



Г. П. Курочка

ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ,
ПОЗДОВЖНЯ СТІЙКІСТЬ
І КЕРОВАНІСТЬ ЛІТАКА

1987

629.73
К93

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

ПЕРЕОБЛІК 2005 р.

Г.П. Курочка

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

Навчальний посібник

Научно-техническая
Библиотека
"ХАИ"



mt0056676

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

Харків ХАІ 1997

629.785.33.015 (075.8)

УДК 629.7.015 (075.8)

Льотно-технічні характеристики, поздовжня стійкість і керуваність літака / Г.П. Курочка. - Навч. посібник. - Харків: Харь. авіац. ін-т, 1997. - 178 с.

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

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

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

Іл. 48. Табл. II. Бібліогр.: 21 назва

Рецензенти: канд. фіз.-мат. наук М.О. Коваль,
канд. техн. наук М.М. Овчаров

ПЕРЕДМОВА

В даному навчальному посібнику стисло, але досить певно 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 льотно-придатності та загальним вимогам.

Вважається, що студенти знайомі з основами 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 проєктуванні 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 ге метричними, масовими та аеродинамічними характеристиками, а також даними силової установки наведено методи перевірки 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 аеросідродинаміки 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 рулів), дає рекомендації по поліпшенню динамічних характеристик за допомогою автоматичних пристроїв або обмеженню 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; висновки (аналіз отриманих результатів, висновки з роботи); перелік посилань; додатки (роздруковані розрахунки на ЕОМ).

Оформлюють звіт згідно з вимогами ДСТУ 3008.95. Усі рисунки виконують олівцем на міліметровому папері з додержанням масштабів, розміткою та позначенням осей і кутів. 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.

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, навібудов і підвісок, тип, кількість та розташування двигунів, механізація крила, органи керування тангажем і т.ін.). Крім габаритних розмірів, необхідно вказати розмах ($l_{кр}$), подовження ($\lambda_{кр}$), звузчення ($\eta_{кр}$) та стріловидність крила відносно кромки ($\chi_{окр}$), 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 ($\bar{b}_{Aго}$), діаметр фюзеляжу (d_ϕ), відносні площі крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, одного повітряобірника ($\bar{S}_k, \bar{S}_\phi, \bar{S}_{го}, \bar{S}_{об}$), площу та середню аеродинамічну хорду рулів висоти (S_L, \bar{b}_{AL}). 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 завантаженні

ні; m_1 - маса палива у баки; m - розрахункова маса ЛА, для якої визначаються ЕТХ; 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

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

$$m_1 = m_0 \xi_1, \quad (1.2)$$

де \bar{m}_0 - масова навантаження на одиницю площі крила, яке можна прийняти рівним 450...600 кг/м² - для маневрених надзвукових ЛА, 550...600 кг/м² - для бомбардувальників, 580...700 кг/м² - для вантажних та важких пасажирських ЛА, 350...500 кг/м² - для середніх пасажирських ЛА; 100...250 кг/м² - для легких ЛА; ξ_1 - відносний запас палива - 0,2...0,45 залежно від типу ЛА.

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

$$m = (0,93...0,95)m_0,$$

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 - радіус інерції ЛА, що дорівнює 0,03 для легких дозвукових ЛА; 0,03...0,04 - для важких вантажних ЛА; 0,04...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·м²).

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 $C_{xa} = f(C_{ya})$ – поляра для декількох фіксованих чисел M польоту. Висота береться середня або крейсерська, яка вважається "базовою". Залежність коефіцієнта C_{xa} від висоти нехтують. Але при розрахунках ЛТХ, особливо на ЕСМ, таке подання аеродинамічних коефіцієнтів громіздке, тому їх, як правило, апроксимують аналітичними залежностями

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

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

При цьому вважають, що $C_{ya} \ll C_{ya\max}$, а коефіцієнти $C_{ya}^{\alpha} = \frac{\partial C_{ya}}{\partial \alpha}$, α_0 , $C_{xт}$, $C_{yт}$, A – відомі функції числа M (рис. 1.1, 1.2). Значення $C_{xт}$, $C_{yт}$ відповідають вершині парабол. Для ЛА з симетричним профілем при нульовому куті установки крила та оперення $C_{xт} = C_{x_0}$, $C_{yт} = 0$, а залежності (1.4) та (1.5) мають вигляд

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

$$C_{xa} = C_{x_0} + A \cdot C_{ya}^2. \quad (1.7)$$

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 ($M = 0,2, .0,4$) 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 $K_{\text{гг}} = f(M)$;

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

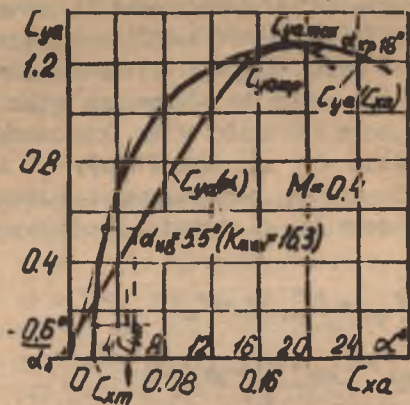


Рис. 1.1. Залежність аеродинамічного коефіцієнта C_{ya} від кута атаки і параметра ΔA в польотній конфігурації (приклад)

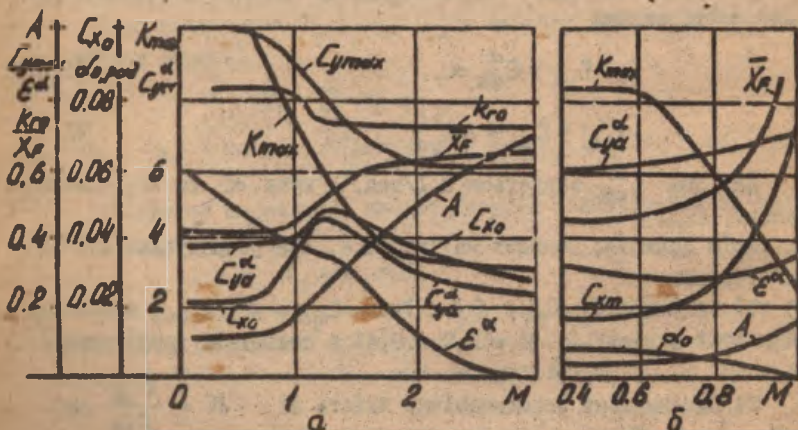


Рис. 1.2. Наскрізьні аеродинамічні характеристики: А - нахвостковий маневрений ДА; Б - маломаневрений ДА

І.4. Побудова наближеної злітної та посадочної поляр

При розрахунках злітно-посадочних характеристик ЛА необхідні його поляр, 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 ота-тотичними матеріалами стосовно випуску шасі та механізації крила на полярю та $C_{ya} = f(\alpha)$ для польотної конфігурації з малими дозвуковими M .

Будемо вважати, що випуск шасі впливає тільки на величину опору, збільшуючи коефіцієнт лобового опору на $\Delta C_{xш}$. Механізація крила на зльоті та посадці збільшує C_{xm} на $\Delta C_{xmех}$, 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 $\Delta C_{ya\max} = C_{ya} \cdot \Delta\alpha_0$, причому $C_{ya\max}$ досягається приблизно на тих самих кутах α , що й без механізації. Таким чином, поляр на зльоті та посадці можна одержати зсувом вихідної поляр для польотної конфігурації праворуч на $\Delta C_{xm} = \Delta C_{xш} + \Delta C_{xmех}$ 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. І.3).

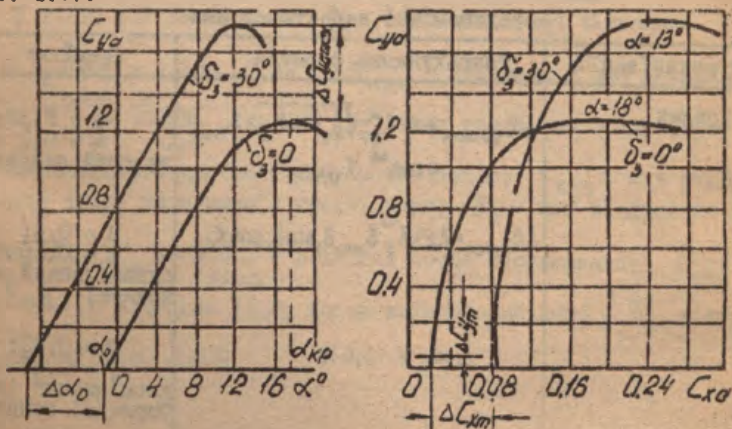


Рис. І.3. Вплив випуску шасі та механізації крила на аеродинамічні характеристики ЛА

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 наближані 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	-10...10) ⁰
Посадочна	(0,5...0,6)	(1,0...1,5)	0,3...0,5	-(10...15) ⁰

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	$\Delta C_{ya\max} = a \cdot C_{ya}^{\alpha} \sqrt{b_3 \sin \delta_3} \cdot S_{мех} \cdot \cos^k \chi_{0,5}$	$a = 0,33;$ $k = 0,2$ - простий закрялок;
	$\Delta C_{xмех} = 7,2 k b_3^{3/2} \bar{S}_{мех} \delta_3 \sin \delta_3 \cos \chi_{0,5}$	$a = 0,4;$ $k = 0,16$ - одношліпний закрялок;
	$\Delta\alpha_0 = -5,6 a$	$a = 0,52;$ $k = 0,35$ - двошліпний (або Фаулера) закрялок;
	$\Delta m_{x_0} = -0,25 \Delta C_{ya\max}$	$a = 0,6;$ $k = 0,35$ - тришліпний закрялок;

Закінчення табл. 1.2

Тип механізації	Розрахункова формула	Примітки
	$\Delta m_{z_0} = -0,25 \Delta C_{y_{a \max}}$	$\delta_2 = 15 \dots 30^\circ$ на злітоті, $\delta_2 = 35 \dots 45^\circ$ на посадці
Перокрилок (оптимальний)	$\Delta C_{y_{a \max}} = 2,2 \sqrt{\bar{b}_{\text{пр}}} \cdot \bar{s}_{\text{мех}} \cdot \cos^2 \chi_{0,25}$ $\Delta C_{x_{\text{мех}}} = C_{x_0} \cdot \bar{b}_{\text{пр}} \cdot \bar{s}_{\text{мех}} \cdot \cos \chi_{0,25} \approx 0$ $\Delta m_{z_c} = 0,9 \bar{b}_{\text{пр}}$	$\bar{b}_{\text{пр}} = 0,15 b_{\text{крила}}$
З носком змінного нахилу (або шпалком Крюгера)	$\Delta C_{y_{a \max}}^{\text{opt}} = 1,35 \sqrt{\bar{b}_{\text{нос}}} \cdot \bar{s}_{\text{мех}} \cdot \cos \chi_{0,25}$ $\Delta \alpha_0 = 0,45 \bar{b}_{\text{нос}}^{3/2} \cdot \bar{s}_{\text{мех}} \cdot \delta_{\text{нос}}^0$ $\Delta C_{x_{\text{мех}}} \approx 0$ $\Delta m_{z_0} = -2 \bar{b}_{\text{нос}} \sqrt{\bar{b}_{\text{нос}} (1 - \bar{b}_{\text{пр}})} \cdot \bar{s}_{\text{пр}}$	

У табл. 1.2 позначено: \bar{b}_3 - відносна хорда закритка;

$\bar{b}_3 = \frac{b_3}{b_{\text{крила}}} = 0,25 \dots 0,36$; $\bar{s}_{\text{мех}}$ - 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 хорди; δ_3 - кут відхилення механізації; $\bar{b}_{\text{пр}} = \frac{b_{\text{пр}}}{b_{\text{крила}}}$ - відносна хорда передкрилка; $\bar{b}_{\text{нос}} = \frac{b_{\text{нос}}}{b_{\text{крила}}}$ - відносна хорда носка змінного нахилу; $\delta_{\text{нос}}^0$ - кут відхилення носка крила.

1.5. Польотні поляри

Для розрахунку ЛТХ швидкісних ЛА зручно користуватися польотними полярами, що являють собою значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили (C_{yag}), потрібного для горизонтального прямолінійного усталеного польоту ЛА заданої маси при фіксованій висоті, у функції коефіцієнта лобового опору C_{xa} .

Розрахунок польотних поляр ведуть у такій послідовності:

- задають кілька значень висоти польоту H (наприклад, 0, 3, 6, 9, 11 км);
- для кожної висоти задають декілька значень швидкості V_i (або числа M_i) польоту в можливому діапазоні швидкостей;
- для кожної швидкості V_i і прийнятої розрахункової маси ЛА m , знаходять потрібне значення C_{yagi} :

$$C_{yagi} = \frac{mg}{qS}, \quad (1.11)$$

де $q = \frac{\rho_n V_i^2}{2} = 0,7 \rho_n M_i^2$ - динамічний напір; $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ - прискорення земного тяжіння; ρ_n , ρ_n - густина та атмосферний тиск на висоті H (див. підрозд. д.13);

- для кожного розрахованого значення C_{yagi} визначають величину C_{xai} на відповідній полярі або за формулами (1.5), (1.7); величини C_{xm} , A , C_{ym} у цьому випадку потрібно брати для того числа M_i , для якого розраховувалось C_{yagi} ;

- будуть залежності $C_{yag} = f(C_{xa})_{m=const}$ для всіх прийнятих значень висоти польоту H (рис. 1.4).

1.6. Гранично допустиме значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили

Через те, що використати в польоті C_{yamax} неможливо через звалювання ЛА на крило при $C_{yac} < C_{yamax}$, за найбільше значення коефіцієнта C_{ya} , допустимого в експлуатації, приймають C_{yadap} , який визначається як найменше з двох значень - C_{yatr} і C_{yaf} ; C_{yatr} - це значення коефіцієнта підйомної сили, що відповідає початку тряску ЛА, яка спричиняється місцевими зривами потоку на крилі на великих кутах атаки; C_{yaf} - максимальне значення C_{ya} , на якому ЛА балансується із заданим числом M польоту

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

Отже,

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

Можна прийняти $C_{y\text{атр}} \approx 0,85 C_{y\text{атрmax}}$. Коефіцієнт 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 $C_{y\text{доп}}$ (рис. 1.6).

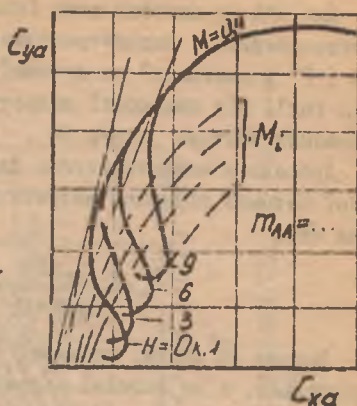


Рис. 1.4. Польотні поляри маневреного ЛА

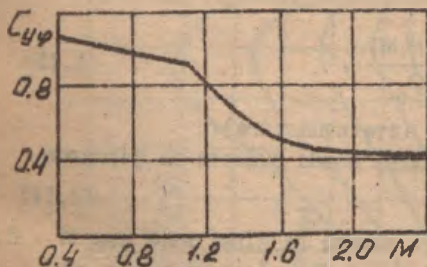


Рис. 1.5. Граничне значення коефіцієнта $C_{y\text{ф}}$ за умовою балагування ЛА з $[\delta\beta_{\text{max}}]$

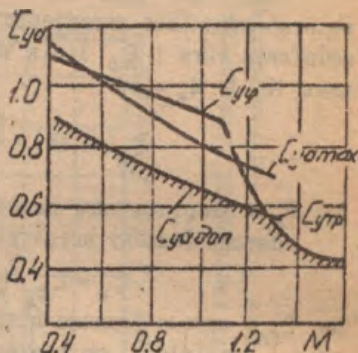


Рис. 1.6. До визначення граничного допустимого значення $C_{y\text{д}}$

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 (R у ньютонках) та питомої годинної витрати палива (C_e у кг/(л 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 мір. 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 серій ТРД [16] з різними значеннями: міри стиску повітря в компресорі (π_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 $\pi_k = 6$:

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

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

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

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

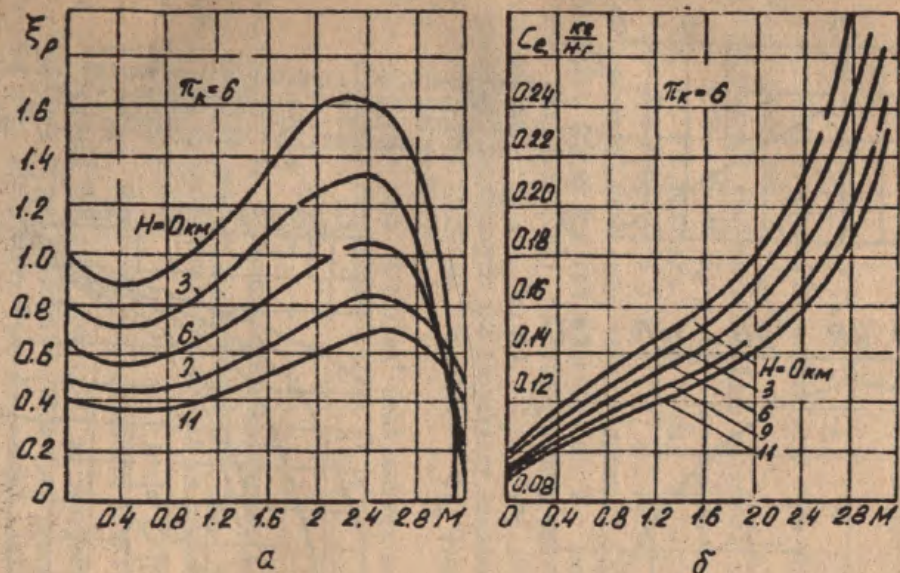


Рис. 1.7. Узагальнені висотно-швидкісні характеристики ТРД для $\pi_k = 6$:
 а - коефіцієнт тяги ТРД; б - питома година витрата палива

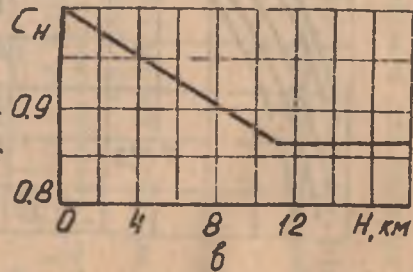
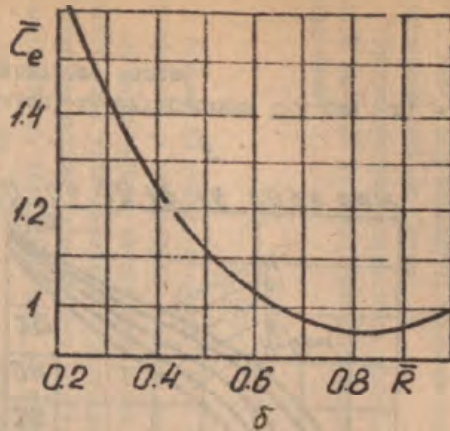
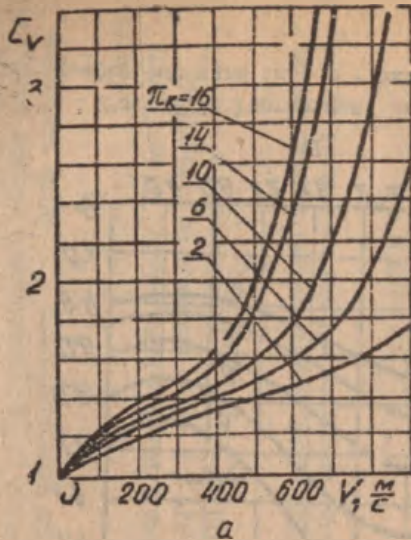


Рис. 18. Коэффициенты для определения пито́мой годичной витрати палива ТГД (\bar{R} - міра дроселюван- ня): а - коефіцієнти врахування впливу швидкості; б - відносна питома витрата палива; в - коефіцієнт впливу зміни висоти

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

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

$$C_e(H, M, \bar{R}) = C_{e_0} C_v C_H \bar{C}_e \quad (I.17)$$

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; $T = 1,65 + 0,085 \pi_{\kappa}$; $C_H = 1 - 0,0123 H$ для $H < 11$ км, $C_H = 0,8647$ 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.13).

