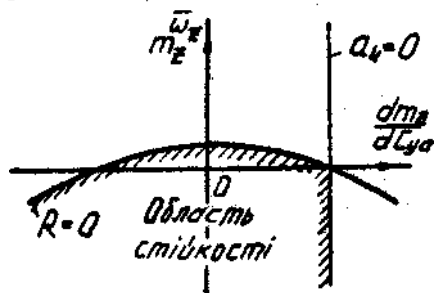


Рис. Д.8. Межі стійкості в площині двох параметрів ЛА

Перша умова має

$$m_z^{C_{ya}} = \text{const} - \text{межу}$$

аперіодичної стійкості,

друга $R = 0$ відповідає

$$\text{залежності } m_z^{\omega} = f(m_z^{C_{ya}})$$

і утворює межу коливальної стійкості.

Д.8.2. Побудова області стійкості в площині двох параметрів

Метод зручний, якщо досліджувані параметри входять до характеристичного рівняння лінійно. Як приклад можна взяти дослідження системи ЛА + автопілот, коли рівняння автопілота має вигляд

$$T \frac{d\delta_b}{dt} + \Delta\delta_b = K_1 \Delta\vartheta + K_2 \frac{d\Delta\vartheta}{dt} - K_1 \Delta\vartheta_{пр}, \quad (\text{Д.70})$$

де T - стала часу автопілота; K_1, K_2 - досліджувані передавальні числа автопілота; $\Delta\vartheta_{пр}$ - програмний кут тангажу.

У цьому випадку до характеристичного рівняння системи ЛА + автопілот $\Delta_0 = 0$ коефіцієнти K_1, K_2 входять лінійно, а саме рівняння буде таким:

$$K_1 Q(s) + K_2 R(s) + U(s) = 0, \quad (\text{Д.71})$$

$$\text{де } Q(s) = a_{30} C(s);$$

$$R(s) = a_{35} S \cdot C(s);$$

$$U(s) = (TS + I) \cdot P(s);$$

$$P(s) = s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4.$$

Для побудови області стійкості потрібно:

І. У характеристичне рівняння системи ЛА + АП $\Delta_0 = 0$ замість s підставити $s = i\omega$:

$$K_1 Q(i\omega) + K_2 R(i\omega) + U(i\omega) = [K_1 \theta_1(\omega) + K_2 R_1(\omega) + U_1(\omega)] + \\ + [K_1 Q_2(\omega) + K_2 R_2(\omega) + U_2(\omega)] i = 0.$$

Комплексне число дорівнює нулю, якщо дорівнюють нулю окремо його дійсна та уявна частини. Тому

$$\begin{cases} K_1 Q_1(\omega) + K_2 R_1(\omega) + U_1(\omega) = 0; \\ K_1 Q_2(\omega) + K_2 R_2(\omega) + U_2(\omega) = 0. \end{cases} \quad (Д.72)$$

2. Розв'язати одержану систему (Д.72) відносно K_1 і K_2 методом Крамера:

$$\left\{ \begin{aligned} K_1 = f_1(\omega) &= \frac{\Delta_{K_1}}{\Delta_1} = \frac{\begin{vmatrix} -U_1(\omega) & R_1(\omega) \\ -U_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & R_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}; \\ K_2 = f_2(\omega) &= \frac{\Delta_{K_2}}{\Delta_1} = \frac{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & -U_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & -U_2(\omega) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & R_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}. \end{aligned} \right. \quad (Д.73)$$

Залежності (Д.73) - це рівняння межі стійкості $K_2 = f(K_1)$, задане у параметричному вигляді через параметр ω .

3. Для декількох значень ω у діапазоні $0 > \omega > -\infty$, $0 < \omega < \infty$ розрахувати K_1 і K_2 (Д.73) та побудувати область стійкості.

Правило штрикування: якщо при збільшенні $\omega = 0 \dots \infty$ визначник $\Delta_1 > 0$, то область стійкості штрикують зліва межі. Параметр K_1 , що стоїть у рівняннях (Д.72) на першому місці, треба відкладати по осі абсцис.

Через те, що K_1 входять до вільного члена характеристичного рівняння, вісь ординат є особливим прямим. Як видно з рис. Д.9, межу стійкості штрикують двічі: один раз - для додатних значень ω , другий - для від'ємних.

Примітка. Особливі прямі виникають у тому випадку, коли одночасно за яким-небудь значенням $\omega = \omega_0$ усі визначники Δ_1 , Δ_{K_1} , Δ_{K_2} стають нулем. Рівняння (Д.72) перестануть бути лінійно незалежними. Рівняння особли-

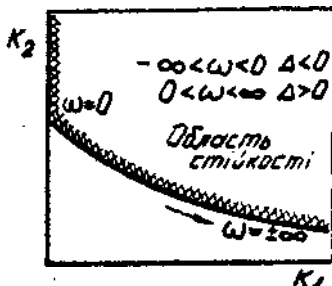


Рис. Д.9. До побудови області стійкості в площині двох параметрів

вої прямої можна одержати, якщо підставити в перше або друге рівняння (Д.72) замість ω $\omega = \omega_0$.

Наприклад,

$$K_1 = \frac{U_1(\omega_0)}{Q_1(\omega_0)} - \frac{R_1(\omega_0)}{Q_1(\omega_0)} K_2 \quad (\text{Д.74})$$

(найчастіше $\omega_0 = 0$ або $\omega_0 = \infty$).

Особлива пряма відповідає $\omega = 0$, якщо вільний член характеристичного рівняння містить K_1 або K_2 . Рівняння прямої можна одержати, якщо прирівняти до нуля вільний член. Якщо при переході через особливу точку знак визначника Δ , змінюється, то особлива пряма є додатковою межею стійкості і її треба штрихувати. Не всі затриховані області обов'язково мають бути областями стійкості, і їх треба перевіряти, наприклад, користуючись критерієм Рауса або Гурвіца.

Д.9. Наближений вибір потрібних значень передаточних чисел автопілота, для якого $(T, \Delta \delta_y + \Delta \delta_x) = K_1 \Delta \alpha + K_2 \Delta \omega_E$

Розглянемо короткопериодичний етап збуреного руху. Для спрощення прирівняємо сталу часу T до нуля. Тоді в операторній формі система рівнянь матиме вигляд

$$\begin{cases} (a_{22} - s)\alpha + (a_{24} + s)\beta = 0; \\ a_{32}\alpha + (a_{34} + a_{33}s - s^2)\beta + a_{35}\delta_6 = 0; \\ \delta_6 = K_1\alpha + K_2s\beta. \end{cases} \quad (\text{Д.75})$$

Характеристичне рівняння цієї системи (якщо $\theta = 0$)

$$\Delta_a = s P_a(s).$$

де $P_a(s) = s^2 - (a_{22} + a_{33} + a_{35}K_2)s + (a_{22}a_{33} + a_{22}a_{35}K_2 - a_{35}K_1 - a_{32})$. Тому абсолютний коефіцієнт загасання системи ДА + автопілот

$$\eta_{\text{заг}} = -\frac{a_{22} + a_{33} + a_{35}K_2}{2}, \quad (\text{Д.76})$$

опорна колова частота (власна частота при нульовому демпфюванні)

$$\Omega_{0a} = \sqrt{a_{22}a_{33} + a_{22}a_{35}K_2 - a_{35}K_1 - a_{32}}, \quad (\text{Д.77})$$

вона ж у герцах

$$f_{0a} = \frac{\Omega_{0a}}{2\pi}.$$

Якщо для оптимального перехідного процесу прийняти $\frac{1}{5} a = \frac{\pi b a}{\Omega_{c0a}} = 0,75$, а $f_{0a} = 0,8$, то з (Д.76), (Д.77) потрібні величини передаточних чисел автопілота визначаються як

$$K_2 = - \frac{2,4\pi + \alpha_{22} + \alpha_{33}}{\alpha_{35}}, \quad (\text{Д.78})$$

$$K_1 = \frac{\alpha_{22} \alpha_{33} + \alpha_{22} \alpha_{35} K_2 - \alpha_{32} - 25,5}{\alpha_{35}}. \quad (\text{Д.79})$$

Знайдені значення K_1 і K_2 , як правило, лежать у межах 0,1...5.

Д.10. Графічне Інтегрування

У курсовому проєкті є багато задач, в яких певна величина визначається інтегралом типу

$$A = \int_a^b F(x) dx, \quad (\text{Д.80})$$

де $F(x)$ - підінтегральна функція, яка задається графічно або таблично в межах $a \dots b$.

Щоб знайти інтеграл, діапазон інтегрування $a \dots b$ поділяють на n ділянок (кроків) довжиною Δx . Якщо початку першого кроку присвоїти номер 0, кінець - 1 і т.д., кінець останнього кроку - n , то інтеграл (Д.80) визначиться як

$$A = \sum_{i=1}^n \Delta A_i, \quad (\text{Д.81})$$

де ΔA_i - площа ділянки, обмеженої кривою $F(x)$, границями ділянки та віссю абсцис, - знаходиться як площа трапеції

$$\Delta A_i = \left\{ F(x_{i-1}) + F(x_i) \right\} \frac{\Delta x}{2}. \quad (\text{Д.82})$$

Очевидно, що

$$A = \left\{ \frac{F(x_0) + F(x_n)}{2} + \sum_{i=1}^{n-1} F(x_i) \right\} \Delta x. \quad (Д.83)$$

Цей вираз відомий як формула трапеції.

Якщо треба побудувати функцію $A = f(x)$, то, прийнявши, що на початку першого кроку $A = 0$, одержимо в кінці 1-го кроку $A_1 = \Delta A_1$, в кінці 2-го кроку - $A_2 = \Delta A_1 + \Delta A_2$, в кінці 3-го кроку - $A_3 = \Delta A_1 + \Delta A_2 + \Delta A_3$ і т.д. Величину ΔA_i розрахувать за формулою (Д.82).

Д.ІІ. Завдання на курсовий проект
з дисципліни "Динаміка польоту ЛА"

студенту групи _____

(прізвище та ініціали студента)

(можливий варіант)

1. За заданими геометричними, аеродинамічними та масовими характеристиками ЛА (вказати конкретно, якого ЛА), визначити його основні льотно-технічні характеристики (ЛТХ), показники маневреності, а також характеристики стійкості та керованості у поздовжньому русі.

2. Дослідити за допомогою розрахунків на ЕОМ, користуючись каталогізованими програмами, вплив на ЛТХ ЛА зміна _____ (вказати конкретно, що змінюється, наприклад, маса ЛА, тяговоборосність, тип двигуна, включення форсажу, геометрія ЛА і т.п.)

3. Виконати проектувальні розрахунки параметрів горизонтального оперення та простого демфера тангажу. Визначити граничні центрівки, характеристики статичної та динамічної стійкості та керованості ЛА для середнього значення центрівки з новим оперенням.

Вихідні дані:

граничне значення швидкісного напору $q_{\text{гран}} = \text{_____ Па}$;

максимальне значення числа М польоту $M_{\text{max}} = \text{_____}$ на висоті $H = \text{... км}$;

початкова маса ЛА $m_0 = \text{_____ кг}$;

гранична температура $t_{\text{гран}} = \text{_____ } ^\circ\text{C}$;

маса палива $m_f = \text{_____ кг}$;

коефіцієнт стиску повітря на вході у двигун $\Pi_k = \text{---}$;
максимальне значення експлуатаційного перевантаження

$n_{y \max}^e = \text{---}$;
еволютивний швидкісний напір $q_{\text{еб}} = \text{---}$.

Розрахунки виконати для $M = \text{---}$, --- , --- , --- ,
 --- , --- км і п'яти-шести значень швидкості або числа M .

Дати загальний вигляд ЛА в трьох проекціях та вказати його основні ЛТХ.

Примітка. Замість п. 3 завдання за домовленістю з викладачем студент може вибрати питання для проектування та дослідження, наприклад, з числа тих, що наведені в додатку до цього посібника (див. Д.1, Д.3, Д.3.2, Д.3.3, Д.4, Д.7), або будь-яке інше, пов'язане із складанням математичної моделі, програмуванням, розрахунками на ЕОМ.

Дата _____

Підпис викладача,
що видав завдання _____

Д.12. Основні етапи виконання курсового проекту
з динаміки польоту
на _____ навчальний рік
(можливий варіант)

Номер неді- лі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %%	Усього, %%
I	I	Підготовка та доробка вихідних даних - геометричних, масових, аеродинамічних у польотній конфігурації, а також на зльоті та посадці. Характеристики двигуна. Схема та опис ЛА. Розрахунок та побудова польотних полів	5	5
2-3	2	Розрахунок потрібних тяг (потужностей) із врахуванням реальної полярі. Вибір двигуна та обчислення наявних тяг (потужностей). Побудова залежностей $P_{\text{н}} = f(M)_{n = \text{const}}$ $P_{\text{пр}} = f(M)_{n = \text{const}}$	10	15

Номер підлі- ткі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
4	3	Розрахунок характерних швидкостей та експлуатаційних обмежень M_{\max} , $M_{\min}^{\text{теор}}$, $M_{\min}^{\text{двоп}}$, M_q , M_γ , $M_{\text{сф}}$, $M_{\text{нв}}$, $N_{\text{ст.реж}}$ і побудова діаграми $N = f(M)$	5	20
	4	Визначення області динамічного маневрування та динамічних стель		
5-6	5	Розрахунок енергетичної скоропідйомності: $V_y^* = f(V)_{N=\text{const}}$ ($N = 0, 3, 6, 9$, II км) і $V_y^* = f(V)_{N_c=\text{const}}$ (5-6 значень N_c) Залежність $V_{y\text{тох}}^* = f(N)$	10	30
	6	Оптимальна програма набору висоти		
	7	Барограма $N_{\text{opt}} = f(t)$		
	8	Теоретичні та практичні статичні стелі		
7	9	Визначення злітно-посадочних характеристик $V_{\text{випр}}$, V_1 , $L_{\text{зл}}$, $V_{\text{пос}}$, V_2 , $L_{\text{пос}}$	5	35
	10	Розрахунок кілометрової та годинної витрати палива $q_{\text{км}} = f(M)$, $q_{\text{год}} = f(M)$ для $N_{\text{крс}}$		
	11	Дальність та тривалість польоту на $N_{\text{крс}}$		
8	12	Визначення характеристик маневреності у вертикальній площині для $N_{\text{крс}}$: $\rho_{\text{ка}} = f(M)$, $\rho_{\text{ча}} = \text{const}$, $\frac{d\theta}{dt} = f(M)$, $\gamma_y = f(M)$	5	40
	13	Визначення області можливих віражів, мінімального радіуса віражу та відповідних йому $\rho_{\text{ва}}$, δa , $t_{\text{випр}}$, $V_{\text{випр}}$ на $N_{\text{крс}}$		

Продовження

Номер наці- лі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
9	I4	Розрахунок на ЕОМ модифікації ЛА. Дослідження впливу на ЛТХ заданого параметра	10	50
10	I5	Підготовка вихідних даних для пере- вірного розрахунку моментних харак- теристик $m_{\text{врал}} = f(M)$, $m_{\text{в}}^y =$ $= f(M)$, $m_{\text{в}}^z = f(M)$ Діаграма $m_{\text{врал}} = f(C_{y\alpha})_{\alpha_{\text{зад}}} \delta_{\text{в}} = 0$ Балансувальна діаграма $\delta_{\text{вврал}} = f(M)$ $I P_{\text{в}} = f(M)$. Показник $\rho_{\text{в}}^n = f(M)$ на $H_{\text{крс}}$	10	60
	I6	Статична стійкість по швидкості та перевантаженню $\sigma_{\text{п}} = f(M)$, $\sigma_{\text{в}} = f(M)$		
II	I7	Розрахунок динамічних коефіцієнтів для досліджуваного режиму польоту		
	I8	Власні динамічні характеристики ЛА з короткоперіодичному збуреному русі ($n_{\text{в}}, \omega_{\text{в}}, \xi, \beta, T, T_1, T_2, f, f_0, n_{\text{крс}}, t_{0.5}, t_{\text{кр}}$)	8	68
	I9	Побудова $\Delta\alpha = f(t)$ для $\Delta\alpha_0 =$ $= -(0,02 \dots 0,04)$ рад		
I2	20	Визначення реакції ЛА на ступінчасте відхилення руля висоти ($\Delta\delta_{\text{в}} = -0,01 \dots 0,02$ рад) Побудова $\Delta\alpha = f(t)$, розрахунок показників $K_{\alpha\delta}$, $K_{\text{пв}} \cdot \sigma \cdot t_{\text{спр}} \cdot$ $K_{\text{п}}$	7	75
I3-I4	21	Вибір параметрів ІО. Визначення граничних центрівок та кута установлених стабілізатора		
	22	Визначення характеристики стійкості та керованості для ЛА з вибраним ІО: а) моментні характеристики для трьох значень центрівок $\bar{X}_{\text{ТГВ}} \cdot \bar{X}_{\text{ТСР}} \cdot$ $\bar{X}_{\text{ТГЗ}}$ б) балансувальні криві для трьох значень центрівок (див. п. "а")	15	90

Номер неді- лі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
	23	в) власні динамічні характери- стики ЛА (див. п. 16) для $X_{\text{тср}} \cdot M_{\text{крс}}$ $M_{\text{крс}}$		
	24	Передаточні числа демпфера тангажу Розрахунок та побудова $\Delta \alpha = f(t)$ при ступінчастому відхиленні руля висоти ЛА з демпфером		
15	25	Аналіз одержаних результатів Оформлення розрахунково-пояснюва- льної записки	10	100

Примітка. Замість п.п. 21-24 викладач може задати студенто-
ві спеціальну частину проекту, що є самостійним дослідженням по
визначенню впливу певного параметра ЛА на його ЛТХ та динамічні
характеристики, дослідження повної системи рівнянь збуреного ру-
ху, формування контура бортової стабілізації ЛА, побудову мех-
стійкості і т.п. (постановка задачі, математична модель, програ-
ма для ЕОМ, список ідентифікаторів, результати розрахунків у
виді роздручків, рисунків, висновки). Як модифікацію ЛА
(п. 14, табл. Д.1) можна взяти зміну маси ЛА, включення форсажу,
зміну двигуна, геометрії ЛА та ін.

**Д.13. Характеристики стандартної атмосфери АС-81
згідно з ГОСТ 4401-81**

Висота H , км	Темпера- тура T_n , К	Тиск P_n , Па	Густина ρ_n , кг/м ³	Швидкість звуку a_n , м/с	Коефіцієнт кі- нематичної в'язкості ν_n , м ² /с
0	288,15	101325	1,2250	340,3	$1,4607 \cdot 10^{-5}$
1	281,65	89876	1,1117	336,4	$1,5813 \cdot 10^{-5}$
2	275,15	79501	1,0066	332,5	$1,7147 \cdot 10^{-5}$
3	268,66	70121	0,9092	328,6	$1,8628 \cdot 10^{-5}$
4	262,17	61660	0,8193	324,6	$2,0275 \cdot 10^{-5}$
5	255,68	54048	0,7364	320,5	$2,2110 \cdot 10^{-5}$
6	249,19	47218	0,6601	316,5	$2,4162 \cdot 10^{-5}$
7	242,70	41105	0,5900	312,3	$2,6461 \cdot 10^{-5}$
8	236,16	35652	0,5258	308,1	$2,9044 \cdot 10^{-5}$