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

За відсутності інформації коефіцієнт C_{e_0} можна взяти рівним 0,08...0,102 кг/(Н·год).

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

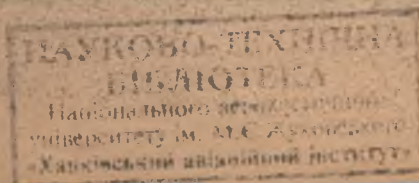
$$\bar{P}_0 = \frac{P_0}{m_0 g} \quad (I.18)$$

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. I.3).

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 ЛТХ ЛА потрібно знати характеристики гвинта і двигуна. При розгляді характеристик гвинтів скористуємось такими поняттями:

- крок гвинта H :



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

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 :

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

де $P V$ - корисна потужність гвинта; P - тяга гвинта; N_c - 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 :

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

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. 1.9, 1.10).

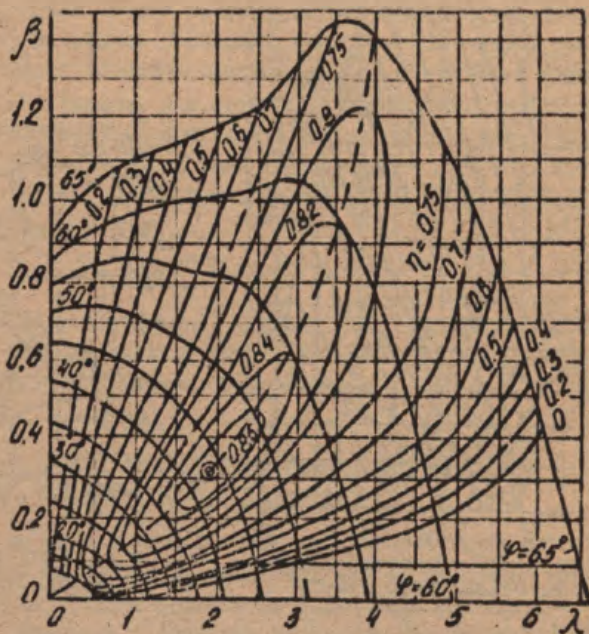


Рис. 1.9. Гвинтові характеристики чотирилопаткового гвинта ЧД-I

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 стелді 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. 1.11);

- дросельна характеристика ПД - залежність потужності від числа обертів при різних положеннях дросельної заслінки і $V = 0$ (див. рис. 1.11);

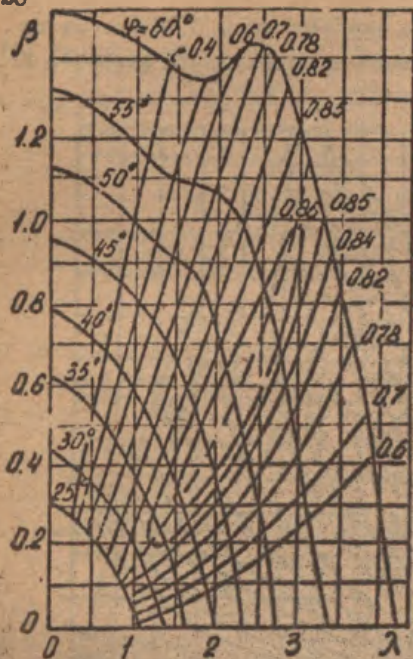


Рис. I.10. Галитові характеристики співвісного гвинта

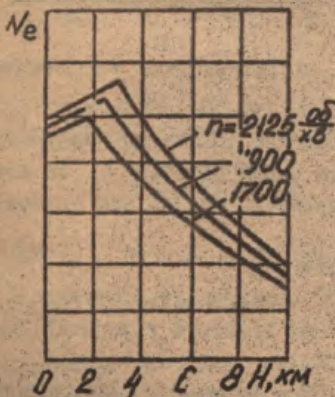


Рис. I.12. Висотна характеристика поршневого двигуна з приводним відцентровим нагнітальником (ПВі)

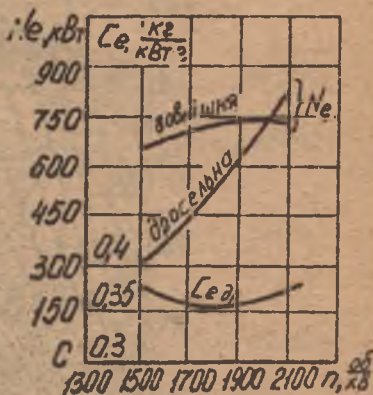


Рис. I.11. Характеристики поршневого двигуна

— висотна характеристика ПД — залежність потужності на валу двигуна від висоти польоту при $V = C$ і фіксованому числі обертів вала за хвилину (рис. I.12).

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 еквівалентної потужності від числа обертів і висоти польоту. Під еквівалентною розуміють сумарну потужність, яку видає двигун гвинту і умовній потужності N_y , що дорівнює

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

де P - 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 (H, 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), скоропідйомність, 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 МЭХ

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:

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

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

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

$$X_{\text{ар}} = X_{011} \frac{P_H}{P_0} + X_{i11} \frac{P_H}{P_0}, \quad (2.4)$$

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) ; $q = 0,7 P_H M^2 = \frac{P_H V^2}{2}$ - швидкісний

напір; P_H, P_0 - атмосферний тиск, відповідно, на висотах H і P_0 км; P_H - густина атмосфери на висоті H ; $C_{x_{\text{ар}}}$ - коефіцієнт лобового опору, що відповідає визначеному $C_{y_{\text{ар}}}$ (за поларом); C_{x_0}, A - задані у вихідних даних аеродинамічні коефіцієнти, які відповідають розрахунковому числу M ; X_{011}, X_{i11} - складові лобового опору (пасивний та активний опір), визначені для базової висоти, наприклад 11 кілометрів; S - характерна площа.

Якщо у вихідних даних аеродинамічні характеристики задані у вигляді полар, зручніше користуватися залежністю (2.1), якщо задані $C_{x_0} = f(M)$ і $A = f(M)$, - то залежність (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	$M_3 \dots$ задають	Примітки
$V, \text{ м/с}$				$V = M \cdot a_n$, a_n - швидкість звуку на висоті
$q, \text{ Па}$				$q = \frac{\rho v^2}{2}$, ρ - густина повітря
C_{yag}				$C_{yag} = mg / (qs)$
C_{xag}				За полярною $C_{xag} = f(C_{yag})$
K				$K = C_{yag} / C_{xag}$
$P_{ng}, \text{ Н}$				$P_{ng} = mg / K$

Якщо ДА 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 ДА малих швидкостей ($H = \text{Const}$)

α°	α_1	α_2	$\alpha_3 \dots$ задають згідно з полярною	Примітки
C_{ya}				За полярною для відповідних кутів α
C_{xa}				
K				$K = C_{ya} / C_{xa}$
$P_{ng}, \text{ Н}$				$P_{ng} = mg / K$
$V, \text{ м/с}$				$V = \sqrt{2mg / (\rho_n S C_{y\kappa})}$

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

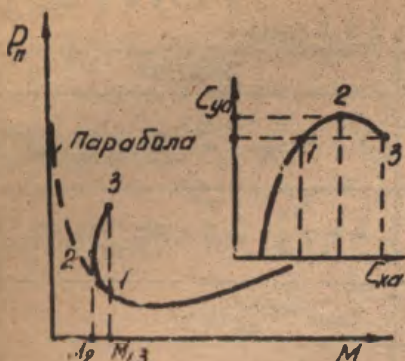


Рис. 2.1. Уточнення лівої частини залежності $P_{\text{лг}} = f(M)$ (кривої МЕЗ)

полярі дозвуків швидкостей (наприклад $M = 0,4$) і базової висоти в області $\alpha_{\text{кр}}$ і $C_{y\alpha}$ беруть декілька значень ($C_{y\alpha}, C_{x\alpha}$)_i, включаючи точку $\alpha_{\text{кр}}$. і обчислюють $K_i = C_{y\alpha i} / C_{x\alpha i} \cdot P_{\text{лг}i} =$

$$= \frac{mg}{K_i}, \quad M_i = \sqrt{\frac{mg}{0,7\rho_{\text{лг}} C_{y\alpha i}}}$$

Зя одержаними ($P_{\text{лг}}, M$) уточнюють ліві частини кривих потрібних тяг (рис. 2.1).

Таблиця 2.3

Розрахунок потрібних тяг для маневреного швидкісного ЛА

Н, км	M	0,2	0,4	0,6...задають	Примітки
II	C_{x0}				$C_{x0} = f(M), A = f(M)$ вихідні дані
	A				
	$q_{\text{лг}}$, Па				$q_{\text{лг}} = 0,7\rho_{\text{лг}} M^2, \rho_{\text{лг}} = 22700 \text{ Па}$
	$X_{0\text{лг}}$, Н				$X_{0\text{лг}} = C_{x0} q_{\text{лг}} S$
	$X_{i\text{лг}}$, Н				$X_{i\text{лг}} = A(\pi \cdot g)^2 / (q_{\text{лг}} S)$
	$P_{\text{лгII}}$, Н				$P_{\text{лгII}} = X_{0\text{лг}} + X_{i\text{лг}}$
0	q_0 , Па				$q_0 = 0,7\rho_{\text{лг}} M^2, \rho_{\text{лг}} = 101325 \text{ Па}$
	X_{00} , Н				$X_{00} = X_{0\text{лг}} \frac{P_{\text{лг}}}{P_{\text{лгII}}}$
	X_{i0} , Н				$X_{i0} = X_{i\text{лг}} P_{\text{лг}} / \rho_{\text{лг}}$
	$P_{\text{лг}0}$, Н				$P_{\text{лг}0} = X_{00} + X_{i0}$
3	q_3 , Па				...
	X_{03} , Н				...
	X_{i3} , Н				...

2.2. Потрібна потужність

Для горизонтального прямолінійного усталеного польоту потрібна потужність дорівнює

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

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

Для ЛА малих швидкостей, коли задано тічки одну поляру, 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 $C_{\text{уд}}$) відповідну швидкість та потрібну потужність можна визначити із співвідношень

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

$$N_{\text{пгч}} = N_{\text{пг0}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}}, \quad (2.7)$$

де V_0 , $V_{\text{пг0}}$ – швидкість та потрібна потужність для висоти $H = 0$; $\Delta = \rho_H / \rho_0$ – відносна густина повітря (див. підрозд. Д.13).

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 параметри дані встановлених на ЛА двигунів відомі, то без врахування втрат у повітрязбірниках наявна тяга ЛА для кожного режиму (H, M) в значається підсумовуванням наявних тяг усіх двигунів на цьому режимі. Якщо двигуни однакові, то наявна (можлива) тяга ЛА

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

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

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

Тоді

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

На дозвукових швидкостях ξ_{83} можна вважати незалежними від швидкості польоту і рівними: $\xi_{83} = 0,92 \dots 0,96$ – лобовий повіт-

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

При польоті з надзвуковими швидкостями

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

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

Наявні тяги будуться 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 двигуни повинні забезпечити одержання на заданій розрахунковій висоті H^* задане максимальне число $M_{\text{max}} = M^*$.

Розрахунки ведуть в такій послідовності:

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

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

- 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. 1.7 визначають відповідні до M_i та вибраного H величини ξ_p . Наявну тягу обчислюють за формулою (2.8).

2.4. Найвища потужність для ЛА з ГМУ

Згідно з підрозд. 1.7.2, для визначення характеристик ГМУ потрібно знати діаметр гвинта D , гвинтову характеристику $\beta = f(\lambda, \varphi, \rho)$, 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: висоті то двигуна H_p , розрахунковою потужністю на валу двигуна на цій висоті N_{HP} 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).

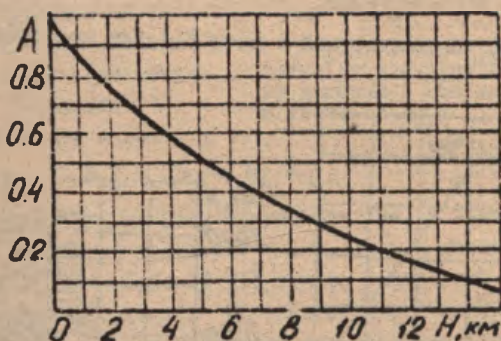


Рис. 2.2. Коефіцієнт зниження потужності поршневого двигуна залежно від висоти

Тоді для двигуна з рідинним охолодженням

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

з повітряним охолодженням

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

де H_p - розрахункова висота, м.

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

$$N_{\text{н}} = N_{\text{нр}} \frac{A_{\text{п}}(H)}{A_{\text{п}}(H_{\text{р}})}, \quad (2.11')$$

де $A_{\text{п}}(H)$, $A_{\text{п}}(H_{\text{р}})$ - коефіцієнти спаду потужності, відповідно на висотал H і $H_{\text{р}}$. Розрахована таким чином і накреслена залежність і буде наближеною висотною характеристикою (рис. 2.3).

Одержану висотну характеристику $N_{\text{е}} = f(H)$ можна скоректувати на вплив швидкісного напору, який підвищує границю висотності. Із врахуванням наддуву нова границя висотності

$$H_{\text{р}} = H_{\text{р}} + \Delta H_{\text{сн}}, \quad (2.12)$$

де поправка $\Delta H_{\text{сн}}$ визначається з рис. 2.4 для коефіцієнта $\xi = 0, 0,10 \dots 0,15$.

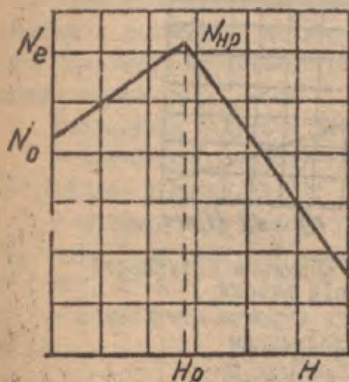


Рис. 2.3. Наближена висотна характеристика поршневого двигуна

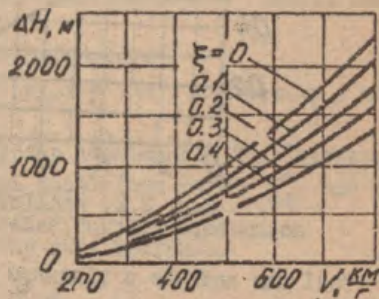


Рис. 2.4. Графік для визначення приросту висотності поршневого двигуна

Задамо кілька значень швидкості польоту V з можливого діапазону швидкостей DA і, користуючись рис. 2.4, знайдемо для кожної швидкості відповідну поправку $\Delta H_{\text{сн}}$. Перемістимо праворуч вихідну залежність $N_{\text{е}} = f(H)$ на величину поправок $\Delta H_{\text{сн}}$. Таким чином, одержимо сітку кривих $N_{\text{е}} = f(H)_{V = \text{const}}$, кожна з яких відповідає своїй швидкості польоту (рис. 2.5).

Користуючись сіткою $N_{\text{е}} = f(H)_{V = \text{const}}$ і фіксуючи да-

кілька висс (бажано 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-якої висоти H і швидкості V підраховуємо таким чином:

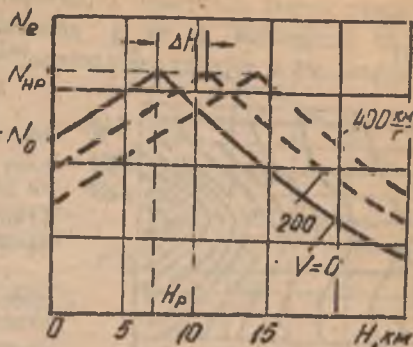


Рис. 2.5. Випрацлення висотної характеристики поршневого двигуна з ПДН на вплив швидкісного наддуву

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

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:

I. Обчислюють дійсний коефіцієнт потужності гвинта

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

і відносно 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 .

Користуючись діаграмою характеристик гвинта (див. рис. 1.9, 1.10), за знайденими β та λ визначаємо кут установлення лопатей гвинта φ^0 у першому наближенні без урахування стисливості.

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

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 $M = M_R = \frac{\sqrt{V^2 + (\pi c D)^2}}{a_H}$

(a_H - швидкість звуку на висоті H) і α_r^0 обчислюють коефіцієнт K_p , який враховує збільшення споживаної потужності за рахунок стисливості.

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

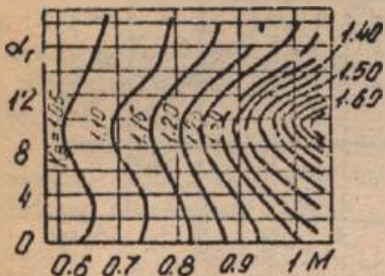


Рис. 2.6. Коефіцієнт K_p збільшення споживаної потужності за рахунок стисливості повітря

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

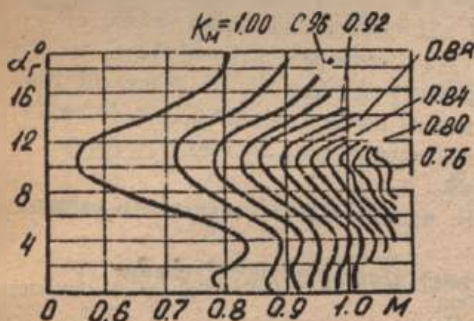


Рис. 2.7. Коефіцієнт K_M хвильових втрат

який використовується у формулі (2.13).

5. Коефіцієнт K_η можна знайти користуючись рис. 2.8 за величиною K_φ . Якщо $d_{ек}$ - еквівалентний діаметр тіла, розміщеного за гвинтом, а D - діаметр гвинта, то обчислюють відношення $\frac{d_{ек}}{D}$ для даної експериментальної установки, на якій ви-

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

За β' знову знаходять φ_2^0 другого наближення, $\alpha_{r2}^0 = \varphi_2^0 - \beta^0$, а за α_{r2}^0 і M_R , користуючись рис. 2.7, - коефіцієнт K_M .

4. За характеристикою для φ_2^0 та λ визначають коефіцієнт корисної дії гвинта η ,

значались характеристики гвинта.

Коефіцієнт K_{φ} залежить від

$$\frac{d_{\text{ек}}}{D} \text{ . Отже,}$$

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

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

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

Розрахунки зручно виконувати згідно з табл. 2.4.

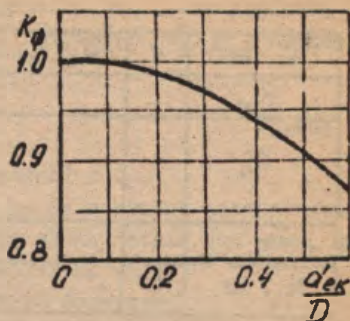


Рис. 2.7. Коефіцієнт інтерференції гвинта та ЛА

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			$M_R = \sqrt{V^2 + (n_c \pi D)^2} / a_n$
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			$\alpha_{r2}^0 = \varphi_2^0 - \beta^0$

З а к і н ч е н н я т а б л . 2.4

V , км/г	V_1	$V_2 \dots$ задають	Примітки
K_M			$K_M = f(\alpha_{r_2}^0, M_R)$, рис. 2.7
K_η			$K_\eta = f(K_\varphi)$, $K_\varphi = \frac{d_{ек}}{D_\varphi}$, рис. 2.8
η			$\eta = f(\beta', \lambda)$, рис. I.9, I.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 сітчу кривих $N_M = f(V)_{H = const}$.

Без урахування стисливості та взаємодію гвинта і ЛА розрахунок значно спростується.

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

$$\beta = \frac{N_e}{0.0 N_c^3 D^5}$$

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

2.5. Наявна потужність для ЛА з ТГД

У ТГД (турбо-гвинтовий двигун) сил. тяги крім гвинта частково створюється також за рахунок прямої реакції продуктів згоряння. Ця частина тяги P_R невелика 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.

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 витікання газів у вихідному перерізі сопла двигуна; V - швидкість польоту ЛА.

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

Припустимо, що найважливіша потужність

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

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

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

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

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

$$G = m_y.$$

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

Для визначення найважливішої потужності на інших режимах і побудови висотно-швидкісної характеристики ТГД розрахунок частки потуж-

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

Частка потужності, створена гвинтом, визначається у такій послідовності:

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

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

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

$$N_{\text{дв.0}} = \frac{N_{\text{дв.н}}}{\Delta_{\text{нр}}^{0,75}},$$

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

$$N_{\text{дв.н}} = N_{\text{дв.0}} \cdot \Delta_{\text{нр}}^{0,75} \quad (2.17)$$

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

- для цих висот і декількох значень швидкості польоту $V < V_{\text{max}}$ визначають ККД гвинта η за гвинтовою характеристикою та наявну потужність, створену 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 рівні: $n = 900 \dots 1200$ об/хв.

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

$$P_{R_0} = \frac{\Delta N_{RH}}{V_{\text{max}} \cdot \Delta_{\text{нр}}^{0,75}},$$

для решти значень H і V користуються залежністю

$$\Delta N_R = P_{R_0} \cdot V \cdot \Delta_{\text{нр}}^{0,75}. \quad (2.16)$$

Тоді наявна потужність $TT_{\text{н}}$ буде мати так:

$$N_{\text{н}} = f(V)_{\text{н=const}},$$

де

$$N_M = N_{Гв} + \Delta N_k$$

(2.19)

2.6. Вибір діаметра гвинта для ЛА з ГМУ

При проєктуванні нового ЛА з ГМУ часто новий гвинт не проєктують, а вибирають з існуючих, грунтуючись 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 (H_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 $\beta = f(\lambda, \varphi, \eta)$ будують 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).

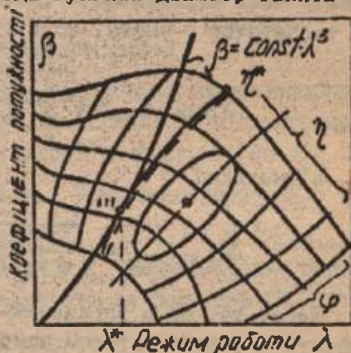


Рис. 2.9. Визначення найвигіднішого діаметра гвинта

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

Максимальні швидкості (V_{\max}) або максимальному члену 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 $C_{y0} = C_{y0 \max}$, яка для фіксованої висоти може бути знайдена відповідно до точки дотyku $R_n = f(V)$ з прямою, паралельною вертикальній осі. Мінімальну теоретичну швидкість можна визначити також теоретично з умови, що в горизонтальному польоті $\gamma_a \approx mg$:

$$V_{\min \text{ теор}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho_n S C_{y0 \max}}}$$

або, відповідно,

$$M_{\min \text{ теор}} = \sqrt{\frac{mg}{0,7\rho_n S C_{y0 \max}}}$$

Через те, що в загальному випадку $C_{y0 \max} = f(M)$, розрахунок ведуть методом поступових наближень. Зручніше визначити $M_{\min \text{ теор}}$ за точкою перетину кривих $C_{y0 \max} = f(M)$ і $C_{y0} = f(M)$ $n = \text{const}$ (див. підрозд. I.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 $P_{пг} = f(V)_{n=const}$ або за точкою дотику прямої, проведеної з початку координат, до кривої $N_{пг} = f(V)_{n=const}$. Крім цього, можна скористатись і польотними полярами (див. рис. 1.4). Щоб знайти $V_{нв}$ за допомогою польотної параболі для заданої висоти M та маси LA m , треба спочатку визначити $C_{yа нв}$, що відповідає точці дотику прямої, проведеної з початку координат, до польотної параболі, а потім використати формулу

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

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

2.7.4. Економічна швидкість

Економічна швидкість відповідає мінімальній потрібній потужності і може бути визначена за допомогою залежності $N_{пг} = f(V)_{n=const}$. А для LA малих швидкостей - за формулою

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

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

2.7.5. Крейсерська швидкість

Ця швидкість відповідає приблизно польоту з мінімальною кілометровою витратою палива. Якщо припустити, що кілометрова витрата палива не залежить від швидкості польоту, то на цій швидкості відношення $\left(\frac{P}{V}\right)$ мінімальне. Тому якщо провести з початку координат пряму, дотичну до кривої $P_{пг} = f(V)_{n=const}$, то точці дотику і буде відповідати $V_{крс}$. Крейсерську швидкість для LA малих швидкостей можна визначити за формулою (2.21), якщо замість $C_{yа ек}$ взяти

$$C_{yа крс} = \sqrt{\frac{C_{xа}}{3A}}$$

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

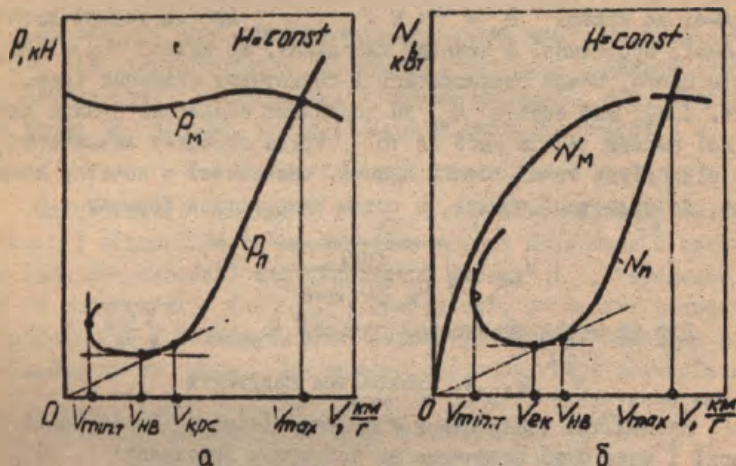


Рис. 2.10. Визначення характерних швидкостей: а - методом тяг; б - методом потужностей

2.7.6. Статична гранична висота режиму (стеля режиму).

Теоретична статична гранична висота польоту
(теоретична статична стеля)

Найбільша висота, на якій можливий горизонтальний прямолінійний усталений політ ЛА із заданою швидкістю (режим), називається статичною граничною висотою режиму, або стелею режиму ($H_{\text{ст.реж}}$). Ча $H_{\text{ст.реж}}$ потрібна тяга дорівнює наявній, тому стелю режиму можна визначити за точками перетину або потоку кривих $P_{\text{нр}} = f(V)$, $P_M = f(V)$ 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 11 км, наявна тяга

$$P_n(H, M) = P_n(11 \text{ км}, M) \cdot \frac{P_n}{P_{11}}$$

З іншого боку,

$$P_{gr}(H, M) = \chi_{011} \frac{P_{11}}{P_{11}} + \chi_{111} \frac{P_{11}}{P_H}$$

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

$$P_{ст.реж} = P_{11} \sqrt{\frac{\chi_{111}}{P_{M''} - \lambda_{011}}}, \quad (2.22)$$

де $P_{11} = 22700$ Па - атмосферний тиск на висоті 11 км, $\chi_{011} = C_{x_0} 0,7 P_{11} M^2 S$, $\chi_{111} = A (mg)^2 / (0,7 P_{11} M^2 S)$; $P_{M''}$ - наявна тяга на висоті $H = 11$ км при польоті і- заданим числом M , для якого розраховується стеля режиму.

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

1. Задати декілька чисел M_i , менших від M_{max} на $H = 11$ км.
2. За вихідними даними для M_i визначать $(C_{x_0}, A, P_{M''})_i$.
3. За формулою (2.22) для кожного M_i розраховуять атмосферний тиск $(P_{ст.реж})_i$ на висоті стелі режиму.
4. Користуючись стандартною атмосферою АС-81 за $(P_{ст.реж})_i$ знаходять відповідне значення стелі режиму $(H_{ст.реж})_i$.
5. Будуть криву $H_{ст.реж} = f(M)$.

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

Якщо знайдені швидкості $V_{міл.теор}, V_{max}, V_{нв}, V_{ек}, V_{крс}$ для всього досліджуваного діапазону висот H польоту нанести на одну діаграму з координатами $H = f(V)$ і додати криву $H_{ст.реж} = f(V)$, 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 $H_{ст.реж} = f(M)$ дістати залежність $H_{ст.реж} = f(V)$, треба для декількох значень $(H_{ст.реж})_i$ визначити за стандартної атмосферою швидкість звуку $(a_{ст.реж})_i$ і знайти відповідні до них швидкості $V_i = M \cdot (a_{ст.реж})_i$.

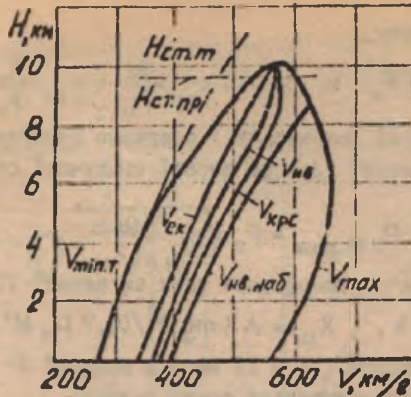


Рис. 2.11. Теоретична висотно-швидкісна діаграма характерних швидкостей прямолінійних усталених польотів

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 $V_{\text{мін теор}}$ до $V_{\text{макс}}$). На практиці цей діапазон не завжди можна використати через різні обмеження верхньої та нижньої границь швидкості.

2.8.1. Обмеження по куту атак

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

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

$$M_{\text{мін доп}} = \sqrt{\frac{m g}{0,7 \rho_H S C_{yа доп}}}$$

У зв'язку з тим, що $C_{yа доп} = f(M)$, розрахунок ведуть послідовними наближеннями. Можна також визначити $M_{\text{мін доп}}$ графічно за точкою перетину залежностей $C_{yа доп} = f(M)$ і $C_{yаг} =$

$= f(M)_{H=const}$, останню з якої 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 $q_{гран}$. Якщо на попередній стадії проектування $q_{гран}$ 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 або атмосферного тиску p_H . Гранично допустиму швидкість або число M визначають за однією з формул:

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

$$Mq_{гран} = \sqrt{\frac{q_{гран}}{0,7\rho_H}}. \quad (2.24)$$

2.8.3. Обмеження верхньої границі швидкості через кінетичний нагрів обшивки ЛА

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

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

де r - коефіцієнт відновлення (для ламінарного потоку в пристінному шарі $r = 0,85$, для турбулентного - $r = 0,88...0,9$); 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 $T_{\text{гран}} = 273^{\circ} + t_{\text{гран}}^{\circ} = (1 + 0,2 M^2 \cdot r) T_H$

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

або

$$V_T = 0,4 M \sqrt{\frac{\frac{T_{\text{гран}}}{T_H} - 1}{0,2 r}}. \quad (2.27)$$

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 випливає з умов міцності лопаток турбіни двигуна, керуваності ЛА (надмірні зусилля на важелю 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

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

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

Якщо задано $n_{\text{чmax}}^e$, C_{ya}^{α} , висоту польоту (відому ρ_H)

і швидкість вертикального пориву вігрю W , то гранична швидкість

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

2.8.6. Побудова діаграми дозволених режимів горизонтальних прямолінійних усталених польотів

Якщо на діаграму $H = f(V)$ (або $H = f(M)$ (див. рис. 2.11)) 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 $H_e = H_{e \text{ max}} =$

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

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

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

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

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

3. Розрахувати і нанести на діаграму (H, V) лінії, що відповідає постійному значенню еволютивного швидкісного галюру q_{eB} (такого мінімального напору, при якому ЛА ще реагує на відхилення руд'я). За відсутності даних $q_{eB} = (0,75 \dots 1,2)$ кПа. Для декількох значень H_i знайти за АС-8І відповідні їм значення густини та атмосферного тиску ρ_{H_i} , P_{H_i} , обчислити потрібні значення V_i або M_i за співвідношеннями:

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

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

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

5. Визначити висоту $H_B = H_{e\max}$, що називається бадістичною стелею.

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

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

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

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

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:

$$V_y^* = \frac{P_M - P_{ог}}{mg} \cdot V, \tag{2.34}$$

де P_M , $P_{ог}$ - наявна та потрібна тяги на заданому режимі. Кут нахилу траєкторії при цьому

$$\theta_{наб} = \arcsin \frac{(P_M - P_{ог})_{наб}}{mg}. \tag{2.35}$$

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

$$\eta_{наб} = 100 \operatorname{tg} \theta_{наб}. \tag{2.36}$$

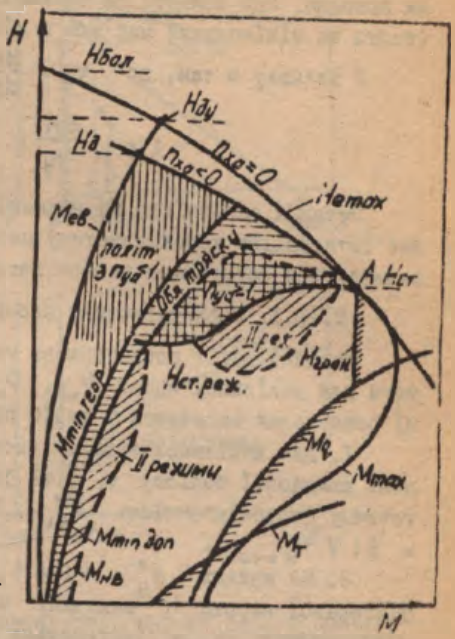


Рис. 2.12. Зведена діаграма $H(M)$ режимів усталених польотів та динамічного маневрування

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 сарограмою набору висоти.

2.10.1. Характеристики набору висоти дозвукового ЛА

Вхідні дані: розрахункова маса ЛА m , потрібна та наявні тяги для декількох висот $P_{пр}$, $P_m = f(V)_{m=const}$. 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 скоропідійсність $V_{y_i}^*$. Будують залежність $V_y^* = f(V)_{m=const}$.

2. На кривих $V_y^* = f(V)_{m=const}$ знаходять для кожної фіксованої висоти H величину $V_{y_{max}}^*$ та відповідну їй швидкість набору $V_{наб}$ (оптимальна швидкість набору висоти). Будують 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 сарограма 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 сарограму $H = f(t)$ (рис. 2.13).