Закінчення

Висота H, км	Темпера- тура T, К	Тиск P, Па	Густина P _н , кг/м ³	Швидкість звуку a _н , м/с	Коефіцієнт кі- нематичної в'язкості γ _н , м ² /с
9	229,73	30801	0,4671	303,8	3,1987 · 10 ⁻⁵
10	223,25	26600	0,4135	299,5	3,5251 · 10 ⁻⁵
11	216,77	22700	0,3648	295,2	3,8988 · 10 ⁻⁵
12	216,65	19399	0,3119	295,1	4,5574 · 10 ⁻⁵
13	216,65	16580	0,2666	295,1	5,3325 · 10 ⁻⁵
14	216,65	14170	0,2279	295,1	6,2391 · 10 ⁻⁵
15	216,65	12111	0,1948	295,1	7,2995 · 10 ⁻⁵
16	216,65	10353	0,1665	295,1	8,5397 · 10 ⁻⁵
17	216,65	8850	0,1423	295,1	9,9902 · 10 ⁻⁵
18	216,65	7565	0,1216	295,1	1,1686 · 10 ⁻⁴
19	216,65	6467	0,1040	295,1	1,3670 · 10 ⁻⁴
20	216,65	5529	0,8891 · 10 ⁻¹	295,1	1,5989 · 10 ⁻⁴
21	217,58	4729	0,7571 · 10 ⁻¹	295,7	1,8843 · 10 ⁻⁴
22	218,57	4047	0,6451 · 10 ⁻¹	296,4	2,2201 · 10 ⁻⁴
23	219,57	3467	0,5501 · 10 ⁻¹	297,0	2,6136 · 10 ⁻⁴
24	220,56	2972	0,4694 · 10 ⁻¹	297,7	3,0743 · 10 ⁻⁴
25	221,55	2549	0,4008 · 10 ⁻¹	298,4	3,6135 · 10 ⁻⁴
26	222,54	2188	0,3426 · 10 ⁻¹	299,1	4,2439 · 10 ⁻⁴
28	224,53	1616	0,2508 · 10 ⁻¹	300,0	5,8405 · 10 ⁻⁴
30	226,51	1197	0,1841 · 10 ⁻¹	301,7	8,0134 · 10 ⁻⁴
35	236,51	574,6	0,8463 · 10 ⁻²	308,8	1,8063 · 10 ⁻³
40	250,35	287,1	0,3996 · 10 ⁻²	317,2	4,0067 · 10 ⁻³
45	264,16	149,1	0,1966 · 10 ⁻²	325,8	8,4996 · 10 ⁻³
50	270,65	79,78	0,1027 · 10 ⁻²	329,8	1,6591 · 10 ⁻²
55	260,77	42,52	0,5681 · 10 ⁻³	323,7	2,9117 · 10 ⁻²
60	247,02	21,96	0,3097 · 10 ⁻³	315,1	5,1141 · 10 ⁻²

Для практичних розрахунків корисні такі залежності для H < 11 км:

$$\Delta = \frac{P_H}{P_C} = \frac{20 - H}{20 + H}, \quad \frac{P_H}{P_C} = \frac{16,8 - H}{16,8 + H};$$

для H > 11 км

$$\frac{P_H}{P_H} = \frac{P_H}{P_H} = \left(\frac{37 - H}{15 + H} \right)^2 \quad (H - \text{висота в кілометрах}).$$

**Д.14. Узгальнені характеристики деяких
типів газотурбінних двигунів**

Тип двигуна	Наближене значення коефіцієнтів тяги ξ_p та питомої годинної витрати палива C_e . Ступінь дроселювання двигуна (міра дроселювання) $R = I$ (H задається в кілометрах, C_e - в кг/Н год)
Турбореактивний двигун ТРД	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_m$ $\xi_v = I - (0,3 + 0,03 \pi_k) M + (0,65 + 0,03 \pi_k) M^2 - 0,02 \pi_k M^3;$ $\xi_m = \frac{P_M}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_M} \right)^{\gamma_M} \text{ для } H \leq 11 \text{ км}; \quad \xi_m = \left(\frac{P_M}{P_0} \right) \left(\frac{T_0}{T_M} \right)^{\gamma_M}$ $\gamma_M = 2,5 + 0,06 \pi_k;$ $C_e = [1,3 - 0,07 \pi_k + 0,002 \pi_k^2] \cdot [I + (0,27 + 0,0005 \pi_k^2 M^2) \sqrt{M} - 0,02 H] \cdot 10^{-1}$ <p align="center">для $H \leq 11$ км;</p> $C_e = [1,3 - 0,07 \pi_k + 0,002 \pi_k^2] [0,78 + (0,27 + 0,0005 \pi_k^2 M^2) \sqrt{M}] \cdot 10^{-1} \text{ для } H > 11 \text{ км}$
Двоконтурний турбореактивний двигун ТРДД	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_m$ $\xi_v = I - (0,45 + 0,24m) M + (0,9 + 0,19m) M^2 + (0,1 + 0,16m) M^3;$ $\xi_m = \frac{P_M}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_M} \right)^{\gamma_M} \text{ для } H \leq 11 \text{ км}; \quad \xi_m = \frac{P_M}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_M} \right)^{\gamma_M}$ $\gamma_M = 2 + 0,2m;$ $C_e = \begin{cases} \frac{0,085}{I + 0,37m} \left[I + (0,27 + 0,2m M^2) \sqrt{M} - 0,02 H \right] & \text{для } H \leq 11 \text{ км.} \\ \frac{0,085}{I + 0,37m} \left[0,78 + (0,27 + 0,2m M^2) \sqrt{M} \right] & \text{для } H > 11 \text{ км} \end{cases}$

Закінчення

Турбовентиляторний двигун ТВЛД $M < 1$	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_n ;$ $\xi_v = 1 - (0,86 + 0,031 m) M + 0,6 M^2$ Значення коефіцієнтів ξ_n і C_e такі самі, як і для ТРД
Турбореактивний з форсажною камерою ТРДФ	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_n \cdot \xi_\phi ;$ $\xi_\phi = 0,85 + 0,15 (T_\phi^*/400) + 0,118 M + 0,15 M^2 ;$ де $T_\phi^* = 1400 \dots 2200 \text{ K}$; $C_e = C_{e0} \cdot \xi_c ;$ $C_{e0} = 0,21 - 0,004 \pi_k ;$ $\xi_c = 1 + 0,008 H - 0,17 M + 0,017 M^2$ Значення ξ_v , ξ_n такі самі, як і для ТРД
Двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою ТРДДФ	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_n \cdot \xi_\phi ;$ $\xi_\phi = 0,85 + 0,18 (T_\phi^*/400) + 0,12 M + 0,16 M^2 ;$ $T_\phi^* = 1400 \dots 2200 \text{ K}$ Питома годинна витрата палива визначається за формулами для ТРДФ

У табл. Д.І4 наведено узагальнені характеристики деяких типів газотурбінних двигунів, одержані при обробці статистичних матеріалів, у вигляді безрозмірного коефіцієнта тяги

$$\xi_p = \frac{P}{P_0}$$

та питомої годинної витрати палива C_e , де P - тяга двигуна на заданому режимі польоту (ступінь дроселювання двигуна $\bar{R} = 1$), P_0 - статична тяга двигуна на рівні моря ($H = 0$, $M = 0$). Коефіцієнти ξ_p та C_e задані залежно від типу газотурбінного двигуна, числа M та висоти польоту H , ступеня стиску повітря в компресорі π_k , ступеня двоконтурності двигуна m , температури газів у форсажній камері T_ϕ^* . За відсутності дан. величини π_k та m можна задати згідно з рис. Д.І0 і Д.ІІ.

$$\text{Для прикладних розрахунків ЛА з ТРД } P_n = P_0 \Delta^{0,79} (H < 11 \text{ км}),$$

$$P_n = P_n \cdot \frac{P}{P_n} = 1,44 P_0 \cdot \Delta (H > 11 \text{ км}).$$

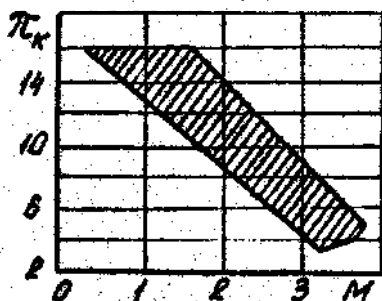


Рис. Д.ІВ. Рекомендовані значення коефіцієнта стиску в компресорі (π_k)