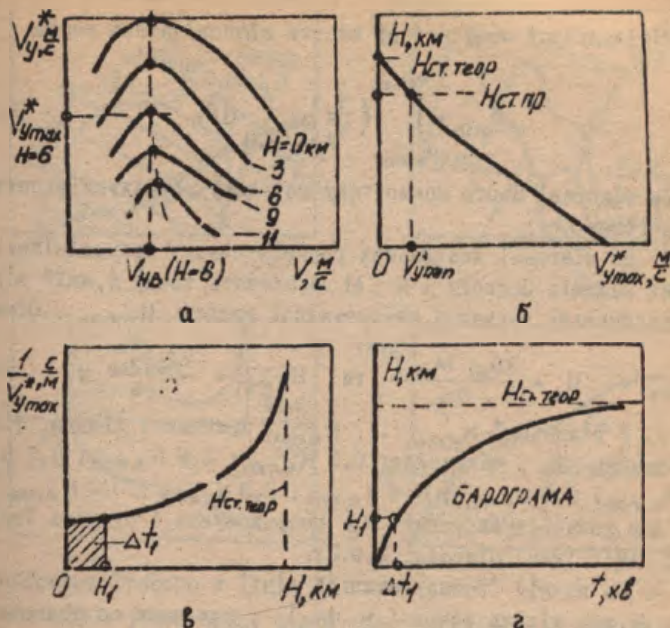


Рис. 2.13. Визначення характеристик набору висоти дозвукового ЛА: а - енергетична швидкостідожності; б - теоретична та практична статична стеля; в - підінтегральна функція; г - барограма набору висоти

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

$$t = \int_{H_0}^H \frac{(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}) dH}{V_y^*} = \int_{H_{c0}}^{H_c} \frac{dH_c}{V_y^*}$$

мінімальному часу набору висоти відповідатиме умсва

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

На підставі цього маємо таку методику розрахунків оптимальної програми:

1. На діаграмі дозволених горизонтальних прямиoliniйних установлених режимів польоту (H, M) знаходять точку A , якій відповідає максимальне значення енергетичної висоти $H_{e\max}$. Обчислюють

$$H_{e\max} = H_A + \frac{(a_{HA} \cdot M_{HA})^2}{2g} \quad \text{та} \quad H_{e\min} = \frac{V_{\min \text{ доп}}^2}{2g}$$

2. У діапазоні $H_{e\min} \dots H_{e\max}$ приймають кілька фіксованих значень H_e , наприклад: $0,9 H_{e\max}$; $0,8 H_{e\max}$; $0,7 H_{e\max}$; $0,6 H_{e\max}$; $0,5 H_{e\max}$; $0,4 H_{e\max}$; $0,3 H_{e\max}$; $0,2 H_{e\max}$.

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

$$V_{y_i}^* = \frac{P_m(H, M)_i - P_{пр}(H, M)_i}{mg} a_{ni} \cdot M_i$$

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 побудованих $V_{y\max}^*$ визначають відповідну їй швидкість V_{opt} , яка належить оптимальній програмі, висоту польоту $H_{opt} = H_e - \frac{V_{opt}^2}{2g}$, швидкість звуку за АС-81, $a_{H_{opt}}$, числ.) $M_{opt} = \frac{V_{opt}}{a_{H_{opt}}}$ та величину $1/V_{y\max}^*$.

Будують $H_{opt} = f(M_{opt})$ або $H_{opt} = f(V_{opt})$. 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 ЛА по лінії відповідного обмеження (рис. 2.14).

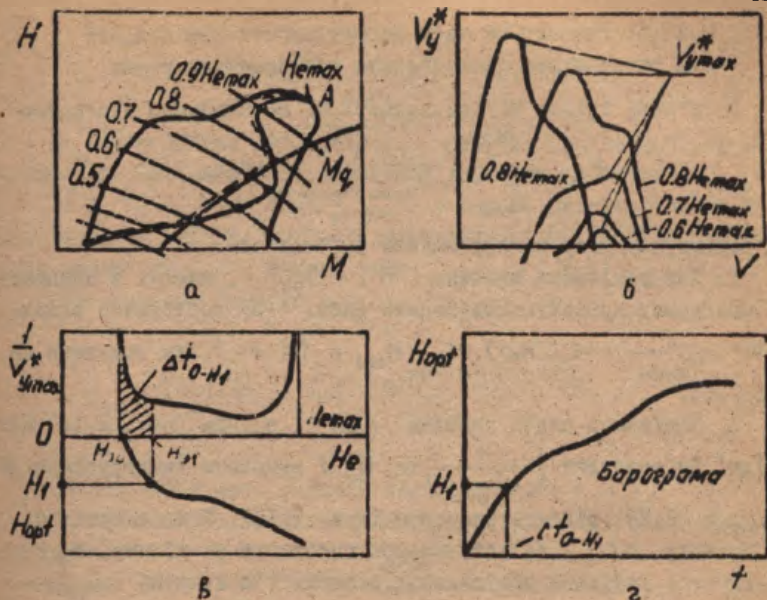


Рис. 2.14. Визначення характеристик набору висоти надзвукового ЛА: а - висотно-швидкісна діаграма з ізоенергетичними лініями; б - енергетична швидкісність; в - до розрахунку барограми; г - барограма

Таблиця 2.5

До розрахунку оптимальної програми набору висоти та барограми надзвукового ЛА

H_e	$0,2H_{e\max}$	$0,3H_{e\max} \dots 0,9H_{e\max}$	Примітки
$V_{y\max}^*, \text{ м/с}$			$3 V_y^* = f(V) H_e = \text{const}$
$V_{opt}, \text{ м/с}$			Те ж саме
$H_{opt}, \text{ км}$			$H_{opt} = H_e - V_{opt}^2 / 2g$
$a_H, \text{ м/с}$			AC-8I
M_{opt}			$M_{opt} = V_{opt} / a_{H_{opt}}$
$\frac{1}{V_{y\max}^*}, \text{ с/м}$			

2.10.3. Розрахунок часу набору висоти при польоті за оптимальною програмою та побудова сарограма

У зв'язку з тим, що при польоті за оптимальною програмою

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

для розрахунку часу набору висоти необхідно:

1. Для декількох значень $(H, V)_{\text{opt}}$, взятих з оптимальної програми, користуючись даними табл. 1.5, побудувати залежності $\frac{1}{V_{y,\max}^*} = f(H_e)$ та $H_{\text{opt}} = f(H_e)$, як показано на рис. 2.14.

2. Задавшись рядом значень H_{opt} , знайти (рис. 2.14) відповідні їм величини $\left(\frac{1}{V_{y,\max}^*} \right)$ та H_e і виконати інтегрування за формулою (2.38) 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 сарограмою.

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ МАНЕВРЕНОСТІ ЛА

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

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

ЧПМ - 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

$$n_{xa} = f(M) n_{ya} = \text{const}$$

Цю сім'ю кривих розраховують і будують для заданої висоти та маси ЛА. Вихідні дані: аеродинамічні характеристики $C_{x_0} = f(M)$, $A = f(M)$, $C_{yа доп} = f(M)$, максимально допустиме значення експлуатаційного перевантаження $n_{y \max}^e$ та граничне число $M_{\text{гран}}$, наявна тяга $P_M = f'(M)$.

Розрахункова формула для n_{xa} така:

$$n_{xa} = \frac{P_M - \chi_a}{mg} = \frac{P_M - C_{x_0} q S - \frac{A m^2 g^2}{q S} n_{ya}^2}{mg}, \quad (3.1)$$

де $q = 0,7 \rho_n M^2$.

Обчислення ведуть у такій послідовності:

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

2. Для кожного з прийнятих значень n_{ya} беруть декілька довільних чисел M і знаходять для них за вихідними даними відповідні значення C_{x_0} , A , P_M . За формулою (3.1) розраховують n_{xa} . Будують залежність $n_{xa} = f(M) n_{ya} = \text{const}$.

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

$\rightarrow n_{ya} = \frac{C_{yа доп} q S}{mg} \rightarrow n_{xa}$ [за формулою (3.1)].

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

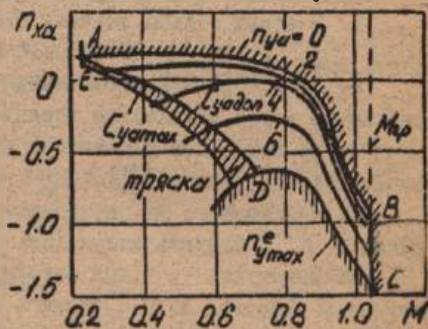


Рис. 3.1. Побудова області експлуатаційної маневреності ЛА

3.2. Прямолінійний розгін ЛА у горизонтальній площині.

Приюмистість ЛА (ЧПА)

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

Приюмистість 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)

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

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

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

Послідовність розрахунків така:

1. Задать кілька значень швидкості V у діапазоні $V_{\min \text{ теор}} \dots V_{\max}$ на заданій висоті.
2. За АС-8І визначають швидкість звуку a_n і відповідні прийнятим 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 , 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).

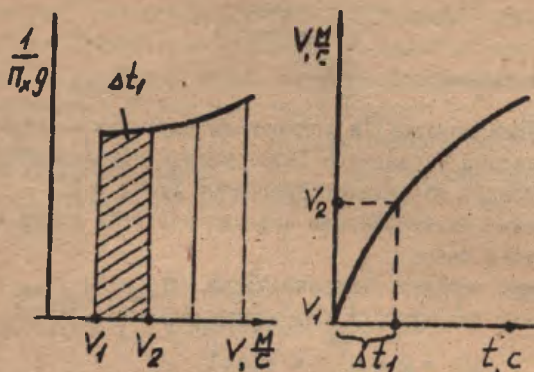


Рис. 3.2. Визначення прийомистості ЛА

3.3. Маневреність ЛА у вертикальній площині

Маневреність ЛА у вертикальній площині на висоті H можна охарактеризувати:

1) вертикальною поворотливістю 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, напівлетлі, 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

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

$$r_{y \min} = \frac{v^2}{g(n_{y0} \cos \theta_0 - 1)} \quad (3.5)$$

будуть залежності $\frac{d\theta}{dt} = f(M)$, $r_{y \min} = f(V)$.

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

Наблчено характеристики окремих маневрів можна одержати, якщо припустити таке:

- 1) за час маневру перевантаження $n_{x0} = 0$, $n_{y0} = \text{const}$;
- 2) маневр виконується без витрат енергії, тобто

$$H_c = H + \frac{v^2}{2g} = \text{const}.$$

Перше припущення дає можливість проінтегрувати систему

$$\frac{dv}{dt} = g(n_{y0} - \sin \theta),$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{v}(n_{y0} - \cos \theta)$$

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

$$V = V_0 \frac{n_{y0} - \cos \theta_0}{n_{y0} - \cos \theta} \quad (3.6)$$

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_{y01} , від $\theta = 0$ до θ_1 , прямолінійний політ з $\theta_1 = \text{const}$, криволінійний політ із n_{y02} , 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 за заданої висоти найчастіше служить мінімальний радіус кривини правильного (серійного) при нульовому ковзанні віражу $r_{z \min}$. Для його визначення найзручнішим є графованалітичний 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 максимальному допустимих експлуатаційних перевантаженнях $n_{y \max}^e$, максимально допустимим значенням коефіцієнта підйомної сили $C_{yа доп}$ і за наявною тягою P_M). Тоді

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

Для розрахунку r_z користуються формулою

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

Для побудови границь необхідні такі вихідні дані:

- максимально допустиме експлуатаційне перевантаження $n_{y \max}^e$ (наприклад, для винищувача $n_{y \max}^e = 6$, для ЯК-40 - 3,4, для ТУ-134 - 2,5, для ІЛ-ІВ - 2,5);
- залежність $C_{yа доп} = f(M)$;
- наявна тяга $P_M = f(M)_{M = const}$;
- аеродинамічні характеристики $C_{x_0} = f(M)$, $A = f(M)$.

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

Для декількох довільних значень швидкості при постійному перевантаженні $n_{yа} = n_{y \max}^e$ 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 $C_{yа доп}$ $r_z^{(2)} = f(V)$

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:

$$M_i \longrightarrow C_{yа доп} \text{ (за вихідними даними)} \longrightarrow V_i = M_i \cdot a_H \longrightarrow$$

$$\longrightarrow n_{yа i} = \frac{C_{yа доп} \cdot 0,7 P_H M_i^2 S}{m g} \longrightarrow n_z^{(2)} = \frac{V_i^2}{g \sqrt{n_{yа i}^2 - 1}}.$$

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 схемою:

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

$$= M_i \cdot a_n \longrightarrow C_{xpi} = \frac{P_M}{0,7 P_M M_i^2 S} \longrightarrow C_{ypi} = \sqrt{\frac{C_{xpi} - C_{x0}}{A}}$$

$$\longrightarrow n_{yai} = \frac{C_{ypi} \cdot 0,7 P_M M_i^2 S}{mg} \longrightarrow r_z^{(3)} = \frac{V_i^2}{9 \sqrt{n_{yai}^2 - 1}}$$

Будуть залежність $r_z^{(3)} = f(V)$.

Якщо всі три границі побудувати на одній діаграмі, то за умовою $r_{z \text{ доп}} = \max \{ r_z^{(1)}, r_z^{(2)}, r_z^{(3)} \}$ 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).

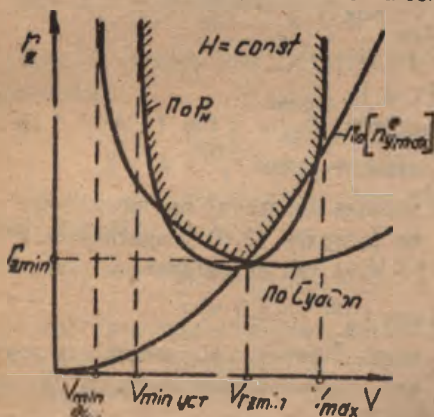


Рис. 3.3. Маневреність ЛА в горизонтальній площині (мінімальний радіус серійного віражу)

Відповідний $r_{z \text{ min}}$ час виконання правильного віражу (новий 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 в $r_{z \text{ min}}$.

Перевантаження при цьому

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

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 керованого польоту на безпечній висоті H_{cn} .

Для літаків цивільної авіації згідно з нормами льотної придатності (НЛП) прийнято $H_{cn} = 10,7$ 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 $V_{відр}$. Згідно з НЛП

$$V_{відр} = 1,1 \sqrt{\frac{2mg}{\rho_c S C_{yаmax}^{3A}}} \quad (3.12)$$

де $C_{yаmax}^{3A}$ - максимальне значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили ЛА, який має злітну конфігурацію, тобто відхилену механізацію крила, випущені злітно-посадочні пристрої (шасі, лямі і т.ін.), $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$.

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

$$V_2 = 1,2 \sqrt{\frac{2mg}{\rho_c S C_{yаmax}^{3A}}} \quad (3.13)$$

Ділянку розбігу розраховують інтегруванням рівняння руху ЛА:

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

де $f_{тр}$ - 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 ґрунту або ущільненому снігу, 0,1 - по вологій траві; $G = mg$.

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

$$L_{\text{розб}} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{\text{відр}}} \frac{dv^2}{\rho - f_{\text{тр}} G - q S (C_{\text{ха}} - f_{\text{тр}} C_{\text{ца}})} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{\text{відр}}} F dv^2, \quad (3.14)$$

де

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

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

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

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

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

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

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

де P_0 - тяга гвинта у ньютонгах; N_c - потужність на валу гвинта у кіловатах; n - число обертів гвинта за хвилину (можна прийняти $n = 750 \dots 1200$); $\eta_0 = 0,65 \dots 0,7$ - ККД гвинта; h - відносний крок 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

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

де $J_{\text{ср}} = \left[\frac{P - f_{\text{гр}} G - qS(C_{x\alpha} - f_{\text{гр}} C_{y\alpha})}{m} \right]_{\text{ср}}$ - середнє значення пр-

скорення на ділянці розбігу. Величини, що входить до формули

(3.17), визначають для $V = 0,75 V_{\text{відр}}$ і $C_{y\alpha} = C_{y\alpha \text{opt}}$.

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

$$\frac{mV_2^2}{2} + mgH_{\text{сп}} - \frac{mV_{\text{відр}}^2}{2} = \int_0^{L_{\text{паз}}} (P - X_{\alpha}) ds = (P - X_{\alpha})_{\text{ср}} \cdot L_{\text{паз}},$$

звідки

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

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

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

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

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

Повна дистанція зльоту

$$L_{\text{зл}} = L_{\text{розб}} + L_{\text{паз}}. \quad (3.19)$$

За НШП потрібна злітна дистанція

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

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:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{yа\text{без}}}}, \quad C_{yа\text{без}} \leq C_{yа\text{доп}}.$$

Після інтегрування рівняння (3.21) одержимо

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

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 тягооброєність від прискорювача дорівнює

$$\bar{P}_{\text{приск}} = \sqrt{\cos^2 \vartheta + \left(\frac{V_1}{gt_1} - \bar{P}_{\text{ср}} - \frac{C_{x0} \rho V_1^2 S}{2G} \sin \vartheta \right)^2}. \quad (3.23)$$

Залежність висоти польоту від часу

$$H = \int_0^{t_1} V \sin \vartheta dt = \frac{\sin \vartheta}{2} V t. \quad (3.24)$$

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

$$\sin \psi = \frac{2H}{V_1 t_1}, \quad (3.25)$$

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

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

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

$n_x \approx \frac{P_{приск}}{G}$, роблять висновок про можливість використання

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

3.6. Посадка ЛА

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

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

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

де $V_{\min \text{ теор}}^{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{ya \text{ max}}^{\text{пос}}}}$, $C_{ya \text{ max}}^{\text{пос}}$ - 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:

$$E_{сп} - E_{пос} \approx L_{дпд} \cdot \Delta P_{ср}, \quad (3.28)$$

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

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

ПДП - дистанція посадки (проекція ПДП на ЗПС), $\Delta P_{\text{ср}}$ - середня величина різниці лобового опору і тяги ЛА на ПДП, що визначається як

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

де P_{V_3} , $P_{V_{\text{пос}}}$ беруть із висотно-швидкісних характеристик двигунів:

$$X_a(V_3) = C_{x0} \frac{\rho V_3^2}{2} S + \frac{A(m_{\text{пос}} g)^2}{\rho V_3^2 S},$$

$$X_a(V_{\text{пос}}) = C_{x0} \frac{\rho V_{\text{пос}}^2}{2} S + \frac{A(m_{\text{пос}} g)^2}{\rho V_{\text{пос}}^2 S}.$$

Тоді

$$L_{\text{пдп}} = \frac{E_{\text{ср}} - E_{\text{пос}}}{\Delta P_{\text{ср}}}. \quad (3.29)$$

Довжину пробігу знаходять інтегруванням рівнянь руху ЛА:

$$m_{\text{пос}} \frac{dV}{dt} = -X_a - f_{\text{зб}}(m_{\text{пос}} g - Y_a), \quad \frac{dL}{dt} = V,$$

звідси

$$L_{\text{пр}} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{\text{пос}}} \frac{dV^2}{\frac{X_a + f_{\text{зб}}(m_{\text{пос}} g - Y_a)}{m_{\text{пос}}}} = \frac{1}{2} \int_0^{V_{\text{пос}}} F_2 dV^2, \quad (3.30)$$

де $F_2 = \frac{m_{\text{пос}}}{X_a + f_{\text{зб}}(m_{\text{пос}} g - Y_a)}$; $f_{\text{зб}}$ - зведений коефіцієнт тертя

($f_{\text{зб}} = 0,2 \dots 0,3$).

Інтеграл (3.30) обчислюють графоаналітичним методом, значення F_2 визначають для декількох значень V_1 у діапазоні $0 \dots V_{\text{пос}}$, аеродинамічні сили знаходять для стоячкового кута атаки.

У першому наближенні

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2 J_{\text{ср}}}, \quad (3.31)$$

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

$$X_{\text{оср}} = \frac{m_{\text{пос}} g}{3 K_{\text{ст}}}; \quad K_{\text{ст}} - \text{веродинамічна ліють для } \alpha_{\text{ст}};$$

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

Посадочна дистанція

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

Потрібна посадочна дистанція за НДП

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

3.7. Перерваний та продовжений зліт

Під час зльоту ЛА з кількома двигунами можливої відпаз частина з них. Сучасні тягооборобності дозволяють у випадку відпазу до п'ятидесяти відсотків двигунів продовжити або перервати зліт, якщо вистачить довжини злітної смуги. У першому випадку зліт називається продовженим, 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 відпазу п'ятидесяти відсотків двигунів можливо як безпечно продовження зльоту, так і його припинення у межах ЗПС.

Для визначення $V_{\text{крит}}$ задають декілька значень швидкості відпазу $V_{\text{відк}}$ у діапазоні $(0 \dots V_{\text{відк}})$. Для кожної із заданих $V_{\text{відк}}$ розраховують дистанцію розбігу ($L_{\text{розб.проб}}$) 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 ЗПС до моменту відпазу (розраховують за формулою (3.14) в межах інтегрування " 0 " та " $V_{\text{відк}}^2$ ").

При обчисленні $L_{\text{проб.проб}}$ необхідно вважати, що зльотчику 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) виконувати з межами інтегрування $0 \dots (V'_{\text{відк}})^2$.

Будуть залежності $L_{\text{розб.прод}} = f(V'_{\text{відк}})$, $L_{\text{перерв.прод}} = f(V'_{\text{відк}})$. Точка їх перетину визначає $V_{\text{крт}}$ і так звану збалансовану довжину ЗПС - L_{36} (рис. 3.4).

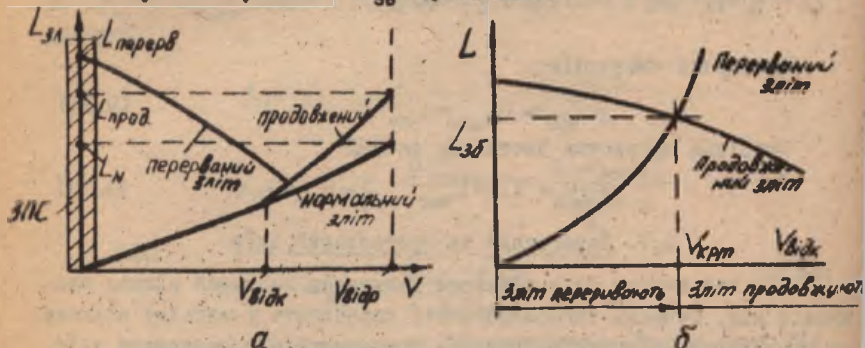


Рис. 3.4. Характеристики перерваного та продовженого зльоту

3.8. Дальність і тривалість польоту ЛА з ТРД

Для визначення дальності L та тривалості польоту T необхідно як вихідні дані мати висотно-швидкісні $R = f(H, M)$, $C_e = f(H, M)$ та дросельні $C_e = f(\bar{R})$ 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 $m_{\text{кін}}$ масу ЛА при польоті на дальність.

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

$$q_{\text{гоб}} = P \cdot C_{e\text{др}}, \quad (3.34)$$

кілометрова витрата палива

$$q_{\text{км}} = \frac{q_{\text{гоб}}}{3,6V};$$

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

$C_{x_p} q S + \frac{AG^2}{qS}$. Якщо на цьому режимі наявна тяга P_M , то

міра дроселювання $\bar{Q} = \frac{P_{\text{дг}}}{P_{\text{дм}}}$. Визначивши за дросельною характеристикою для знайденого значення величину відносної питомої годинної витрати палива \bar{C}_e , розрахувати питому годинну витрату для дросельованого двигуна:

$$C_{e\text{др}} = C_e \cdot \bar{C}_e.$$

Дальність польоту LA складається зі шматку, пройденого LA в проекції на землю поверхню на ділянках набору висоти $L_{\text{наб}}$, парної ділянки $L_{\text{п}}$ та ділянки при зльоті $L_{\text{зл}}$:

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{п}} + L_{\text{зл}}. \quad (3.35)$$

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

$$L_{\text{п}} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} \frac{dm}{q_{\text{дм}}} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} \frac{3,6VK}{gC_{e\text{др}}} \frac{dm}{m} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} \frac{3,6MaK}{gC_{e\text{др}}m} dm = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} F_1 dm, \quad (3.36)$$

$$T_{\text{п}} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} \frac{dm}{q_{\text{гв}}} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} \frac{K}{gC_{e\text{др}}} \frac{dm}{m} = \int_{m_{\text{клм}}}^{m_{\text{нов}}} F_2 dm, \quad (3.37)$$

де K - аеродинамічна якість, потрібна для горизонтального прямолінійного усталеного руху LA зі змінним значенням маси із заданими H і M ; $F_1 = \frac{3,6MaK}{gC_{e\text{др}}m}$; $F_2 = \frac{K}{gC_{e\text{др}}m}$; m - поточне значення маси; $Q = Q_{\text{п}}$ - 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 $C_{xa}, A, P_{лн}, C_e, a_n, P_m$;

- задають кілька значень маси ЛА m_i у діапазоні $m_{\text{мін}} \dots$

$\dots m_{\text{поч}}$;

- для кожного значення маси m_i визначають підінтегральні функції F_1 і F_2 за схемою:

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

$$\rightarrow P_m = \frac{m_i g}{K_i} \rightarrow \bar{R}_i = \frac{P_{лн}}{P_m} \rightarrow \bar{C}_e = f(\bar{R}_i) \rightarrow C_{eдрп} = C_e \bar{C}_e \rightarrow$$

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

- будуть залежності $F_1 = f(m), F_2 = f(m)$;

- знаходять площі, обмежені цими залежностями та віссю абсцис; ці площі відповідно дорівнюють муканям 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 числа M у можливому діапазоні чисел M польоту.

2. Для кожного фіксованого значення M_i задати кілька значень міри дроселювання $\bar{R} = 1; 0,8; 0,6; 0,4; 0,2$.

3. Для кожного з прийнятих \bar{R} розрахувати:

$$\text{- коефіцієнт } C_{xa} = \frac{P_{лн} \bar{R}}{0,7 P_m M^2 S} \quad (P_{лн} \text{ - наявна тяга на режимі } M_i, H = \text{II км - береться за вихідними даними кнгуна, } P_{лн} \text{ - атмосферний тиск на висоті II км);}$$

- коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили, яка? відповідна знайденому значенню C_{xa} :

$$C_{ya} = \sqrt{\frac{C_{xa} - C_{xa0}}{A}},$$

де C_{xa0}, A беруть за вихідними даними;

- аеродинамічну якість

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

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

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

4. Побудувати сім'ї залежностей $f_1 = f(\bar{R})_{M_1 = \text{const}}$ і окремо $f_2 = f(\bar{R})_{M_1 = \text{const}}$ і провести обвідні цих сімей кривих.

5. Користуючись обвідними сім'єю $f_1 = f(\bar{R})$ 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:

$$L_{\text{max}} = \left(\frac{3,6 MaK}{g C_{eдр}} \right)_{\text{max}} \cdot L_n \frac{m_{\text{пач}}}{m_{\text{кін}}}, \quad (3.38)$$

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

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

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

- задати кілька значень маси ЛА $m_{\text{кін}} \dots m_{\text{пач}}$;

- для кожної маси знайти атмосферний тиск на висоті польоту за виразом

$$P_H = \frac{mgP_{II}}{K P_{min} \cdot \bar{R}}, \quad (3.40)$$

де P_H - 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;

- користувачься 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 годиннику та кілометрову витрати палива визначити із співвідношень

$$q_{\text{год}} = \frac{mg V C_{\text{едр}}}{K \eta} = N_e C_e, \quad (3.41)$$

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

де η - ККД гвинта; 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,

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

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

У наведених формулах дальність вимірюють 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 Π_c^* .

Задано кілька значень маси m , ЛА в ділянці $m_{\text{кін}} \dots \dots m_{\text{поч}}$ і визначимо потрібні для горизонтального прямолінійного усталеного руху значення $C_{\text{уар}} = \frac{m_1 g}{H_1 V^2 S}$, за вектор -

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

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

Використовуючи цю залежність, знаємо 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 $n_c = \frac{V}{\lambda D}$ за умовою потужності на валу двигуна $N_e = \frac{GV}{K} \frac{1}{\eta}$. Для кожної пари n_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 $\frac{K\eta}{C_e} = f(n_c)$, користуючись якою знайдемо $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\text{max}}$ і n_c^* , що відповідає $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\text{max}}$. Визначивши величину $\left(\frac{K\eta}{C_e}\right)_{\text{max}}$ для кожного значення маси m , дальність і тривалість польоту знаходимо графічним інтегруванням:

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

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

де $n_c^* = f(m)$ має реальну роботу двигуна у функції маси ЛА. Послідовність розрахунків наведено в табл. 3.1.

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

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

$$T = \int_{m_{\text{min}}}^{m_{\text{max}}} \frac{1}{g m V} \frac{K \eta}{C_e} dm = 0,085 \frac{K_{\text{max}} \eta}{V C_{e,\text{min}}} L_n \frac{m_{\text{max}}}{m_{\text{min}}}. \quad (3.48)$$

Т а б л и ц я 3.1
Визначення дальності та тривалості польоту ЛА з ГМУ

m	$m_{кин}$...	$m_{пач}$	Примітки
$C_{уар}$				$C_{уар} = 2mg / (\rho_n v^2 S)$
$C_{ха}$				З подяри для заданого M залежно від $C_{уар}$
K				$K = C_{уар} / C_{ха}$
$\frac{\eta \beta}{\lambda^3}$				$\frac{\eta \beta}{\lambda^3} = \text{const} = C_{ха} \frac{S}{2i D^2}$ 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 $L_{наб}$, витрати палива $m_{т,наб}$ і тривалість $t_{наб}$ на ділянці набору висоти можна визначити співвідношеннями:

$$\begin{aligned}
 L_{наб} &= \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{dH_e}{n_{ха}} ; \\
 m_{т,наб} &= \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{D \cdot C_e}{3600 V n_{ха}} dH_e ;
 \end{aligned}
 \tag{3.49}$$

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

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

П р и м і т к а. Згідно з НЛДІ-3 СРСР зліт, тобто повна злітна дистанція включає власне зліт (набір 10,7 м) плюс початковий набір висоти 400 м. При досягненні $H = 400$ м ЛА приймає польотну конфігурацію. Забирання шасі починається на висоті 3-5 м, а механізації крила - 100 м. На висоті 400 м швидкість ЛА $V > 1,25 V_{\text{зв}}$, де $V_{\text{зв}} \approx V_{\text{мін теор}}$ у польотній конфігурації.

Щоб розрахувати $L_{\text{наб}}$, $m_{\text{Тнаб}}$, $t_{\text{наб}}$, необхідно задати закон зміни швидкості за висотою до моменту початку маршової ділянки. Таким законом може бути оптимальна програма набору висоти (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 визначити із співвідношення

$$\sin \theta = \frac{P_H - X_a}{g m_{\text{наб}}}$$

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	$V_{\text{наб}}$	V_N	Згідно з прийнятим законом $V(H)$ набору висоти
H_e			$H_e = H + \frac{V^2}{2g}$
a_H			За стандартною атмосферою для H ; АС-8І
P_H			Тиск на висоті H (АС-8І)
M			$M = V / a_H$

Закінчення табл. 3.2

Н	$H_1 = 0$...	H_n	Задать у діапазоні 0...
C_{x_0}, A				$f(M)$ - вихідні дані
x_0				$x_0 = C_{x_0} \cdot 0,7 \rho_n M^2 S$
m_n				$m_n = m_{3A} \left(1 - \frac{m_{T,HA}}{m_{3A}} \frac{H}{H_n}\right)$ $m_{T,HA} = (0,08 \dots 0,09) m_{3A}$
x_i				$x_i = A (m_n g)^2 / (0,7 \rho_n M^2 S)$
x_a				$x_a = x_0 + x_i$
p_n				$p_n = f(M, H)$ - наведена табл. (для вихідні дані)
$n_{x_a} V$				$n_{x_a} V = \frac{p_n - x_a}{m_n g} V$
$\frac{1}{n_{x_a} V}$				
ΔH_e				
$\left(\frac{1}{n_{x_a} V}\right)_{cp}$				
$\Delta t_{наб}$				$\Delta t_{наб} = \left(\frac{1}{n_{x_a} V}\right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$\Delta L_{наб}$				$\Delta L_{наб} = \left(\frac{1}{n_{x_a} V}\right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$L_{наб}$				$\sum_{H_i} \Delta L_{наб}$
$t_{наб}$				$\sum_{H_i} \Delta t_{наб}$
C_e				$C_e = f(H, V)$ - за характе- ристичною діаграмою
$p_n \cdot C_e$				
$\Delta m_{T,наб}$				$\Delta m_{T,наб} = \left(\frac{p_n \cdot C_e}{n_{x_a} V \cdot 3600}\right)_{cp} \cdot \Delta H_e$
$m_{T,наб}$				$\sum_{H_i} \Delta m_{T,наб}$

Примітка. Якщо на ЛА встановлено даугун 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.II. Визначення дистанції передпосадочного зниження ЛА

Скористаємося рівняннями руху ЛА в енергетичній формі. Тоді дистанція зниження

$$L_{zn} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{\cos \theta_{zn} dH_e}{\rho \chi_a},$$

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 НЛПМ-3 $H_3 = 400$ м, $V_3 \geq 1,25 V_{\min \text{ теор. польотна}} = 1,25 V_{30}$, V_{30} - швидкість звалювання ЛА в польотній конфігурації); H_k , V_k - висота та швидкість ЛА в кінці маршової ділянки польоту на дальність.

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

$$L_{zn} = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{K_{zn} dH_e}{1 - \left(\frac{P}{\chi_a}\right)} \approx \frac{(K_{zn})_{cp}}{1 - \left(\frac{P}{\chi_a}\right)_{cp}} (H_{e2} - H_{e1}), \quad (3.50)'$$

де $(K_{zn})_{cp} = 0,5 (K_{zn.k} - K_{zn.3})$ - середнє значення аеродинамічної якості ЛА на ділянці зниження; $C_{y_{zn.k}} = \frac{m_{\min} g}{0,7 \rho_{\text{нпк}} M_{\text{нпк}}^2 S}$;

$$C_{x_{ак}} = C_{x_0} + A C_{y_{zn.k}}^2; \quad K_{zn.3} = \frac{C_{y_{ак3}}}{C_{x_{ак3}}}; \quad C_{y_{ак3}} = \frac{m_{\text{кн}} g}{0,7 \rho_{\text{нз}} M_{\text{нз}}^2 S};$$

$$C_{x_{ак3}} = C_{x_0} + A C_{y_{ак3}}^2; \quad P_{cp} = \frac{P(H_k, V_k) + P(H_3, V_3)}{2};$$

$$\chi_{a, cp} = \frac{C_{x_{ак}} \cdot 0,7 \rho_{\text{нк}} M_{\text{к}}^2 S + C_{x_{ак3}} \cdot 0,7 \rho_{\text{нз}} M_{\text{нз}}^2 S}{2}.$$

Повна дальність польоту ЛА визначається сумою

$$L_{\Pi} = L_{\text{наб}} + L_{zn}, \quad (3.51)$$

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:

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

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

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

$$C_{y_{\text{ГО}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{ГО}}}^{\alpha} \cdot K_{\text{ГО}} \quad \text{де} \quad K_{\text{ГО}} = \frac{1}{5} [(2 + \sigma)^2 + 1], \quad \sigma = \frac{D_{\text{ГО}}}{l_{\text{ГО}}}$$

$D_{\text{ГО}}$ - середній діаметр фюзеляжу в області ГО, $l_{\text{ГО}}$ - розмах ГО разом із фюзеляжем, або за виразом $C_{y_{\text{ГО}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{ГО}}}^{\alpha} \cdot K_{\text{ГО}}$,

де $K_{\text{ГО}} = \left[1 + \frac{D_{\text{ГО}}}{l_{\text{ГО}}} \left(1,2 - \frac{0,12}{\eta_{\text{к}}} \right) \right]^2$, $\eta_{\text{к}} = \frac{b_{\text{ГО}}}{b_{\text{к}}}$ - звування консолю

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

- $\bar{X}_{\text{Г}}$ - положення центра мас ЛА відносно носка САХ у частках САХ (якщо $\bar{X}_{\text{Г}}$ не задане, то орієнтовно його значення приймають за умови забезпечення мінімального запасу поздовжньої статичної стійкості ЛА по переважанню на дозвукових режимах $\sigma_n = -\bar{X}_{\text{ФАА}} - \bar{X}_{\text{Г}}$, який дорівнює $-(0,02 \dots 0,04)$ для маневрених ЛА, $-(0,08 \dots 0,12)$ для малманеврених ЛА, тобто $\bar{X}_{\text{Г}} = \bar{X}_{\text{ФАА}} - |\sigma_n|$);