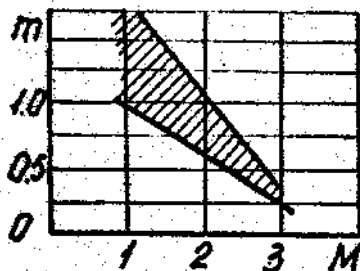


Рис. Д.ІІ. Наближені значення коефіцієнта хронотурності ТРА

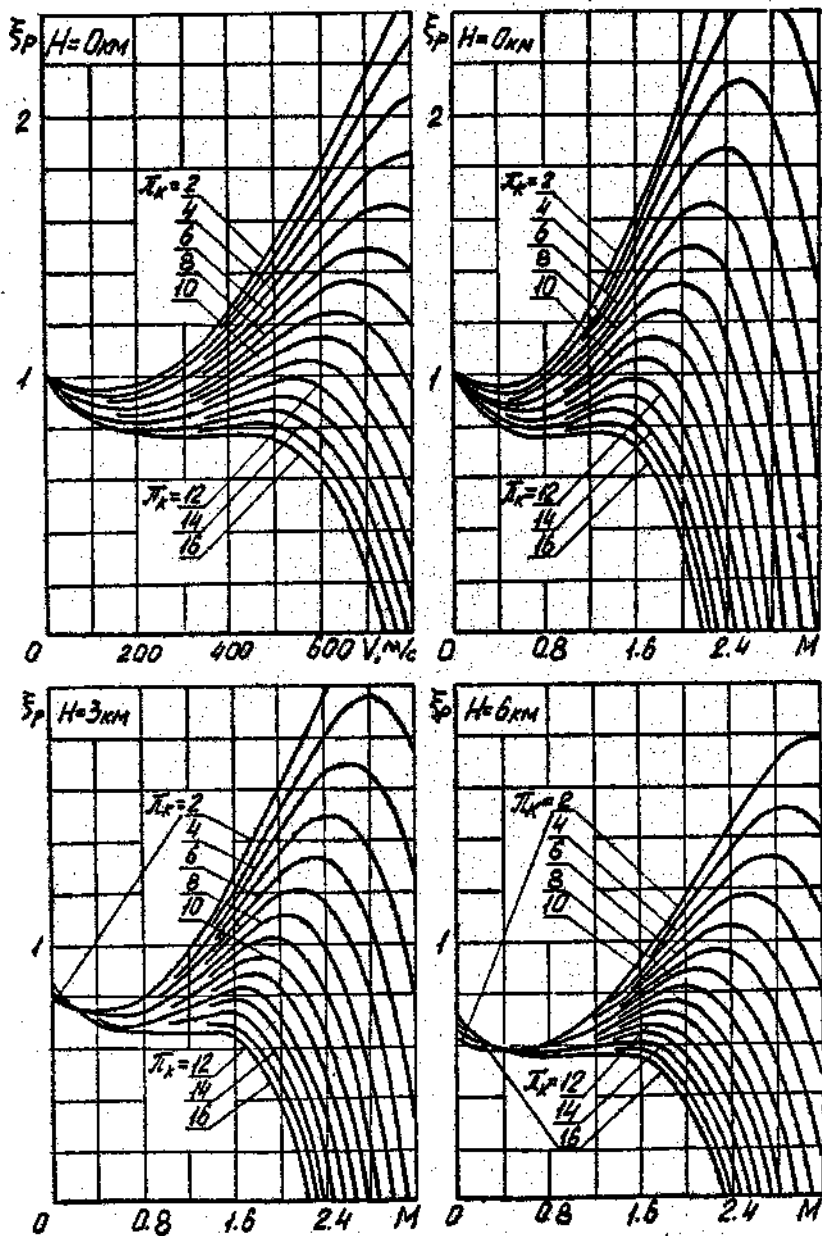


Рис. Д.12. Коэффициент тяги ξ_p (вспомогательная тяга для ТРД) зависимо від числа M , висоти польоту та коефіцієнта стиску повітря π_k .

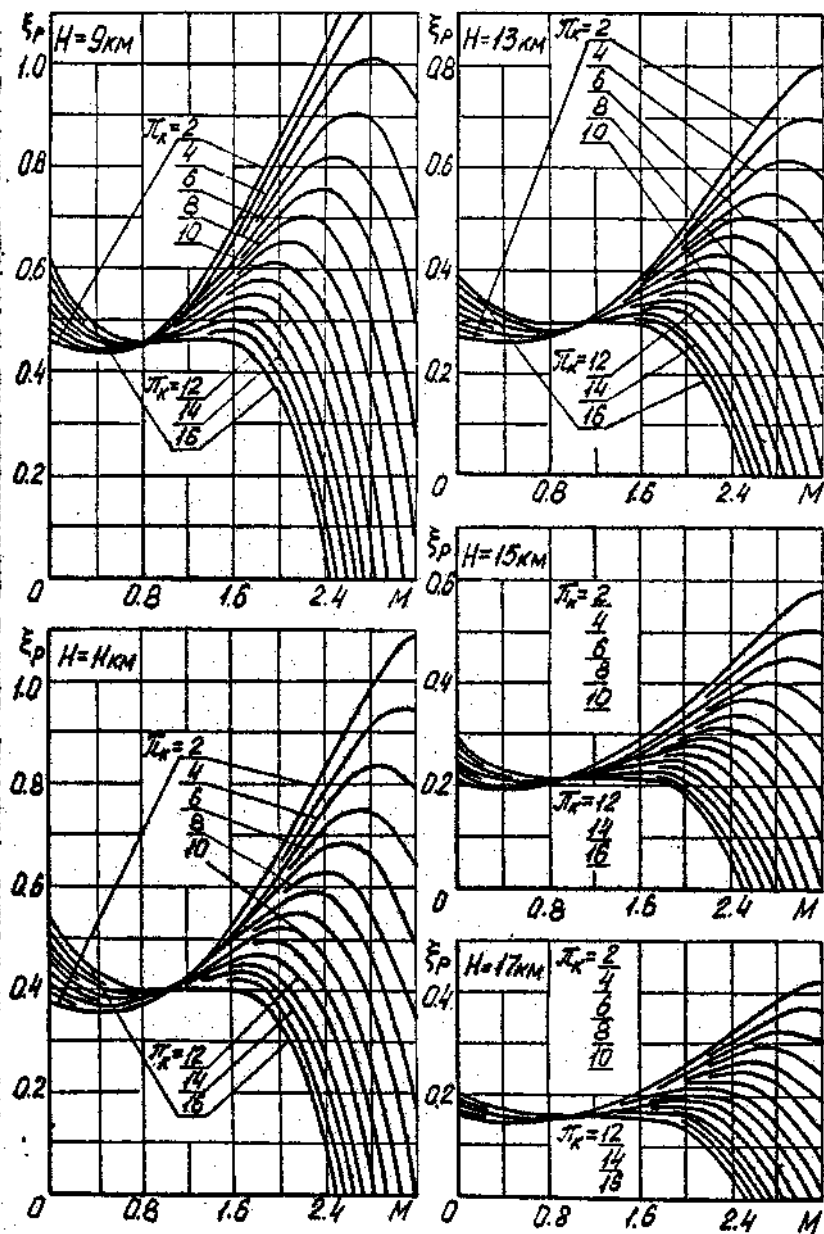


Рис. Д.12. Закінчення

Д.15. НАБЛИЖЕНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОРШНЕВИХ ДВИГУНІВ (ПД)

Д.15.1. Зовнішня, дросельна та висотна характеристики

Якщо паспортні дані ПД відсутні або неповні, виникає потреба в розрахунку і побудові характеристик, яких нестаче. Частіше бувають відомими дані ПД в одній розрахунковій точці. Це номінальні (іноді максимальні) потужність $N_{e \text{ ном}}$, оберти двигуна $n_{\text{ном}}$ та питома втрата палива $C_{e \text{ ном}}$ на одній заданій розрахунковій висоті H_p . Може бути заданим ступінь наддуву P_n , що забезпечується приводним відцентровим нагнітальником. Тоді H_p - розрахункова межа висотності ПД.

Зовнішню характеристику ПД ($N_e = f(n)$ при повністю відкритій дросельній заслінці) можна розрахувати з використанням наближеної залежності

$$N_e = N_{e \text{ ном}} \left(1,16 - 0,16 \frac{n}{n_{\text{ном}}} \right) \cdot \frac{n}{n_{\text{ном}}} \quad (\text{Д.15.1})$$

для декількох довільних значень обертів ПД $n < n_{\text{ном}}$.

Наближена дросельна характеристика $N_e = f(n)$ при різних положеннях дроселя відповідає рівнянню

$$N_e = C \cdot n^3, \quad (\text{Д.15.2})$$

де $C = \frac{N_{e \text{ ном}}}{n_{\text{ном}}^3}$ (див. рис. I.II).

Якщо ПД невисотний, його висотна характеристика розраховується за формулою

$$N_e = N_{e \text{ ном}} \cdot \frac{A_n(H)}{A_n(H_p)}, \quad (\text{Д.15.3})$$

Тут $A_n(H)$, $A_n(H_p)$ - коефіцієнт спаду потужності за висотою відповідно для висот H і H_p , який можна визначити за рис. 2.2 або залежністю

$$A_n = 0,00018601 \frac{P_n}{\sqrt{T_n}} - 0,11, \quad (\text{Д.15.4})$$

де P_n - атмосферний тиск в паскалях, T_n - температура повітря в кельвінах на висоті H .

Необхідні розрахунки для висотного двигуна див. у під-
розд. 2.4.

Д.15.2. Перерахування висотної характеристики ПД на інші оберти

Якщо ПД невисотний, для довільних обертів $n < n_{ном}$ з про-
сечної характеристики $N_e = f(n)$ знаходять відповідну до
числа обертів n потужність N_e , далі для декількох значень
висоти $H \neq H_p$ визначають N_e за формулою (Д.15.3).

Для висотного двигуна відомі: висотна характеристика $N_e =$
 $= f(H)_{n_1 = const}$ для числа обертів n_1 , висотність H_{p_1} ,
ступінь наддуву P_k , зовнішня характеристика $N_e = f(n)$ для
 $H = 0$.

Висотну характеристику для нового числа обертів n_2 роз-
раховують так:

- визначають питому адіабатичну роботу нагнітальника для
 n_1 , P_k , і H_{p_1} (див. [10], с. 315):

$$L_{ад. n_1} = 1153 (H + 0,007465 P_k - 6,0345), \quad (Д.15.5)$$

де P_k - ступінь наддуву ПДН, мм рт. ст. (P_k [мм рт. ст.] =
= P_k [Па] · 0,0075006); H - висота, км.

- обчислюють питому адіабатичну роботу ПДН для n_2 :

$$L_{ад. n_2} = L_{ад. n_1} \left(\frac{n_2}{n_1}\right)^2; \quad (Д.15.6)$$

- знаходять нову границю висотності для n_2 :

$$H_{p_2} = 0,000867 L_{ад. n_2} - 0,007465 P_k + 6,0345; \quad (Д.15.7)$$

- користуючись зовнішньою характеристикою $N_e = f(n)_{H=0}$,
визначають ефективну потужність N_{en_2} , що відповідає числу
обертів n_2 ;

- на діаграмі $N_e = f(H)$ позначають точку N_{en_2} , буду-
ють початкову ділянку висотної характеристики N_{en_2} в шляхом
провадження через точку N_{en_2} лінії, паралельної $N_{en_1} A$
(рис. Д.13), до перетину з перпендикуляром з точки H_{p_2} , що
відповідає новій границі висотності;

- будуть ділянку характеристики для висот, більших за H_{p_2} .

а використанням залежності (Д.15.3).

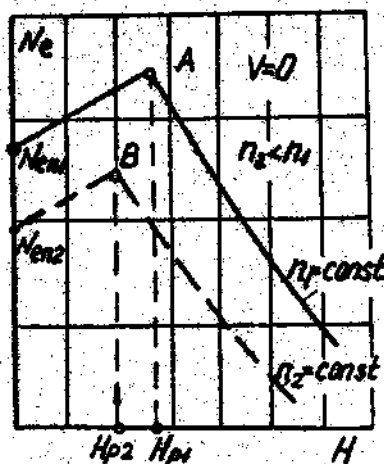


Рис. Д.13. Перерахування висотної характеристики ЦД на інші оберти

Д.15.3. Перерахування висотної характеристики ЦД на інший ступінь наддуву

Задано: висотну характеристику ($N_e = f(H)_{\pi = \text{const}}$) для ступеня наддуву ПН P_{K1} , нове значення ступеня наддуву P_{K2} . Перерахування ведуть у такій послідовності:

- визначити питому адіабатичну роботу ПН для P_{K1} і H_{P1} за формулою (Д.15.5):

$$L_{\text{ад.н1}} = 1153 (H_1 + 0,007465 P_{K1} - 6,0345);$$

- знаходити нову висотність ЦД H_{P2} для P_{K2} та $L_{\text{ад.н1}}$ користуючись залежністю (Д.15.7):

$$H_{P2} = 0,000867 L_{\text{ад.н1}} - 0,007465 P_{K2} + 6,0345;$$

- на висотній характеристиці ЦД знаходити потужність на новій розрахунковій висоті H_{P2} (точка В на рис. Д.14);

- ділянку нової висотної характеристики для висот нижче H_{P2} (штрихова лінія) проводять паралельно такій же ділянці вихідної характеристики (рис. Д.14).

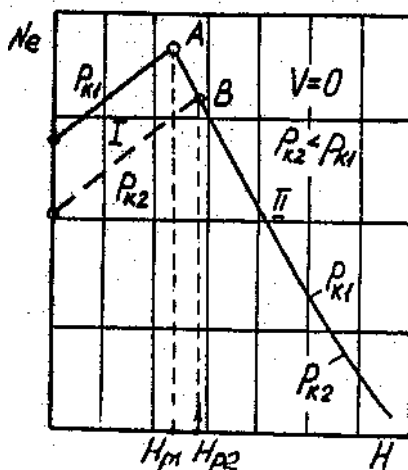


Рис. Д.14. Перерахування висотної характеристики ПД на іншу ступінь наддуву

Д.15.4. Побудова залежності найвигідніших оборотів ПД від крейсерської потужності та діаграми мінімальних питомих витрат палива

Такі залежності необхідні як вихідні дані для розрахунків дальності та тривалості польоту ДА з ГМУ, і одержують їх шляхом спеціальних випробувань ПД на стенді. Щоб провести такий розрахунок наближено, можна використати статистичні матеріали, наведені в праці [10], с. 179-181.

Якщо відомі номінальні значення потужності $N_{e \text{ ном}}$, число оборотів $n_{\text{ ном}}$ та питома витрата палива $C_{e \text{ ном}}$, то залежність крейсерської потужності від найвигідніших оборотів (для яких питома витрата мінімальна) розраховують для декількох довірливих значень найвигідніших оборотів \bar{n}_i , які задають, за формулами

$$N_{e \text{ крс}} = N_{e \text{ ном}} \cdot \bar{N} = f_i(\bar{n}), \quad (\text{Д.15.7})$$

$$\bar{N} = \begin{cases} 1,25 \bar{n} - 0,4 & \text{для } \bar{n} < 0,89; \\ 2,6 \bar{n} - 1,6 & \text{для } \bar{n} > 0,89. \end{cases} \quad (\text{Д.15.8})$$

$$\text{де } \bar{n} = \frac{n}{n_{\text{ном}}}.$$

Відповідні формули для найвигідніших питомих витрат палива будуть такими:

$$C_{\text{енв}} = C_{\text{еном}} \cdot \bar{c} = f_2(\bar{N}), \quad (\text{Д.15.9})$$

де для ПД на багатій суміші

$$\bar{c} = \begin{cases} 0,8 & \text{для } \bar{N} \leq 0,75, \\ 3 \bar{N}^2 - 4,45 \bar{N} + 2,45 & \text{для } \bar{N} > 0,75; \end{cases} \quad (\text{Д.15.10})$$

для ПД на бідній суміші

$$\bar{c} = \begin{cases} 1,2408 \bar{N}^2 - 1,1787 \bar{N} + 0,86696 & \text{для } \bar{N} < 0,65, \\ 0,714 \bar{N} + 0,2857 & \text{для } \bar{N} > 0,65. \end{cases} \quad (\text{Д.15.11})$$

Розрахунки зручно вести в табл. Д.4.

Т а б л и ц я Д . 4
Розрахунки крейсерських потужностей
та питомих витрат палива

$n_{\text{нв}} \frac{\text{об}}{\text{хв}}$	$n_1 \dots n_{\text{ном}}$	Примітки
\bar{n}		$\bar{n} = n_{\text{нв}} / n_{\text{ном}}$
\bar{N}		$\bar{N} = f(\bar{n})$ - залежність Д.15.8
\bar{c}		$\bar{c} = f(\bar{N})$ - залежності (Д.15.10), (Д.15.11)
$N_{\text{екрс}}, \text{ кВт}$		$N_{\text{екрс}} = N_{\text{еном}} \cdot \bar{N}$
$C_{\text{енв}}, \frac{\text{кг}}{\text{кВт} \cdot \text{г}}$		$C_{\text{енв}} = C_{\text{еном}} \cdot \bar{c}$

За даними табл. Д.4 будуть $N_{\text{екрс}} = f(n_{\text{нв}})$ та $C_{\text{енв}} = f(n_{\text{нв}})$.

Д.16. Статична стеля режиму ДА з ГМУ

Статичну стелю режиму для ДА з ГМУ можна визначити за умов рівності на цій висоті потрібної потужності наявній:

$$N_{\text{пр}} = N_{\text{м}}, \quad (\text{Д.15.12})$$

де $N_{\text{пр}} = C_{\text{ха}} \frac{\rho V^3}{2} S$, $N_{\text{м}} = i N_e(H_p) \cdot \eta \frac{A_n(H)}{A_n(H_p)}$, $N_e(H_p)$ - ефективна потужність ПД на розрахунковій висоті; η - ККД гвинта; i - число ГМУ на ДА; $A_n(H)$, $A_n(H_p)$ - коефіцієнти спадку потужності з висотою (див. рис. 2.2 або формулу (Д.15.4)).

Якщо врахувати, що для горизонтального усталеного польоту

$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_n S C_{ya}}}$, а $\rho_n = \rho_c \cdot \Delta$, $\Delta = \frac{\rho_n}{\rho_c}$, ρ_c - густина повітря на рівні моря, то рівнянню (Д.15.12) відповідає вираз

$$(A_n \sqrt{\Delta})_{\text{ст.реж}} = \frac{A_n(H_p) \cdot C_{\text{ха}} \rho_c \cdot S}{2} \left(\sqrt{\frac{2mg}{\rho_c S C_{ya}}} \right)^3 \cdot \frac{1}{\eta i N_e(H_p)} = C. \quad (\text{Д.15.13})$$

Якщо режим задати довільною точкою на поліарі $(C_{ya}, C_{\text{ха}})_i$, то відповідну їй стелю режиму визначають так:

- для декількох значень висоти польоту розраховують або беруть з табл. Д.4 величину $A_n \sqrt{\Delta}$;
- будують залежність $A_n \sqrt{\Delta} = f(H)$;
- обчислюють величину C (Д.15.13), де приймають $\eta = 0,75$;
- користуючись залежністю $A_n \sqrt{\Delta} = f(H)$ та умовою, що на стелі режиму $(A_n \sqrt{\Delta})_{\text{ст.реж}} = C$, знаходять стелю режиму (рис. Д.15).

До речі, цим методом можна визначити статичну стелю ДА з ГМУ, якщо взяти до уваги, що на статичній стелі швидкість ДА близька до економічної. Тому всі розрахунки треба проводити для точки, поліари для якої $C_{ya} = C_{\text{уаек}} = \sqrt{\frac{3C_{\text{ха}}}{A}}$, а $C_{\text{ха}} = C_{\text{хаек}} = 4 C_{\text{хо}}$.

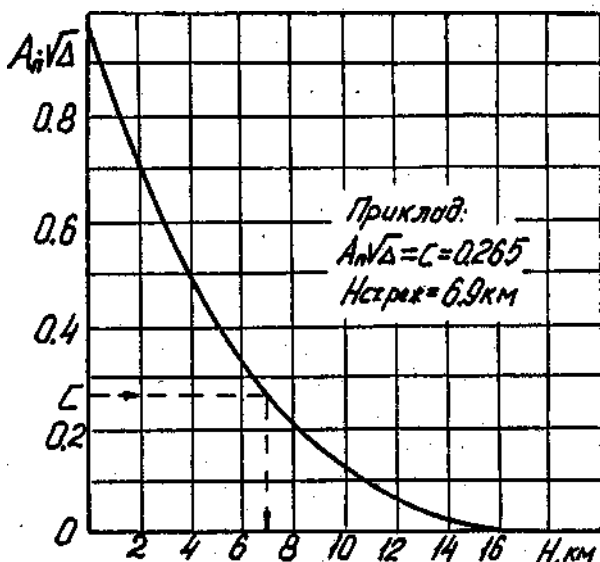


Рис. Д.15. Визначення статичної стелі режиму ЛА з ІМУ

Таблиця Д.4

Значення відносної густини повітря Δ та коефіцієнта спадку потужності A_n з висотой H

H , км	$\Delta = P/P_c$	$\sqrt{\Delta}$	A_n	$A_n \cdot \sqrt{\Delta}$
1	0,90748	0,95262	0,8861	0,8441
2	0,82168	0,90646	0,7815	0,7084
3	0,74225	0,86154	0,6857	0,5907
4	0,66885	0,81784	0,5983	0,48938
5	0,60117	0,77535	0,5187	0,4021
6	0,53887	0,73408	0,4464	0,3277
7	0,48165	0,69401	0,3808	0,2643
8	0,42921	0,65514	0,3210	0,2103
9	0,38128	0,61748	0,2682	0,1657
10	0,33756	0,58100	0,2199	0,1277
11	0,29780	0,54571	0,1768	0,09648
12	0,25464	0,50462	0,1351	0,06817
13	0,21763	0,46651	0,0995	0,04642
14	0,18600	0,43128	0,06906	0,02979
15	0,15898	0,39873	0,04305	0,01716
16	0,13589	0,3686	0,02083	0,00768
20	0,07258	0,26941		
25	0,03272	0,18089		
30	0,0150286	0,12259		
40	0,00326176	0,057112		
45	0,00160512	0,040064		
50	0,0008382	0,028953		