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

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

- $\psi_{\text{СТ}}$ - 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 $\frac{S_{го}}{S} = 0,15 \dots 0,3$);
- $L_{го}$ - 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 підфюзеляжною 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 площев 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 прямолінійного усталеного руху при нульовому значенні кута відхилення рудя висоти, тобто

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

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:

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

- коефіцієнт лобового опору:

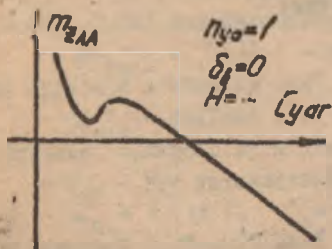
$$C_{xoi} = C_{x0}(M_i) + A(M_i)C_{yagr}^2;$$

- коефіцієнт моменту від тяги двигуна, спричинений необхідом ліній дії з центром мас:

$$m_{zpr} = - \frac{C_{xagr} \cdot Y_p}{b_A},$$

де Y_p - плече тяги P двигуна відносно центра мас, b_A - САХ крила;

- коефіцієнт повдовжнього моменту



$$m_{zAA} = m_{z0AA}(M_i) + [\bar{x}_T - \bar{x}_{rAA}(M_i)] \times C_{yagr} + m_{zpr}(M_i). \quad (4.4)$$

Потім будуть залежність

$$m_{zAA} = f(C_{yagr}) \text{ (рмо. 4.1).}$$

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 рудів висоти

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

Розглянемо послідовність розрахунків балансувальної діаграми вигляду

$$\delta_{\text{ББАЛ}} = f(M).$$

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

За умовою

$$m_{\text{ЗЛА}} = m_{\text{ЗОЛА}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}) C_{\text{Уар}} + m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{ГО}}} \varphi_{\text{ГО}} + m_{\text{З}}^{\delta_b} \delta_b + m_{\text{ЗР}} = 0$$

одержимо

$$\delta_{\text{ББАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЗОЛА}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}) C_{\text{Уар}} + m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{ГО}}} \varphi_{\text{ГО}} + m_{\text{ЗР}}}{m_{\text{З}}^{\delta_b}}, \quad (4.5)$$

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

Послідовність розрахунків така:

- задати кілька значень чисел M_i у діапазоні $M_{\text{мін доп}} \dots$

$\dots M_{\text{мак}}$;

- для кожного M_i за вихідними даними та результатами розрахунків похідних $m_{\text{З}}^{\delta_b}$, $m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{ГО}}}$ знаходять $m_{\text{ЗОЛА}}(M_i)$, $\bar{x}_{\text{ФАЛ}} = f(M_i)$, $m_{\text{З}}^{\varphi_{\text{ГО}}}(M_i)$, $m_{\text{З}}^{\delta_b}(M_i)$, $C_{\text{Х}_0}(M_i)$, $A(M_i)$;

- розраховують

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

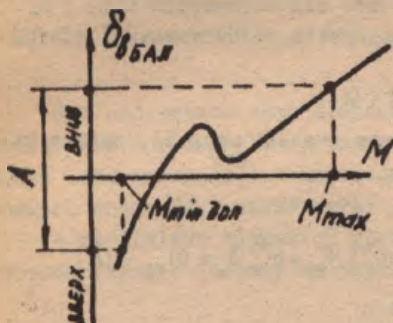
$$C_{\text{Хар}i} = C_{\text{Х}_0}(M_i) + A(M_i) C_{\text{Уар}i},$$

$$m_{\text{ЗР}i} = - \frac{C_{\text{Хар}i} \cdot y_p}{b_A};$$

- знаходять

$$\delta_{\text{ББАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЗЛА}}(M_i) + [\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}(M_i)]C_{\text{УОГ}} + m_{\text{З}}^{\psi}(M_i)\psi_{\text{ГО}} + m_{\text{ВЕР}}}{m_{\text{З}}^{\delta}(M_i)};$$

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



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

$$\psi_{\text{ГОБАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЗЛА}} + (\bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}})C_{\text{УОГ}} + m_{\text{ВЕР}}}{m_{\text{З}}^{\psi}} \quad (4.6)$$

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

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

$$\sigma_v = m_{\text{ЗЛА}}^{C_{\text{УО}}} - m_{\text{З}}^M \frac{M}{2C_{\text{УО}}} = \frac{dm_{\text{ЗЛА}}}{dC_{\text{УО}}}, \quad (4.8)$$

де $m_{\text{ЗЛА}}^{C_{\text{УО}}} = \bar{x}_T - \bar{x}_{\text{ФАЛ}}$; $m_{\text{ЗЛА}}^{\bar{\omega}_z} = -\sqrt{k_{\text{ГО}}} a_{\text{ГО}} B_{\text{ГО}} (1, 15 \dots 1, 55)$;

$$B_{\text{ГО}} = \frac{S_{\text{ГО}} \cdot L_{\text{ГО}}^2}{S b_{\text{А}}} ; \mu = \frac{2m}{\rho S b_{\text{А}}} ; m_{\text{З}}^M = \frac{\partial m_{\text{ЗЛА}}}{\partial M} = m_{\text{ЗЛА}}^M - (\bar{x}_{\text{ФАЛ}})^M \cdot C_{\text{УОГ}} + (m_{\text{З}}^{\delta})^M \cdot \delta_{\text{ББАЛ}}$$

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

Складова $\frac{m_{\text{FLA}}^{\omega_z}}{\mu}$ у виразі (4.7) враховує вплив на позови-ню статичну стійкість ЛА його демпфіруючих властивостей, які ви-являються 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, враховують та будують функції $\sigma_n = f(M)$ і $\sigma_v = f(M)$.

Вихідними даними вважають залежності $\bar{x}_{\text{FLA}} = f(M)$, $m_{\text{ЗДА}} = f(M)$, $m_{\text{z}}^{\delta_b} = f(M)$, $\delta_{\text{ББАЛ}} = f(M)$. Задать 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 $m_{\text{ЗДА}}^M = \frac{\partial m_{\text{ЗДА}}}{\partial M}$, $(\bar{x}_{\text{FLA}})^M = \frac{\partial \bar{x}_{\text{FLA}}}{\partial M}$, $(m_{\text{z}}^{\delta_b})^M = \frac{\partial m_{\text{z}}^{\delta_b}}{\partial M}$ визначають як тангенс кута нахилу дотичних до кривих відповідно $m_{\text{ЗДА}} = f(M)$, $\bar{x}_{\text{FLA}} = f(M)$, $m_{\text{z}}^{\delta_b} = f(M)$ для $M = M_i$; $\delta_{\text{ББАЛ}}$ - балансувальне значення відхилення рулів висоти для заданого режиму

(N, M_i) , $C_{ya} = C_{yag} = -mg / (0,7 \rho_N M_i^2 S)$. Будуть

залежності $\sigma_n = f(M)$ та $\sigma_v = f(M)$.

Приблизний вигляд цих за-лежностей для надзвукового ЛА подано на рис. 4.3. На ділянці АВ ЛА статично нестійкий по швидкості.

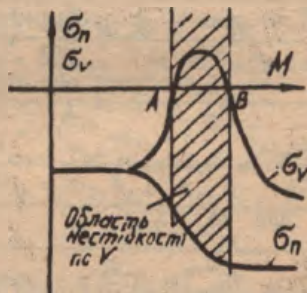


Рис. 4.3. Міра позови-ньої статичної стійкості ЛА по пе-ревантаженню та швидкості

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

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

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

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

Величину $M_{ш}$ можна обчислити як

$$M_{ш} = m_{ш} S_b b_b k_{г0} q, \quad (4.10)$$

де $m_{ш}$ - коефіцієнт шари́рного моменту руля висоти; S_b , b_b - площа та САХ руля висоти; $k_{г0}$ - коефіцієнт гальмування потоку біля Г0, $q = 0,7 \rho_{н} M^2$.

Коефіцієнт шари́рного моменту

$$m_{ш} = m_{ш}^{\alpha_{г0}} \cdot \alpha_{г0} + m_{ш}^{\delta_b} \cdot \delta_b, \quad (4.11)$$

де похідні $m_{ш}^{\alpha_{г0}}$ і $m_{ш}^{\delta_b}$ можна оцінити за формулами: при дозвукових швидкостях обтікання Г0

$$\begin{aligned} m_{ш}^{\alpha_{г0}} &= -0,12 \frac{S_b}{S_{г0}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{ок}}{S_b} \right) C_{y_{г0}}^{\alpha}, \\ m_{ш}^{\delta_b} &= -0,14 \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{ок}}{S_b} \right)^{3,2} \right] C_{y_{г0}}^{\alpha}, \end{aligned} \quad (4.12)$$

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

при $M > 1$

$$m_{ш}^{\alpha_{г0}} = m_{ш}^{\delta_b} = - \frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} \left(1 - 2 \frac{S_{ок}}{S_b} \right). \quad (4.13)$$

У наведених залежностях куту $\alpha_{г0}$ і δ_b потрібно брати у радіанах.

Необхідно пам'ятати, що кут атаки Г0

$$\alpha_{г0} = \alpha + \varphi_{г0} - \varepsilon, \quad (4.14)$$

де $\alpha = \frac{C_{y_{г0}}}{C_{y_{чала}}^{\alpha}} + \alpha_0$, $\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon_{к+\varphi}^{\alpha} \cdot \alpha$, $\varphi_{г0}$ - 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.

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

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

де

$$M_{ш} = -C_{y_{ар}}^{\alpha} (\alpha - \varepsilon + \varphi_{ст} + \varphi_{БАЛ}) S_{го} k_{го} q (\bar{x}_{го} - 0,25) b_{ар}, \quad (4.15)$$

$\varphi_{\text{БАЛ}}$ - 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.

Т а б л и ц я 4.2

Розрахунок зусиль на штурвалі керування СПС

$$m_{\text{ЛА}} = \dots$$

$$N = \dots$$

M	$M_{\text{min доп}} \dots M_{\text{max}}$	Примітки
$C_{y_{\text{ЛАЛ}}}$ $C_{y_{\text{ЛГО}}}$ 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		$\alpha = (C_{y_{\text{ЛГ}}} / C_{y_{\text{ЛАЛ}}}) + \alpha_0$
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 позовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі не задано, наближено його величину можна визначити як

$$m_{\text{ЗЛА}} = m_{\text{ЗКР}} + m_{\text{ЗФ}} + m_{\text{ЗОМГ}} + m_{\text{ЗОХ}_{\text{н}}} + m_{\text{ЗОГО}} \quad (4.16)$$

де $m_{\text{ЗКР}}$ - складова коефіцієнта $m_{\text{ЗЛА}}$ від крила; $m_{\text{ЗФ}}$ - те ж від фюзеляжу; $m_{\text{ЗОМГ}}$ - від мотогондол; $m_{\text{ЗОХ}_{\text{н}}}$ - від спору несиметричних частин ЛА (ВО, ліхтар, скидні баки тощо); $m_{\text{ЗОГО}}$ - від ЛО

Якщо крило має симетричний профіль і нульове скручення, то для нього $m_{\text{зокр}} = 0$. Для крила з несиметричним профілем у нестисливному потоці

$$(m_{\text{зокр}})_{\text{нест}} = - (0,007 \dots 0,0004 \bar{X}_f) \bar{f}, \quad (4.17)$$

при $M < M_{\text{кр}}$

$$(m_{\text{зокр}})_{\text{ст}} = \frac{(m_{\text{зокр}})_{\text{нест}}}{\sqrt{1-M^2}}, \quad (4.18)$$

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

Складову від фюзеляжу $m_{\text{зоф}}$ можна визначити, користуючись залежністю

$$m_{\text{зоф}} = - \frac{C_{y\alpha\text{ф}} \cdot S_{\text{ф}}}{S \cdot b_A} (X_T - X_{\text{Фф}}) \varphi_{\text{кр}}, \quad (4.19)$$

де $C_{y\alpha}$ - похідна коефіцієнта підйомної сили фюзеляжу відносно кута атаки; $X_{\text{Фф}}$ - відстань від носа фюзеляжу до його центра тиску; X_T - відстань від носа фюзеляжу до центра мас; $\varphi_{\text{кр}}$ - кут установлення крила відносно поздовжньої осі фюзеляжу; $S_{\text{ф}}$ - максимальна площа поперечного перетину фюзеляжу.

$C_{y\alpha\text{ф}}$ і $X_{\text{Фф}}$ беруть з аеродинамічного розрахунку ДА або обчислюють згідно з наведеною нижче методикою. Звичайно $\varphi_{\text{кр}} = (1 \dots 3)^\circ$.

З невеликою похибкою похідну $C_{y\alpha\text{ф}}$ можна знайти як суму похідних від носової та кормової частин фюзеляжу:

$$C_{y\alpha\text{ф}} \approx C_{y\alpha\text{нос}} + C_{y\alpha\text{корм}}. \quad (4.20)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

Якщо носова частина має лобовий повітрязабірник, то

$$C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} = C_{y_{\text{анос}} \xi_b}^{\alpha} (1 - \eta_{\text{нос}}^2) + 2\varphi(1 - \sqrt{5})_{\text{цт}} (1 - \xi_{\text{цт}}) \frac{\eta_{\text{нос}}^2}{1 + 0,45X_H^2}, \quad (4.24)$$

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

Для кормової частини

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

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

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

Положення фокуса фізеляжу

$$X_{\text{ф}} \approx \frac{l_{\text{ф}}}{C_{y_{\text{ф}}}^{\alpha}} (C_{y_{\text{анос}}}^{\alpha} \bar{X}_{\text{фнос}} + C_{y_{\text{акорм}}}^{\alpha} \bar{X}_{\text{фкорм}}), \quad (4.27)$$

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

для конічної частини з повітрязабірником

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

для форми з криволінійною твірною з повітрязабірником

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

для затупленої носової частини без повітрязабірника

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

За відсутності повітрязбірника в залежностях (4.26),

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

Для кормової частини

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

Коефіцієнт $m_{z0\text{МГ}}$ (для мотогондол) визначається, як і $m_{z0\text{Ф}}$.

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

$$m_{z0\alpha_a} = \sum \frac{(S c_{x\alpha})_{\text{дем}}}{S b_A} Y_{\text{дем}}. \quad (4.32)$$

де $(c_{x\alpha} \cdot S)$ - добуток коефіцієнта лобового опору окремих елементів ЛА (ліхтаря, ВО, скидних баків та ін.) на їх характерну площу (поперечний переріз); $Y_{\text{дем}}$ - відстань від лінії дії сили лобового опору елемента ЛА до осі OZ .

Складова коефіцієнта $m_{z0\alpha_0}$ горизонтального оперення визначається за формулою

$$m_{z0\alpha_0} = m_z^{\text{ГР}} (\alpha_0 - \varepsilon_0 + \varphi_{\text{ГР}}), \quad (4.33)$$

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

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

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

1) визначають для вибраного режиму

$$C_{y\alpha} = G / (0,7 \rho_H M^2 S);$$

2) за умовою $m_{z\alpha\alpha} = 0$ при $\delta_b = 0$ і $\varphi = 0$

$$\varphi_{\text{ст}} = - \frac{1}{m_{z\alpha}^{\alpha}} \left[m_{z0\text{кр}} + m_{z0\text{Ф}} + m_{z0\alpha_a} + m_{z0\alpha_0} + m_{z0\text{р}} + C_{y\alpha} (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ФЛА}}) \right] - \alpha_0 - \varepsilon_0. \quad (4.34)$$

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

5. ДЯКІ ПИТАННЯ ПОЗДОВЖНЬОЇ ДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА

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

Вважатимемо, що рухі керування фіксовані, режим роботи двигунів незмінний, постійні зовнішні збурення відсутні, швидкість польоту постійна, збурений рух визначається початковими значеннями варіацій кінематичних параметрів ($\Delta\alpha_0$, $\Delta\dot{\psi}_0$), вихідний режим - горизонтальний прямолінійний усталений рух.

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

$$\begin{cases} \Delta\ddot{\alpha} - a_{22}\Delta\alpha - \Delta\ddot{\psi} = 0; \\ -a_{32}\Delta\alpha - a_{33}\Delta\dot{\psi} + \Delta\ddot{\psi} = 0, \end{cases} \quad (5.1)$$

$$\text{де } a_{22} = -\frac{P \cos \alpha + Y_a^\alpha}{mV}, \quad a_{32} = \frac{M_z^\alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \cdot a_{22}}{I_z}, \quad a_{33} = \frac{M_z^{\omega_z} + M_z^{\dot{\psi}}}{I_z},$$

$$Y_a^\alpha = C_{y\alpha} q S, \quad q = 0,7 \rho_H M^2, \quad M_z^\alpha = m_{z\alpha}^\alpha \cdot C_{y\alpha} q S b_A,$$

$$m_{z\alpha}^\alpha = \bar{X}_T - \bar{X}_{ФАА}, \quad M_z^{\dot{\alpha}} = m_{z\dot{\alpha}}^\alpha q S b_A, \quad m_{z\dot{\psi}}^\alpha = m_{z\dot{\psi}}^\alpha \cdot \frac{b_A}{V},$$

$$m_{z\alpha}^{\dot{\psi}} = m_{z\alpha\dot{\psi}}^{\omega_z} \cdot \varepsilon_{\kappa+\varphi}^\alpha, \quad m_{z\alpha\dot{\psi}}^{\omega_z} = -\sqrt{k_{го}} a_{го} B_{го} (I, 16 \dots I, 55),$$

$$a_{го} = \frac{\partial C_{y\alpha}}{\partial \alpha_{го}}, \quad B_{го} = \frac{S_{го} L_{го}^2}{S b_A^2}, \quad M_z^{\omega_z} = m_{z\alpha\dot{\psi}}^{\omega_z} \cdot q S b_A,$$

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

ЛА, m - маса ЛА.

Після визначення динамічних коефіцієнтів a_{22} , a_{32} , a_{33}

для досліджуваного режиму (наприклад, крейсерського $N_{крс}, M_{крс}$), розв'яземо систему рівнянь (5.1) операційним методом.

Задамо зображення у вигляді ненульових початкових умов $\Delta\alpha_0 \neq 0, \Delta\dot{\nu}_0 = 0$ (можна взяти $\Delta\alpha_0 \approx I^0 \dots Z^0$).