Д.17. Українсько-російський словник основних термінів
з динаміки польоту

АВТОМАТИЧНЕ РЕГУЛОВАННЯ	- автоматическое регулирование
БАЛАНСУВАТИ	- балансировать
БАЛАНСУВАННЯ	- балансировка
БЕЗВІДРИВНИЙ	- безотрывный
БЕЗМЕЖНИЙ	- безграничный
БЕЗПЕКА	- безопасность
БІЧНИЙ	- боковой
БОВТАНКА	- болтанка
БУКСИРУВАННЯ	- буксировка
ВАГА	- вес
ВАЖІЛЬ, ПІДСОМА	- рычаг
ВАНТАЖОПІДЪОМНІСТЬ	- грузоподъемность
ВЕЛИЧИНА	- величина: в. вихідна - в. виходная; в. зведена - в. приведенная; в. миттєва - в. мгновенная; в. обернена - в. обратная; в. позірна - в. кажущаяся; в. стала - в. постоянная
ВИДЕРЖУВАННЯ (ВИТРИМУВАННЯ)	- выдерживание
ВИЗНАЧАТИ	- определять
ВИЗНАЧНИК	- определитель
ВИМОГИ	- требования
ВИКОРИСТАННЯ	- использование
ВИМІРНИК	- измеритель
ВИМУШЕНИЙ	- вынужденный
ВИПАДКОВИЙ	- случайный
ВИПЕРЕДЖЕННЯ	- предупреждение
ВИПРОБУВАННЯ	- испытание
ВИРІВНЮВАННЯ	- выравнивание
ВИРОБІТОК ДОБОВИЙ	- выработка суточная
ВИСУВНИЙ	- выдвижной
ВИСХІДНИЙ	- восходящий
ВИТРАТА	- расход: в. кілометрова - р. километровой; в. годинна - р. часовой; в. питома годинна - р. удельный часовой

ВИХІДНИЙ	- вихідний
ВИШТОБУВАЛЬНИЙ	- выталкивающий
ВІД'ЄМНИЙ	- отрицательный
ВІДНОСНИЙ	- относительный
ВІДСТАНЬ	- расстояние
ВІДХИЛ, ВІДХИЛЕННЯ ПОЛЯРИ	- отклонение (отвала) полярні
ВІДЦЕНТРОВАНИЙ	- центробежный
ВІЛЬНИЙ	- свободный
ВІРОГІДНИЙ	- достоверный
ВІСЬ	- ось
ВЛАСНИЙ (ВЛАСТІВНИЙ)	- собственный
ВЛАСТІВІСТЬ	- свойство
ВОЛОГІСТЬ	- влажность
ВСМОКТУВАЛЬНИЙ	- всасывающий
ВТРАТА	- потеря
В'ЯЗКІСТЬ	- вязкость
ГАЛУЗЬ	- отрасль
ГАЛЬМО	- тормоз
ГАЛЬМУВАННЯ	- торможение
ГАСІННЯ	- гашение
ГВИНТ	- винт
ГІРКА	- горка
ГВИНТО-МОТОРНА УСТАНОВКА (ГМУ)	- винто-моторная установка (ВМУ)
ГОДИНА	- час
ГРАНИЦЯ	- граница, предел
ДАЛЬНОСТЬ (ДАЛЕКІСТЬ)	- дальность
ДАНІ	- данные
ДВИГУН	- двигатель
ДСТ УКРАЇНИ	- ГОСТ Украины
ДЖЕРЕЛО	- источник
ДЕМПФІРУВАННЯ	- демпфирование
ДИНАМІЧНИЙ (ШЕДІКІСНИЙ) НАПІР	- динамический (скоростной) напор
ДИФЕРЕНЦІВАННЯ	- дифференцирование
ДІЙСНИЙ (МАТ.)	- вещественный, действительный
ДІЛЯНКА	- участок
ДІЯ	- воздействие

- ДОБА
 ДОБУТОК
 ДОВІДКОБИЙ
 ДОДАТНИЙ
 ДОЗВОЛЕНИЙ
 ДОСЛІДЖЕННЯ
 ДОТІЧНА
 ДОЦЕНТРОБИЙ
 ДРОСЕЛЮВАННЯ
 БОМ
 ЖОРСТОКІЙ
 ЗАБІРНИЙ (кляпан)
 ЗАВАНТАЖЕННЯ
 ЗАГАЛЬНИЙ
 ЗАГАСАННЯ
 ЗАКАД
 ЗАЛЕЖНІСТЬ
 ЗАПІЗНУВАННЯ
 ЗАПОБІЖНИК
 ЗБЕРЕЖЕННЯ
 ЗБІЖНІСТЬ
 ЗБУДУВАТИ
 ЗБУРЕННЯ
 ЗБУРЕНИЙ
 ЗВАЛЮВАННЯ
 ЗВОРОТНИЙ ЗВ'ЯЗОК (ЗЗ)
- ЗГІН
 ЗДІЙСНЮВАТИ
 ЗЛІТ
 ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНА СМІТА (ЗПС)
 ЗМІННА
 ЗМІЩЕННЯ
 ЗРІННОВАЖИТИ
- сүткя
 - промыведенне
 - справочный
 - положительный
 - разрешенный
 - исследование
 - касательная
 - центростремительный
 - дрорселювание
 - ЗБМ
 - жесткий
 - заборный (кляпан)
 - загрузка
 - общий
 - затухание
 - заброс
 - зависимость
 - запаздывание
 - предохранитель
 - сохранение
 - сходимость
 - возбуждать
 - возмущение
 - возмущенный
 - сваливание
 - обратная связь (ОС): з.з. гнучкий - о.с. гибкая; з.з. позитивный - о.с. положительная; з.з. жорсткий - о.с. жесткая; з.з. із запізнюванням - о.с. с запаздыванием; з.з. негативний - о.с. отрицательная
 - изгиб
 - осуществлять
 - взлет
 - взлетно-посадочная полоса (ВПП)
 - переменная
 - смещение
 - уравновесить

ЗСУВ

ЗУПИНКА

ЗУСИЛЛЯ

ІМОВІРНІСТЬ

ІНТЕГРУВАННЯ

КАБРИРУВАННЯ

КЕРОВАНІСТЬ

КЕРУВАННЯ (УПРАВЛІННЯ)

КЕРУВАЛЬНА ДІЯ

ККД (коєфіцієнт корисної дії)

КІВЗАННЯ

КІВЗНИЙ

КОЛИВАННЯ

КОЛОВІЙ

КРЕН

КРЕСЛЕННЯ

КРИВИНА

КРІК

КРУТІННЯ

КРУТІСТЬ

КУЛЬОВИЙ

КҮТ

ЛАНКА

ЛІНІЯ ТІЧІЇ (газів)

ЛІТАК

ЛІЧІЛЬНИК

ЛОПАТЬ (ГВИНТА)

МАНЄВРЕНІСТЬ

- сдѣлг: з. за часом - с. по вре-
мени; з. за фазом - с. по фазе

- остановка

- усилю

- веройтностъ

- интегрирование

- кабрирование

- управляемость

- управление

- управляющее воздействие

- ККД (коєфіцієнт полезного
действия)

- скольжение

- скользкий

- колебання: к. вимушені - к. вѣ-
нужденные; к. вільні - к. сво-
бодные; к. власні - к. собствен-
ные

- круговой

- крен

- чертѣк

- кривизна

- шгг

- кручение

- крутизна

- шаровой

- угол: к. кабрирования - у. ка-
рирования; к. нахилу траекторіі -
у. наклона траекторіи; к. плани-
рования - у. планирования- звено: л. диференціальна - з. диф-
ференцирующее; л. колувальна -
з. колесательное; л. інтегроваль-
на - з. интегрирующее; л. підси-
лювальна - з. усилительное; л. ре-
дукційна - з. редукционное

- линия тока (газов)

- самолет

7 счѣтки

- лопасть (винта)

- маневренность

МЕКА	- граница
МЕКА СТІЙКОСТІ	- граница устойчивости
МЕРЕКА	- сеть
МИГОВЕННИЙ	- мгновенный
МІРА СТИСЬ	- степень сжатия
МІСТКІСТЬ (бака)	- вместимость (бака)
МІЦНІСТЬ	- прочность
МНОЖИНА	- множество
МОЖЛИВІСТЬ	- возможность
МОМЕНТ	- момент: м. згинальний - м. виги- саний; м. крутільний - м. кру- тільний; м. тангажу - м. тангажа
НАБІГЛЯЮЧИЙ	- набегавший
НАБІР ВИСОТИ	- набор высоты
НАБЛИЖЕННЯ (апроксимація)	- приближение (аппроксимация)
НАВАНТАЖЕННЯ КОРИСНЕ	- нагрузка полезная
НАВКОЛИПНИЙ	- окружающий
НАДІЙШКОВИЙ	- насыщенный
НАДІЙШОК	- насыток
НАПІР	- напор
НАПРЯМІА	- направляющая
НАПРՄГА	- напряжение
НАПРՄЖЕНІСТЬ	- напряженность
НАПІЕНА ТЯГА (двигуна)	- тяга, которой располагает двига- тель (располагаемая тяга (двиг- теля))
НЕВИЗНАЧЕНІСТЬ	- неопределенность
НЕКЕРОВАНИСТЬ	- неуправляемость
НЕПЕРЕРВНІСТЬ	- непрерывность
НЕУЗГОДЖЕННЯ	- рассогласование
НЕСТІЙКІСТЬ	- неустойчивость
НЕСКІНЧЕНІСТЬ	- бесконечность
НЕХТУВАТИ	- пренебрегать
НОРМА ЛІТНОЇ ПРИДАТНОСТІ (НЛП)	- норма летной годности (НЛГ)
ОБІГНАЛЬНА	- обгонная
ОБЕРТИ	- обороты
ОБЕРТАЛЬНИЙ	- вращательный
ОБҀРҀНТОВАННЯ	- обоснование