Запишемо систему (5.1) в операторній формі:

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

Тоді розв'язок (5.1) в зображеннях має вигляд

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

де

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

$$p(s) = s^2 - (a_{22} + a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32}) = s^2 + 2n_b s + \Omega_0^2;$$

$$n_b = -\frac{a_{22} + a_{33}}{2}; \quad \Omega_0^2 = (a_{22}a_{33} - a_{32});$$

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

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

Отже, в зображеннях

$$\alpha = \frac{\Delta\alpha_0 (s - a_{22})}{s^2 + 2n_b s + \Omega_0^2} = \frac{A(s)}{p(s)},$$

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

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

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

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

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

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

Кути 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.

Т а б л и ц я 5.1

Знак a_1, a_2	Знак b_1, b_2	Увакрант
+	+	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

$$n_b = -\alpha = -\frac{a_{22} + a_{33}}{2} = \frac{P \cos \alpha + Y_a^{\alpha}}{2mV} - \frac{M_z^{\omega} + M_z^{\alpha}}{2I_z}; \quad (5.6)$$

б) власна (опорна) частота коливань при нульовому демпфруванні

$$\Omega = \sqrt{a_{22} a_{33} - a_{32}^2} = \sqrt{-\frac{Y_a^{\alpha} b_A}{I_z} \sigma_n}; \quad (5.7)$$

$$\text{де } \sigma_n = m \frac{c_{y\alpha}}{z} + \frac{m_z^{\omega}}{\mu} \quad ; \quad \mu = \frac{2rn}{\rho S b_A};$$

в) відносний коефіцієнт загасання (декремент загасання)

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

г) стала часу

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

д) час зменшення амплітуди в два рази

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

е) час загасання (зменшення амплітуди в 20 разів)

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

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

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

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

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

и) число коливань ЛА до повного загасання

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

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 $\Delta\alpha(t) = N_1 e^{-\pi_b t} \cos(\beta t + \varphi_1)$

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

- визначити час зменшення амплітуди коливань у два рази

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

косусоїди 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_1 ,
 $\frac{N_1}{2}$, $\frac{N_1}{4}$, $\frac{N_1}{8}$, ... 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).

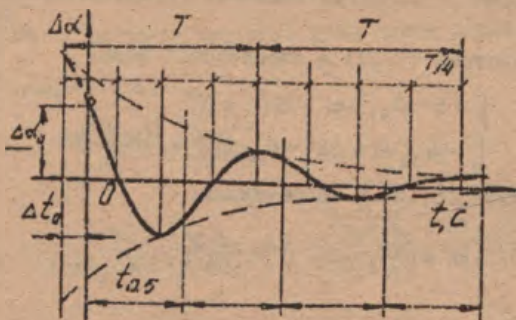


Рис. 5.1. Зміна варіації $\Delta \alpha$ у власному
 збуреному русі

5.3. Дослідження характеристик поздовньої 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 двигуна по-
 стійний, швидкість польоту незмінна, зовнішні випадкові збурен-
 ня відсутні, вихідний режим - горизонтальний прямолінійний уста-
 лений політ. Збуренням вихідного режиму і є ступінчасте відхилен-
 ня руля висоти на величину $\Delta \delta_{b_0} = \text{const}$.

Лінійаризовані 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 $a_{35} = \frac{M_z^{\delta}}{I_z}$, де $M_z^{\delta} = m_z^{\delta} q S b_A$, $m_z^{\delta} = -k_{r_0} a_{r_0} A_{r_0} \eta_{br}$, $A_{r_0} = \frac{S r_0 l r_2}{S b_A}$; $\eta_{br} = \sqrt{\bar{S}_{pb}}$ - дозвуків режимів; $\eta_{br} = \bar{S}_{pb}$ - надзвуків режимів; $\bar{S}_{pb} = S_{pb} / S'_{cc}$, S'_{r_0} - площа r_0 , що обслуговується рулем висоти. Якщо ЛА має СПС, то $\eta_{br} = 1$.

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 зсування $\Delta\delta_{b_0} = 0,5 \dots 2^\circ$.

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

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

$$P(s) = s^2 - (a_{22} + a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32}) = s^2 + 2\eta_b s + \Omega_0^2;$$

$$\Delta\alpha = \begin{vmatrix} 0 & -s \\ \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{s} & (s^2 - a_{33}s) \end{vmatrix} = a_{35}\Delta\delta_{b_0},$$

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:

$$\Delta\alpha(t) = \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{\Omega_0^2} + \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{2s_1(s_1+n_b)} e^{s_1 t} + \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{2s_2(s_2+n_b)} e^{s_2 t} \quad (5.20)$$

Якщо корені комплексно-спряжені, то

$$\Delta\alpha(t) = \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{\Omega_0^2} + N_3 e^{\alpha t} \cos(\beta t + \varphi_3), \quad (5.21)$$

де $\frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{\Omega_0^2}$ - значення варіації кута атаки після загасання перехідного процесу ($\Delta\alpha_{уст}$):

$$N_3 = 2\sqrt{a_3^2 + b_3^2}; \quad \varphi_3 = \arctg \frac{b_3}{a_3};$$

$$a_3 + b_3 i = \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{2(\alpha + \beta i)(\alpha + \beta i + n_b)} = -\frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{2(\alpha^2 + \beta^2)} - \frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0} \cdot \alpha}{2\beta(\alpha^2 + \beta^2)} i;$$

$$a_3 = -\frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0}}{2(\alpha^2 + \beta^2)}, \quad b_3 = -\frac{a_{35}\Delta\delta_{b_0} \cdot \alpha}{2\beta(\alpha^2 + \beta^2)}.$$

Визначення квадранта, в якому знаходиться 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 нейтральні (власивість нейтральності). Залежності (5.20), (5.21) називаються перехідними функціями.

Щоб охарактеризувати динамічні властивості ЛА як поповнення до параметрів п.п. "а"... "в" підрозд. 5.1, можна додати:

- час спрацювання (час, протягом якого параметр перший раз

досягає величини $0,95 \Delta \alpha_{уст}$):

$$t_{спр} = \frac{\pi - \arctg\left(1 - \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\xi}\right)}{\sqrt{1-\xi^2}} \cdot T_1, \quad (5.22)$$

або $t_{спр} \approx \left(\frac{\pi}{2} + 3\xi^2\right) T_1,$

де $T_1 = \frac{1}{\omega_0} = \sqrt{\frac{1}{\gamma_0^2 b_A b_n}}$ - постійна часу. Для аперіодичного перехідного процесу час спрацювання приблизно дорівнює часу загасання;

- відносний захл (перерегулювання)

$$\sigma = \exp\left(-\frac{\pi \xi}{\sqrt{1-\xi^2}}\right); \quad (5.23)$$

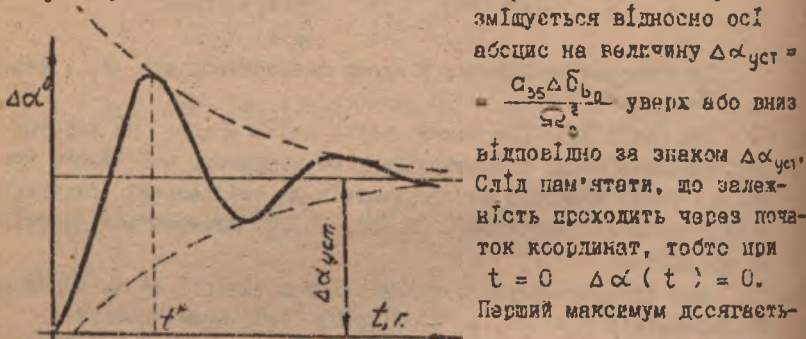
- коефіцієнту використання маневрених можливостей ЛА

$$K_M = \frac{1}{1+\sigma}. \quad (5.24)$$

5.4. Наближена побудова функції $\Delta \alpha(t)$

при $\Delta b_b = \Delta b_n = \text{const}$

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 $\Delta \alpha_{уст} = \frac{\sigma_{35} \Delta b_b}{\omega_0}$ уверх або вниз

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 $t^* = \left(\arctg \frac{\alpha}{\beta} - \varphi_0\right) \frac{1}{\beta}$

Рис. 5.2. Перехідна функція $\Delta \alpha = f(t)$ при ступінчастому відхиленні дуля висоти

(рис. 5.2).

5.5. ЛА як об'єкт автоматичного регулювання.

Передаючі функції та передаючі коефіцієнти

При дослідженні стійкості та керованості ЛА широко викорис-
тобується методя теорії автоматичного регулювання (ТАР). При
цьому ЛА вважають об'єктом автоматичного регулювання. Зміни,
від яких за бажанням льотчика можна змінити траєкторію (такі,
як δ_g , $\varphi_{г0}$, P_g , РУД, ...), як і в ТАР, будемо називати
вхідними величинами; кінематичні параметри руху ЛА $\Delta\alpha$, $\Delta\psi$,
 $\Delta\theta$, ΔV , $\Delta\omega_z$, ... - вихідними величинами. Зв'язок вхідних
величин з вихідними встановлюють за допомогою так званих переда-
ючих функцій.

Передаюча функція - це відношення між операторним зобра-
женням 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 поведінки збуреного руху. Передаючі
функції позначимо літерою W з подвійним підрядковим індек-
сом. Перший індекс - вихідна величина, другий - вхідна. Запишемо
вихідну систему рівнянь для короткоперіодичного етапу збуреного
руху (5.17) в операторній формі при нульових початкових умовах:

$$\begin{cases} (s - a_{22})\alpha - s\psi = 0; \\ -a_{32}\alpha + (s^2 - a_{33}s)\psi = a_{35}\delta, \end{cases}$$

де α , ψ , θ , θ , ω_z , n_{ya} - зображення кінематичних парамет-
рів. Розв'яжемо цю систему рівнянь методом Крамера, врахувавши
при цьому, що $\omega_z = s\psi$, $\psi = \theta + \alpha$, $n_{ya} = n_{ya}^\alpha \Delta\alpha =$

$$= \frac{P \cos \alpha + Y_0^\alpha}{G} \Delta\alpha.$$

Отримаємо:

$$\left\{ \begin{aligned} \alpha &= \frac{\Delta\alpha}{\Delta} = \frac{a_{35}\delta}{P(s)}, \\ \psi &= \frac{\Delta\psi}{\Delta} = \frac{a_{35}(s - a_{22})}{s \cdot P(s)} \delta, \end{aligned} \right. \quad (5.25)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \theta &= \frac{a_{35}}{P(s)} \left(\frac{s - a_{22}}{s} - 1 \right) \delta, \\ \omega_z &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{P(s)} \delta, \\ n_{ya} &= \frac{P \cos \alpha + Y_a^k}{G} \cdot \frac{a_{35}}{P(s)} \delta, \end{aligned} \right.$$

де $P(s) = s^2 + 2\eta_b s + \Omega_0^2$, $\eta_b = -\frac{a_{12} + a_{35}}{2}$, $\Omega_0^2 =$

$$= a_{22}a_{35} - a_{32}^2.$$

Відповідно до прийнятого означення передаточними функціями будуть такі:

$$\left\{ \begin{aligned} W_{\alpha\delta} &= \frac{a_{35}}{P(s)}; \\ W_{\theta\delta} &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{s \cdot P(s)}; \\ W'_{\theta\delta} &= \frac{a_{35}}{P(s)} \left(\frac{s - a_{22}}{s} - 1 \right); \\ W_{\omega_z\delta} &= \frac{a_{35}(s - a_{22})}{P(s)}; \\ W_{n_{y\delta}} &= \frac{P \cos \alpha + Y_a^k}{G} \cdot \frac{a_{35}}{P(s)}. \end{aligned} \right. \quad (5.26)$$

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 нейтральна. У короткоперіодичному русі ЛА нейтральна відносно параметрів $\Delta \dot{\varphi}$ та $\Delta \theta$.

Із рівняння (5.26) одержимо передаточні коефіцієнти:

$$\begin{cases} K_{\alpha\delta} = \frac{a_{35}}{\Omega_0^2}; \\ K_{\omega\delta} = -\frac{a_{35} a_{22}}{\Omega_0^2}; \\ K_{\eta\delta} = \frac{P_{ccs\alpha} + Y_{\alpha}^{\omega}}{G} \cdot \frac{a_{15}}{\Omega_0^2}. \end{cases} \quad (5.23)$$

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_5 , зусилля, до прикладається до штурвала керування P_5 ; відхилення руля висоти δ_5 або СІЕ $\varphi_{ст}$, переміщення центра мас \bar{X}_1 , 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 η_{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 (5.23). 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):

$$\delta_{\delta}^{ny} = \frac{\partial \delta_{\delta}}{\partial n_{ya}} \approx \frac{\Delta \delta_{\delta}}{\Delta n_{ya \text{уст}}} = \frac{1}{K_{ny \delta}} = \frac{\Omega_0^2}{n_{ya}^{\alpha} a_{35}} = \frac{\sigma_n \cdot C_{yag}}{m_z^{\delta}} \quad (5.29)$$

2. Градієнт відхилення руля по куту атаки (витрата руля по куту атаки):

$$\delta_{\delta}^{\alpha} = \frac{1}{K_{\alpha \delta}} = \frac{\Omega_0^2}{a_{35}} = - \frac{Y_0^{\alpha} \sigma_n}{m_z^{\delta} q s} \quad (5.30)$$

3. Витрата руля на одиницю кутової швидкості ω_z :

$$\delta_{\delta}^{\omega_z} = \frac{1}{K_{\omega_z \delta}} = - \frac{\Omega_0^2}{a_{35} a_{22}} = - \frac{\sigma_n m v}{m_z^{\delta} q s} \quad (5.31)$$

4. Витрата переміщення штурвала керування на одиницю перевантаження (градієнт ходу штурвала керування по перевантаженню):

$$X_{\delta}^{ny} = \frac{\delta_{\delta}^{ny}}{K_{\omega}} = \frac{G \sigma_n}{m_z^{\delta} q s K_{\omega}} \quad (5.32)$$

де $K_{\omega} = \frac{\delta^{ny}}{X_{\delta}^{ny}}$ - коефіцієнт передачі зусилля від штурвала управління до руля висоти. Величина X_{δ}^{ny} нормується. Із виразу (5.32) видно, що

$$K_{\omega} = \frac{\delta_{\delta}^{ny}}{X_{\delta}^{ny}} \quad (5.33)$$

що дає можливість визначити вимоги до K_{ω} :

$$K_{\omega \text{min}} = \delta_{\delta}^{ny} (M, \bar{x}_{\text{тпз}}) / X_{\delta}^{ny \text{max}}$$

$$K_{\omega \text{max}} = \delta_{\delta}^{ny} (M, \bar{x}_{\text{тпн}}) / X_{\delta}^{ny \text{min}}$$

Величини $X_{\delta}^{ny \text{max}}$ та $X_{\delta}^{ny \text{min}}$ беруть із норм льотної придатності.

5. Коефіцієнт витрати зусиль на переміщення штурвала керування (градієнт зусиль по переміщенню штурвала):

$$\rho_{\delta}^x = K_{\omega} \frac{m_{\omega}^{\delta}}{m_z^{\delta}} s_b b_{\delta} \frac{G}{s} \quad (5.34)$$

Користуючись залежністю (5.34), вважаємо, що гідропідсилювача в системі керування ДА немає.

6. Градієнт зусиль на одиницю перевантаження:

$$\rho_{\delta}^{ny} = \frac{\rho_{\delta}^x \cdot \Omega_{\alpha}^2}{K_{\omega} n_{ya} \frac{M_{\alpha}}{I_{\alpha}}} \quad (5.35)$$

Цей показник теж нормується.

7. Витрата зусиль на одиницю M (градієнт зусиль на штурвалі керування по числу M). Якщо використати зв'язок

$\frac{d\rho_{\delta}}{d\delta} = \frac{\rho_{\delta}^x}{K_{\omega}}$, де ρ_{δ}^x - жорсткість пружини завантажувального механізму автомата зусиль штурвала управління (в системі використовується сусер), то

$$\rho_{\delta}^m = \frac{\sigma_v}{m_{\delta}^{\Phi}} \cdot \frac{2c_{yag}}{M} \cdot \frac{\rho_{\delta}^x}{K_{\omega}} \quad (5.36)$$

8. Показник динамічної керованості ЛА по швидкості:

$$\frac{1}{T_n} = -\frac{1}{m} (\rho^v - x_{\alpha}^v) \quad (5.37)$$

9. Найвне перевантаження:

$$n_{yam} = (n_{ya})_0 + K_{ny\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_{max}} \quad (5.38)$$

де $(n_{ya})_0$ - перевантаження у вихідному програмному режимі (для горизонтального прямолінійного усталеного руху $(n_{ya})_0 = 1$); $\Delta\delta_{\delta_{max}}$ - 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_{α} , n_{ya} одержать приріст

$$\begin{cases} \Delta\alpha_{уст} = K_{\alpha\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}, \\ \Delta\omega_{\alphaуст} = K_{\omega_{\alpha}\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}, \\ \Delta n_{yуст} = K_{ny\delta} \cdot \Delta\delta_{\delta_0}. \end{cases} \quad (5.39)$$

5.7. Частотні характеристики ЛА

Динамічні властивості ЛА як об'єкта керування крім перехідних функцій (5.26) можна оцінити за допомогою частотних характеристик. Частотні характеристики дають уявлення про здатність ЛА слідувати за відхиленням органів керування. Вони служать також

вихідним матеріалом для проектування та дослідження систем керування. Фізичне розуміння частотних характеристик таке. Нехай органи керування ЛА відхилються 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 (вхідної 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

$$\begin{cases} \frac{\Delta \delta_{g_a} \cdot N}{\Delta \delta_{g_0}} = N(\omega_g), \\ \varphi = \varphi(\omega_g). \end{cases} \quad (5.41)$$

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

$$W(i\omega_g) = Re(\omega_g) + I_m(\omega_g) \cdot i,$$

$$\begin{cases} N(\omega_0) = |W(i\omega_0)| = \sqrt{R_e^2(\omega_0) + I_m^2(\omega_0)}, \\ \varphi = \arg[W(i\omega_0)] = \operatorname{arctg} \frac{I_m(\omega_0)}{R_e(\omega_0)}. \end{cases} \quad (5.42)$$

У короткоперіодичному збуреному русі передаточні функції параметрів $\Delta\alpha$, $\Delta\omega_z$, $\Delta\eta_{ya}$ являють собою ланку другого порядку, для якої

$$N(\omega_0) = \frac{K}{\sqrt{(1-\varphi^2)^2 + 4\xi^2\varphi^2}}, \quad (5.43)$$

$$\varphi(\omega_0) = -\operatorname{arctg} \frac{2\xi\varphi}{(1-\varphi^2)}, \quad (5.44)$$

де K - відновлювальний передаточний коефіцієнт (для параметра $\Delta\alpha$

$K = K_{\alpha\delta} = \frac{a_{35}}{\Omega_0^2}$; для η_{ya} $K = K_{\eta y\delta} = \frac{P \cos \alpha + Y_n^\alpha}{G} \cdot \frac{a_{35}}{\Omega_0^2}$,
 для ω_z $K = K_{\omega_z\delta} = -a_{35} \cdot a_{22} / \Omega_0^2$); $\varphi = \frac{\omega_z}{\Omega_0}$ - відносна частота; $\xi = \frac{\eta}{\Omega_0}$ - 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 $A = \frac{N(\omega_0)}{K} = \frac{1}{\sqrt{(1-\varphi^2)^2 + 4\xi^2\varphi^2}}$, 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 $I_m[W(i\omega_0)]$. Сдержані 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).