ОБЛАСТЬ НЕСТІЙКОСТІ
ОБМЕЖЕННЯ
ОДНІЙНИЙ

ОДНОМІРНИЙ
ОКРЕМИЙ
ОЛІВЕЦЬ
ОПЕРЕННЯ
ОПІР ЛЮБОВИЙ
ОТВІР

ОХОЛОДЖЕННЯ
ПАЛИВО

ПАЛЬНЕ

ПАЛЬНИК

ПАРАШУТУВАННЯ

ПЕРЕГІН

ПЕРЕВАНТАЖЕННЯ

ПЕРЕВІРНИЙ

ПЕРЕРІЗ

ПЕРЕТВОРЕННЯ ЛАПЛАСА

ПЕРЕТВОРЕННЯ

ПЕРЕХІДНИЙ ПРОЦЕС

ПЕРЕШКОДА

ПІТОМА ГОДИННА ВІТРАТА ПАЛИВА

ПІТОМИЙ

ПІДЪОМНА СИЛА

ПІДСМІКТУВАЛЬНИЙ

ПІДСИЛЮВАЧ-ПЕРЕТВОРЮВАЧ

ПІДСУМУВАННЯ

ПІКІРУВАННЯ

ПІЛОТУВАННЯ

ПЛОЩИНА

ПОБУДОВА

ПОВІТРООХОЛОДНИК

ПОВІТРЯ

ПОВОРОТКІСТЬ

- область неустойчивости
- ограничение
- единичный: о. импульс - е. импульс; о. стрибок - е. скачок

- одномерный
- частный
- карандаш
- оперение
- сопротивление лобовое
- отверстие
- охлаждение
- топливо
- горючее
- горелка
- парашютирование
- перегиб
- перегрузка
- проверочный
- сечение
- преобразование Лапласа

- преобразование
- переходный процесс
- препятствие
- удельный часово́й расход топлива
- удельный
- подъемная сила
- подсосывающий
- усилитель-преобразователь
- суммирование
- пикирование
- пилотирование
- плоскость
- построение
- воздухоохладитель
- воздух
- поворотливость

ПОДОВЖЕННЯ
ПОЗДОВЖІНІЙ
ПОЗІРНИЙ
ПОЗНАЧЕННЯ
ПОКАЗНИК
ПОДІПШЕННЯ
ПОДІЛ
ПОЛІТ
ПОПЕРЕДНІЙ
ПОРІГ ВІДЧУТТЯ
ПОСАДКА
ПОСТУП (ХОДА)
ПОТУЖНІСТЬ

- удлиннение
- продольный
- кажущийся
- обозначение
- показатель
- улучшение
- деление
- полет
- предварительный
- порог чувствительности
- посадка
- поступь
- мощность: п. віддавана - м. от-
даваемая; п. корисна - м. по-
лезная; п. споживана - м. по-
требляемая; п. надлишкова -
м. избыточная; п. найвна -
м. располагаемая; п. питома -
м. удельная; п. розрахункова -
м. расчетная

ПОХИБКА
ПОХІДНА
ПОЧАТКОВІ УМОВИ
ПРИБІРАННЯ
ПРИДАТНІСТЬ
ПРИКОМІСТІСТЬ
ПРИМУСОВИЙ
ПРИРІСТ
ПРИПУСТИМИЙ
ПРИСТРІЙ
ПРИСКОРЮВАЧ
ПОГРАНИЧНИЙ ШАР
ПРИТІСКУВАННЯ
ПРОБІГ
ПРОЄКТУВАННЯ
ПРОМІЖОК
ПРУЖНИЙ
ПРЯМОТІСНИЙ
РЕВЕРСУВАННЯ
РІСКАННЯ

- погрешность
- производная
- начальные условия
- уборка
- пригодность
- приемистость
- принудительный
- приращение
- допустимый
- приспособление, устройство
- ускоритель
- пограничный слой
- прижимаемый
- пробег
- проектирование
- промежуток
- упругий
- прямолинейный
- реверсирование
- рыскание

РІВНОВАГА	- равновесие
РІВНОВАЖНИЙ	- равновесный
РІВНЯННЯ	- уравнение
РІДНИЙ	- жидкостный
РІЗВ'ЯЗОК	- решение
РОЗГІН	- разгон
РОЗМАХ	- размах
РОЗНІМНИЙ	- разъемный
РОЗРАХУНОК	- расчёт
РОЗСУВНИЙ	- раздвижной
РОЗТАШУВАННЯ	- расположение
РУЙНУВАННЯ	- разрушение
РУХ	- движение
РУШІЙ	- движитель
РУШІЙНА СИЛА	- движущая сила
СИЛА	- сила
СКИДАННЯ	- сбрасывание
СКЛАДОВА	- составляющая
СПАДНИЙ	- убывающий
СМУГА	- полоса
СПОВІЛЬНЕННЯ	- замедление
СПОТВОРЕННЯ	- искажение
СТАТИЧНИЙ	- статический
СТЕЛЯ	- потолок
СТІСК	- сжатие
СТІСЛИВІСТЬ	- сжимаемость
СТІЙКІСТЬ	- устойчивость
СТОЯК	- стойка
СТРИБОК	- скачок
СТРУМІНА (СТРУМІНЬ)	- струя
СТРУМІНКА	- струйка
СТУПІНЬ	- степень
СУМІШ	- смесь
СУЦІЛЬНЕ СЕРЕДОВИЩЕ	- сплошная среда
СУЦІЛЬНОПОВОРОТНЕ	- цельноповоротное
ТАРУВАННЯ	- тарировка
ТВІРНІА	- образующая

ТЕОРІЯ ІМОВІРНОСТІ
ТЕПЛОЄМНІСТЬ ЛІТІМА
ТЕРТЯ

ТРАСЕКТОРІЯ
ТРИВАЛІСТЬ
ТРИВИМІРНИЙ
ТЯГА

ТІСК НАДЛИШКОВИЙ
ТЯГОЗБЕРІГНІСТЬ

ТЯГІННЯ
УГНУТІСТЬ
УЗАГАЛЬНЕНИЙ
УСТАЛЕНИЙ
УЯВНИЙ

ХВІЛЯ

ХІД

ХОДА, ПОСТУП (ГЕНТА)

ЦЕНТРІВКА

ЧАС

ЧАСТОТА

ЧАСІ ЗАБІРАНЕ
ШВИДКІСНИЙ НАПІР
ШВИДКІСТЬ
ШВИДКОДІЮЧИЙ
ШВИДКОПЛИВНИЙ
ШКІДЛИВИЙ
ШУМОГЛУШИЧ
ЯКІСТЬ

- теорія вероятности
- теплоємность удельная
- треньк: т. кочення - т. качення; т. ковзання - т. скользяння
- траекторія
- продовжителность
- трехмерний
- тяга: т. злітна - т. взлітна; т. наявна - т. располагаемая; т. повна - т. подная; т. потрібна - т. потрібная
- давление избыточное
- тяговооруженность
- тяготення
- вогнутость
- обобщенный
- установившийся
- мнимый
- волна
- ход
- поступь (винта)
- центровка: ц. задня - ц. задняя; ц. нейтральная - ц. нейтральная; ц. передня - ц. передняя
- время: ч. властивий - в. собственное; ч. запізнювання - в. запаздывания; ч. спрацювання - в. срабатывания
- частота: ч. властива - ч. собственная; ч. гранична - ч. предельная; ч. кодова - ч. круговая; ч. коливань - ч. колебаний; ч. кутова - ч. угловая; ч. обертань - ч. вращения
- масса убирательная
- скоростной напор
- скорость, быстрота
- быстродействующий
- быстротечный
- вредный
- шумоглушитель
- качество

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Аэромеханика самолета: Динамика полета: Учебник для авиационных вузов / А.Ф. Бочкарев, В.В. Андреевский, В.М. Белоконов и др. - М.: Машиностроение, 1965. - 360 с.
2. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1969. - 500 с.
3. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1965. - 468 с.
4. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. - М.: ГИОП, 1957. - 560 с.
5. Калачев Г.С. Показатели маневренности, управляемости и устойчивости самолетов. - М.: ГИОП, 1958. - 132 с.
6. Колосов С.П., Стромлюв В.М. Основы автоматического пилотирования. - М.: ГИОП, 1959, 232 с.
7. Механика полета: Инженерный справочник / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин и др. - М.: Машиностроение, 1969. - 420 с.
8. Пашковский И.М. Устойчивость и управляемость самолета. - М.: Машиностроение, 1975. - 328 с.
9. Расчет и анализ движения ЛА: Инженерный справочник / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Ю.Ф. Полушкин, С.М. Шефтель и др. - М.: Машиностроение, 1971. - 352 с.
10. Остославский И.В., Титов В.М. Аэродинамический расчет самолета. - М.: Оборонгиз, 1947. - 356 с.
11. Справочник авиаконструктора. Т. I. Аэродинамика самолета. - М.: ЦАГИ, 1937. - 512 с.
12. Брьев Б.Н. Воздушные винты. - М.: Машметиздат, 1934. - 325 с.
13. Андренко Г.И. Расчет летных характеристик самолетов: Учеб. пособие по курсу "Динамика полета и устойчивость самолета". - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1979. - 46 с.
14. Андренко Г.И., Калитневский Л.Ф. Устойчивость и управляемость самолета в продольном и боковом движении: Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1976. - 84 с.

15. Космылинский А.А., Гребенников А.Г. Характеристики газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиационн-т, 1985. - 82 с.
16. Сахно А.Г. Расчет основных летно-технических характеристик самолета с использованием ЭВМ: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиационн. ин-т, 1969. - 63 с.
17. Эткин Б. Динамика полета. Устойчивость и управляемость. - М.: Машиностроение, 1964. - 494 с.
18. Динамика полета летательных аппаратов. Траектории движения и летные характеристики/В.Г. Брага, Б.Т. Горошенко, Э.Б. Миклуштумов и др. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1966. - 526 с.
19. Лысенко Н.М. Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. - М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1967. - 640 с.
20. Лебедев Л.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учеб. пособие для вузов. - М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.
21. Остославский И.В., Калачев Г.С. Продольная устойчивость и управляемость самолета. - М.: ГИОП, 1951. - 368 с.
22. Холявко В.І. Аеродинамічні характеристики літака: Навч. посібник. - Харків: Харьк. авіац. ін-т, 1998. - 80 с.

З М І С Т

ПЕРЕДМОВА.....	3
1. ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ РОЗРАХУНКІВ.....	5
1.1. Геометричні характеристики ЛА.....	6
1.2. Масові характеристики.....	6
1.3. Аеродинамічні характеристики.....	7
1.4. Побудова наближеної злітної та посадочної поляр.....	9
1.5. Польотні поляри.....	12
1.6. Граннично допустиме значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили.....	12
1.7. Характеристики силової установки.....	13
1.7.1. Турбореактивний двигун (ТРД).....	13
1.7.2. Гвинто-моторна установка (ГМУ).....	17
1.7.3. Турбо-гвинтовий двигун (ТГД).....	21
2. РОЗРАХУНОК ЛЬОТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛА МЕТОДАМИ ТЯГ І ПОТУЖНОСТЕЙ.....	21
2.1. Розрахунок потрібних тяг і побудова кривих МЕЖ.....	22
2.2. Потрібна потужність.....	25
2.3. Найважна тяга для ЛА з ТРД.....	25
2.4. Найважна потужність для ЛА з ГМУ.....	27
2.5. Найважна потужність для ЛА з ТГД.....	32
2.6. Вибір діаметра гвинта для ЛА з ГМУ.....	35
2.7. Визначення характерних швидкостей горизонтального прямолінійного усталеного польоту та побудова висотно-швидкісної діаграми.....	36
2.7.1. Максимальна швидкість.....	36
2.7.2. Мінімальна теоретична швидкість.....	36
2.7.3. Найвигідніша швидкість.....	37
2.7.4. Економічна швидкість.....	37
2.7.5. Крейсерська швидкість.....	37
2.7.6. Статична гранична висота режиму (стеля режиму). Теоретична статична гранична висота польоту (теоретична статична стеля).....	38
2.8. Експлуатаційні обмеження. Діаграма дозволених режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів.....	40
2.8.1. Обмеження по куту атаки.....	40
2.8.2. Обмеження верхньої границі швидкості через швидкісний напір.....	41

2.8.3.	Осмеження верхньої границі швидкості через кінетичний нагрів обшивки ЛА.....	41
2.8.4.	Осмеження максимальної швидкості через граничне число $M_{\text{гран}}$	42
2.8.5.	Осмеження при польоті у турбулентній атмосфері.....	42
2.8.6.	Побудова діаграми дозволених режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів.....	43
2.9.	Область польоту на динамічних висотах. Граничні динамічні висоти.....	43
2.10.	Характеристики набору висоти.....	45
2.10.1.	Характеристики набору висоти дозвукового ЛА.....	46
2.10.2.	Оптимальна програма набору висоти надзвукового маневреного ЛА.....	47
2.10.3.	Розрахунок часу набору висоти при польоті за оптимальною програмою та побудова барограми.....	50
3.	ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕНОСТІ ЛА.....	50
3.1.	Загальний показник маневреності $\Pi_{\text{ка}} = f(M)_{\rho_{\text{зад}} = \text{const}}$	51
3.2.	Прямолінійний розгін ЛА у горизонтальній площині. Прямолинійність ЛА (ЧЛМ).....	52
3.3.	Маневреність ЛА у вертикальній площині.....	53
3.4.	Маневреність ЛА в горизонтальній площині.....	55
3.4.1.	Границя по переважанню $r_z^{(1)} = f(V)$	55
3.4.2.	Границя по $C_{\text{уд доп}}$ $r_z^{(2)} = f(V)$	55
3.4.3.	Границя по P_M $r_z^{(3)} = f(V)$	56
3.5.	Зліт ЛА.....	57
3.5.1.	Зліт ЛА з розбігом.....	57
3.5.2.	Зліт ЛА з напрямних з прискорювачем.....	60
3.6.	Посадка ЛА.....	61
3.7.	Перерваний та продовжений зліт.....	63
3.8.	Дальність і тривалість польоту ЛА з ТРД.....	64
3.8.1.	Політ ЛА на $H = \text{const}$ з $M = \text{const}$	66
3.8.2.	Політ ЛА за оптимальною програмою.....	66
3.9.	Дальність і тривалість польоту ЛА з ГМУ.....	68
3.10.	Визначення характеристик набору заданої висоти польоту на дальність.....	70
3.11.	Визначення дистанції передпосадочного зникнення ЛА.....	73
4.	РОЗРАХУНОК МОМЕНТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК, СТАТИЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА.....	74
4.1.	Вихідні дані для перевірного розрахунку.....	74

4.2.	Моментна діаграма рівноважних режимів польоту.....	76
4.3.	Балансувальна діаграма відхилення рулів висоти.....	77
4.4.	Міра поздовжньої статичної стійкості ЛА по переважанню та швидкості.....	78
4.5.	Балансувальні зусилля на штурвалі керування рухом висоти ЛА (або стабілізатором).....	80
4.6.	Розрахунок M_{z0LA}	82
5.	ДЕЯКІ ПИТАННЯ ПОЗДОВЖНОЇ ДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА.....	86
5.1.	Дослідження власних динамічних характеристик ЛА у поздовжньому короткоперіодичному вбуреному русі... ..	86
5.2.	Наближена побудова функції $\Delta\alpha(t) = N e^{-\lambda t} \cos(\mu t + \varphi_1)$	90
5.3.	Дослідження характеристик поздовжньої стійкості та керованості ЛА при ступінчастому відхиленні руля висоти.....	91
5.4.	Наближена побудова функції $\Delta\alpha(t)$ при $\Delta\delta_b = \Delta\delta_{b0} = \cos \nu t$	94
5.5.	ЛА як об'єкт автоматичного регулювання. Передаточні функції та передаточні коефіцієнти.....	95
5.6.	Показники керованості ЛА у поздовжньому русі.....	97
5.7.	Частотні характеристики ЛА.....	99
5.8.	Загальні вимоги до стійкості та керованості ЛА.....	103
5.8.1.	Статична стійкість та керованість.....	104
5.8.2.	Динамічна стійкість та керованість.....	107
ДОДАТОК.....		109
Д.1.	Загальний випадок розрахунку траєкторії ЛА методами чисельного інтегрування.....	109
Д.2.	Розрахунок основних ЛТХ ЛА із застосуванням БОМ.....	118
Д.2.1.	Загальні положення.....	118
Д.2.2.	Про введення необхідного для розрахунків на БОМ числового матеріалу.....	121
Д.3.	Проектувальний розрахунок моментних характеристик, стійкості та керованості.....	123
Д.3.1.	Вибір параметрів горизонтального оперення та розрахунок граничних центрівок за умовами статичної стійкості та керованості.....	123
Д.3.2.	Формування контура бортової стабілізації ЛА.....	127
Д.3.2.1.	Постановка задачі.....	127

Д.3.2.2.	Побудова області (ξ, ψ), що відповідає заданим вимогам до динамічної стійкості та керованості ЛА.....	129
Д.3.2.3.	Побудова області допустимих значень X_T та K_2	130
Д.3.3.	Наближений вибір передаточних чисел демфера тангажу.....	133
Д.3.4.	Розрахунок характеристик статичної стійкості та керованості ЛА з вибраними параметрами ГО.....	135
Д.4.	Загальний випадок поздовжнього збуреного руху ЛА...	137
Д.4.1.	Рівняння поздовжнього збуреного руху.....	137
Д.4.2.	Розв'язання системи рівнянь у варіаціях операційним методом.....	139
Д.5.	Довгоперіодичний етап збуреного руху.....	142
Д.6.	Визначення коренів характеристичного рівняння четвертого порядку.....	145
Д.7.	Критерії стійкості.....	147
Д.7.1.	Алгебраїчний критерій стійкості Гурвіца.....	147
Д.7.2.	Алгебраїчний критерій Рауса.....	148
Д.7.3.	Частотний критерій Михайлова.....	148
Д.8.	Межі стійкості.....	149
Д.8.1.	Використання критерію Рауса.....	149
Д.8.2.	Побудова області стійкості в площині двох параметрів.....	150
Д.9.	Наближений вибір потрібних значень передаточних чисел авіоплота, для якого $(T_1 \Delta \delta_b + \Delta \delta_b) = K_1 \Delta \alpha + K_2 \Delta \omega_z$	152
Д.10.	Графічне інтегрування.....	153
Д.11.	Завдання на курсовий проєкт з дисципліни "Динаміка польоту ЛА".....	154
Д.12.	Основні етапи виконання курсового проєкту з динаміки польоту.....	155
Д.13.	Характеристики стандартної атмосфери АС-81 згідно з ГОСТ 4401-81.....	158
Д.14.	Узагальнені характеристики деяких типів газотурбінних двигунів.....	160
Д.15.	Наближені характеристики поршневих двигунів (ПД).....	165
Д.15.1.	Зовнішня, кросельна та висотна характеристики.....	165
Д.15.2.	Перерахування висотної характеристики ПД та інші оберти.....	166

Д.15.3. Перерахування висотної характеристики ПД на інший ступінь наддуву.....	167
Д.15.4. Побудова залежності на вигідніших обертів ПД від крейсерської потужності та діаграми мінімальних питомих витрат палива.....	168
Д.16. Статична стеія режиму ДА з ГМУ.....	170
Д.17. Українсько-російський словник основних термінів з динаміки польоту.....	172
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	181

Курочка Гаррі Пилипович

ЛІОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ,
ПОЗДОВЖНЯ СТІЙКІСТЬ І КЕРОВАНІСТЬ ЛІТАКА

Видання друге, перероблене і доповнене

Редактори: С.О. Александрова,
Л.О. Кузьменко

Зв. план, 1999

Підписано до друку 13.05.99

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

Умовн.-друк. арк. 10,4 Облік.-вид. арк. 11,75. Т. 250 прим.

Замовлення 49. Ціна вільна

Державний аерокосмічний університет ім. М.С. Жуковського
"Харківський авіаційний інститут"

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Р о т а п р и н т д р у к а р н і "Х А І"

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17