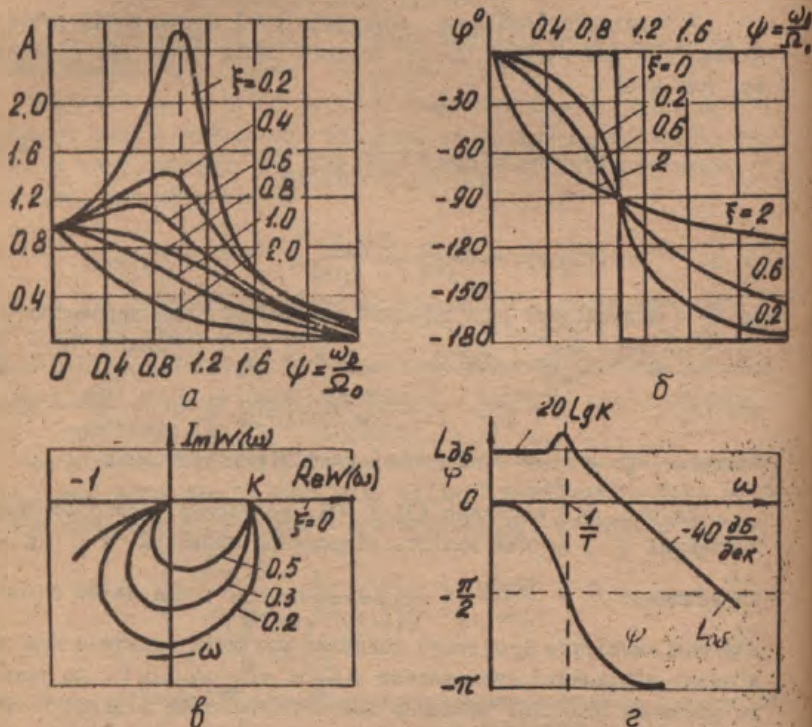


Рис. 5.3. Частотні характеристики ЛА в короткоперіодичному збуреному русі: а - амплітудно-частотні; б - фазочастотні; в - амплітудно-фазочастотні; г - логарифмічні амплітудно- та фазочастотні

При побудові ЛЧХ користуються термінологією, запозиченою з акустики.

Якщо дві частоти відрізняються одна від одної у $10m$ разів, тобто

$$\lg \frac{\omega_2}{\omega_1} = m.$$

то кажуть, що ці частоти відрізняються на n 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 $\lg \omega_b$ називають логарифмічною амплітудно-фазовою характеристикою (ЛАЧХ) або ЛАХ функції $W(i\omega)$, а залежність φ від $\lg \omega_b$ - логарифмічною фазочастотною характеристикою цієї функції (ЛФЧХ) або логарифмічною фазовою характеристикою (ЛФХ).

При побудові залежностей ЛАХ і ЛФХ на осі абсцис відкладають логарифм частоти, але розмічають вісь, як правило, не за $\lg \omega_b$, а за відповідними значеннями самої частоти ω_b . 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 висоти ω_b і амплітуду $\Delta \delta_{b_0}$. Тоді $\varphi = \frac{\omega_b}{\Omega_0}$.

Якщо АЧХ і ФЧХ відомі, за значенням φ знаходимо $A(\varphi)$ і $\varphi(\varphi)$. За відсутності частотних характеристик $A(\varphi)$ і $\varphi(\varphi)$ можна розрахувати із співвідношень (5.34) і (5.44), пам'ятаючи, що при $K = 1$:

$$N(\omega_b) = A(\varphi) = \frac{1}{\sqrt{(1-\varphi^2)^2 + 4\varphi^2\xi^2}}$$

Тоді амплітуда вимушених коливань

$$\Delta \alpha_{\text{вум}} = A(\varphi) \cdot K_{\alpha\delta} \cdot \Delta \delta_{b_0},$$

а зсув фази у градусах - $\varphi = \varphi(\varphi)$ 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) найповніша використання льотних та маневрених можливостей ЛА, які визначаються його тягоспособністю та аеродинаміком;

3) найбільшу простоту пілотування, щоб в усіх експлуатаційних умовах від льотчика не знадобились виняткові злітністі, надзвичайна увага та геліке 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, зводять 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 $R^* = 5...4,5$);

другий - задовільні характеристики, що забезпечують виконання задач польоту з деяким зниженням ефективності та збільшенням навантаження на льотчика ($R^* = 4,5...3$);

третій - 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 реакції 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

1. ЛА повинен бути стійким по перовантаженню ($\sigma_n < 0$) на всіх режимах польоту, а по швидкості ($\sigma_v < 0$) - на основ-

них режимах, не відбувається тривалий 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 $|\sigma_n| > |\sigma_{пзоп}|$, де $|\sigma_{пзоп}|$ 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 СПС) з обов'язковим запасом відхилення руля:

$$\delta_{\delta_{зоп}} = 0,1...0,15 \text{ рад.}$$

а на режимі посадки $\delta_{\delta_{зоп}} > 0,1 \delta_{\delta_{грдн}}$.

3. Максимально допустимі зусилля на важелях керування (штурвал, педалі):

$$P_{\delta} = 350 \text{ Н (рулем висоти),}$$

$$P_{\epsilon} = 200 \text{ Н (елеронами),}$$

$$P_{\eta} = 700 \text{ (рулем напрямку).}$$

4. Градієнт переміщення (ходу) штурвала керування на олівці по перевантаженню повинен становити:

$$X_{\delta}^{ny} > \begin{cases} 12...15 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для маневрених ЛА,} \\ 20...30 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для неманеврених ЛА,} \\ 50...100 \frac{\text{мм}}{\text{од}} & \text{- для важких ЛА.} \end{cases}$$

5. Допустимі градієнти зусиль на штурвалі керування по перевантаженню потрібно брати згідно з табл. 5.2.

Для маневрених легких ЛА $P_{\delta}^{ny} = 30...50 \frac{\text{Н}}{\text{од}}$. Якщо $n_{ya} < 3$, то $P_{\delta_{max}}^{ny} = 125$ (1-й рівень), $P_{\delta_{max}}^{ny} = 190$ (2-й рівень).

Рівень характеристик ЛА	$P_{\text{max}}^{ny} \cdot \frac{H}{\text{од}}$	$P_{\text{min}}^{ny} \cdot \frac{H}{\text{од}}$
Перший	$\frac{1050}{P_{ya}}$, але $\begin{cases} < 127 \\ > \frac{265}{P_{ya}-1} \end{cases}$	більше 95
Другий	$\frac{1650}{P_{ya}}$, але $\begin{cases} < 190 \\ > \frac{385}{P_{ya}-1} \end{cases}$	більше $\frac{8,2}{P_{ya}-1}$
Третій	250	13

6. Градієнт зусиль на штурвалі керування по числу M :

- $P_g^m < 1000 \frac{H}{\text{од} \cdot M}$ - перший рівень характеристик,
- $P_g^m < 1800 \frac{H}{\text{од} \cdot M}$ - другий рівень характеристик,
- $P_g^m = 2200 \frac{H}{\text{од} \cdot M}$ - третій рівень характеристик.

7. Відстань між гранично-задньою та гранично-передньою центрілками повинна у два-три рази перевищувати заданий діапазон експлуатаційних центрілок ($\bar{x}_{\text{зад}} - \bar{x}_{\text{перед}} > (2 \dots 3) \Delta \bar{x}_T^e$).

8. Градієнт відхилення руля висоти по швидкості

$$\delta_g^v = 0,013 \dots 0,02 \frac{\text{град} \cdot \text{с}}{M}$$

9. Градієнт балансувального відхилення руля по куту атаки згідно з табл. 5.3:

Таблиця 5.3

Величина δ_g^a	Схема ЛА
-1,2	звичайна
1,4	"утка"
-2,5	без Ю
5...6	з поворотом крила

5.8.2. Динамічна стійкість та керованість

1. Відносний динамічний закид (перерегулювання) σ чусить 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 :

$$f \leq \begin{cases} 0,5 \dots 0,6 \text{ Гц} & \text{- для великих ЛА,} \\ 0,8 \dots 0,2 \text{ Гц} & \text{- для маневрених ЛА.} \end{cases}$$

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

$$n_{\text{зат}} < 4.$$

6. Потрібне перевантаження на усіх можливих режимах польоту:

$$n_{\text{ча потр}} = \begin{cases} 2 \dots 2,5 & \text{- для важких ЛА,} \\ 4 \dots 6 & \text{- для маневрених ЛА.} \end{cases}$$

7. Показник динамічної керованості ЛА по швидкості

(табл. 5.4):

$$\frac{1}{T_n} = -\frac{1}{m} (\rho^y - \chi_Q^y).$$

Т а б л и ц я 5.4

$\frac{1}{T_n} \cdot \text{с}$	Рівень характеристик
$> -0,02$	перший
$> -0,05$	другий
$-0,08$	третій

Похідні $p^v = \frac{\partial P_{\text{н}}}{\partial v}$ і $x_a^v = \frac{\partial x_a}{\partial v} = \frac{\partial P_{\text{ог}}}{\partial v}$ знаходять

як тангенси кутів нахилу дотичних до кривих наявних та потрібних тят 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).

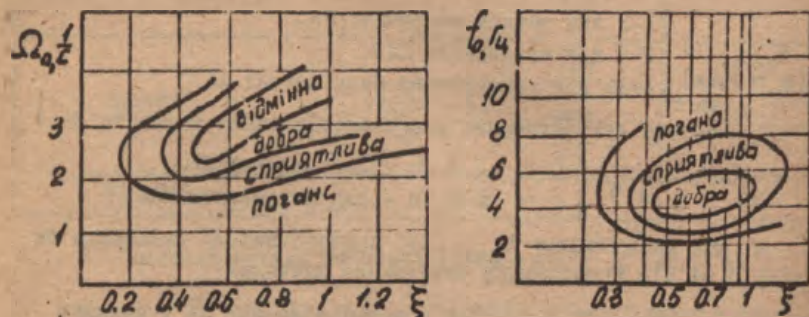


Рис. 5.4. Вимоги до характеристик перехідного процесу (приклад)

Остаточний вибір величин Ω_0, ξ здійснюється в результаті сумісного 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 досвіднякові 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 проекціях на осі траєкторної системи координат у деяких окремих випадках польоту. Швидкість вітру, вплив кривини та обертання Землі враховувати не будемо.

І. Подіт ЛА з креном без ковзання можна описати такою системою рівнянь:

$$1) \quad m \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - G \sin \theta;$$

$$2) \quad mV \frac{d\theta}{dt} = [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \cos \gamma_a - G \cos \theta;$$

$$3) \quad -mV \frac{d\psi}{dt} \cos \theta = [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \sin \gamma_a;$$

$$4) \quad \frac{dH}{dt} = V \sin \theta = \frac{dy_x}{dt};$$

$$5) \quad \frac{dx_x}{dt} = V \cos \theta \cos \psi;$$

$$6) \frac{dz_x}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi; \quad (\text{Д.1})$$

$$7) \frac{d\theta}{dt} = \frac{V}{r_y};$$

$$8) \frac{d\psi}{dt} = -\frac{V \cos \theta}{r_z};$$

$$9) \frac{dm}{dt} = -\frac{P \cdot c_e}{3600};$$

$$10) n_{x_a} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a}{G};$$

$$11) n_{y_a} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a}{G}.$$

2. Подіт ЛА в креню без ковзання (рівняння у перевантаженнях):

$$1) \frac{dV}{dt} = g(n_{x_a} - \sin \theta);$$

$$2) \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} (n_{y_a} \cos \gamma_a - \cos \theta) = \frac{V}{r_y}; \quad (\text{Д.2})$$

$$3) -\frac{d\psi}{dt} = \frac{g}{V \cos \theta} n_{y_a} \sin \gamma_a = \frac{V \cos \theta}{r_z}.$$

Цілі рівняння такі самі, як і рівняння 5 - II в'єстемі (Д.1).

3. Рух ЛА у вертикальній площині без крену та ковзання:

$$1) m \frac{dV}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - G \sin \theta;$$

$$2) mV \frac{d\theta}{dt} = m \frac{V^2}{r_y} = P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - G \cos \theta;$$

$$3) \frac{dH}{dt} = V \sin \theta; \quad (\text{Д.3})$$

$$4) \frac{dL}{dt} = V \cos \theta;$$

$$5) \frac{dm}{dt} = - \frac{P \cdot c_e}{3600}$$

4. Рівняння руху ЛА 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 ЛА у вертикальній площині без крену і ковзання (незалежна змінна - H):

$$1) \frac{dV}{dH} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a - G \sin \theta}{m V \sin \theta};$$

$$2) \frac{d\theta}{dH} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a - G \cos \theta}{mV^2 \sin \theta};$$

$$3) \frac{dt}{dH} = \frac{1}{V \sin \theta}; \quad (Д.5)$$

$$4) \frac{dL}{dt} = \text{ctg } \theta;$$

$$5) \frac{dm}{dt} = - \frac{N_e C_e}{3600 V \sin \theta} = - \frac{P C_e}{3600 V \sin \theta}.$$

6. Енергетична форма рівнянь руху ДА у вертикальній площині без крену та ковзання.

Якщо ввести узагальнений параметр - енергетичну висоту

$H_e = H + \frac{V^2}{2g}$ - та врахувати, що $\frac{dH_e}{dt} = V_y^* = n_{xa} \cdot V$, то рівняння у вертикальній площині матимуть вигляд:

$$1) \frac{dV}{dH_e} = \frac{g(n_{xa} - \sin \theta)}{n_{xa} \cdot V};$$

$$2) \frac{dH}{dH_e} = \frac{\sin \theta}{n_{xa}};$$

$$3) \frac{dL}{dH_e} = \frac{\cos \theta}{n_{xa}}; \quad (Д.6)$$

$$4) \frac{dt}{dH_e} = \frac{1}{n_{xa} V};$$

$$5) \frac{dm}{dH_e} = - \frac{P C_e}{3600 n_{xa} V}.$$

Ці рівняння дуже зручні, якщо дослідника не цікавить форма траєкторії. Тоді рівняння для θ можна не розглядати. Якщо відомий закон $\gamma = f(H)$, то, припустивши, що $\cos \theta \approx 1$, а $\sin \theta = 0$, рівняння (Д.6) в енергетичній формі легко інтегру-

ється, що дає можливість визначити:
масу витраченого на маневр палива

$$m_T = \frac{1}{3600} \int_{He_0}^{He} \frac{\rho \cdot c_e}{n_{xa} V} dHe; \quad (Д.7)$$

час руху

$$t = \int_{He_0}^{He} \frac{dHe}{n_{xa} V}; \quad (Д.8)$$

дальність польоту

$$L = \int_{He_0}^{He} \frac{dHe}{n_{xa}}. \quad (Д.9)$$

7. Рівняння руху ЛА у горизонтальній площині без ковзання:

$$1) m \frac{dv}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) - X_a;$$

$$2) [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \cos \gamma_a = G;$$

$$3) -mV \frac{d\psi}{dt} = m \frac{V^2}{r_z} = [P \sin(\alpha + \varphi_p) + Y_a] \sin \gamma_a; \quad (Д.10)$$

$$4) \frac{dm}{dt} = - \frac{Ne \cdot c_e}{3600} = - \frac{\rho c_e}{3600}.$$

8. Рівняння руху ЛА у горизонтальній площині без ковзання у перевантаженнях:

$$1) \frac{dv}{dt} = g n_{xa};$$

$$2) n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a}; \quad (Д.11)$$

$$3) - \frac{d\psi}{dt} = \frac{V}{r_z} = \frac{g}{V} n_{ya} \sin \gamma_a;$$

$$4) \frac{dm}{dt} = - \frac{\rho c_e}{3600}.$$

Для правильного усталеного віражу $n_{\text{ха}} = 0$.
Радіус віражу

$$r_z = \frac{V^2}{g \sqrt{n_{y0}^2 - 1}} \quad (\text{Д.12})$$

Час виконання віражу

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi r_z}{V} \quad (\text{Д.13})$$

Кутова швидкість розвороту

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{V}{r_z} \quad (\text{Д.14})$$

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 H та V у вигляді висотно-швидкісних та дросельних характеристик відомі);

2) однієї нижчеперелічених функцій:

$$\alpha = \alpha(t), \quad \theta = \theta(t), \quad n_{y0} = n_{y0}(t), \quad r_y = r_y(H), \\ V = V(H), \quad H = H(L), \quad \gamma_a = \gamma_a(t), \quad n_{\text{ха}} = n_{\text{ха}}(t), \\ \psi = \psi(t).$$

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 ДА зводять 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 ЕОМ). Приклад складення розрахункової таблиці для програми, заданої у вигляді $P = P(H, M)$, $C_e = C_e(H, M)$, $\alpha = \alpha(t)$, наведено нижче.

Таблиця Д.І

Вид програми	Співвідношення для кута атаки α (або C_{ya})
$\alpha(t)$	$\alpha(t)$ - за програмою
$\psi(t)$	$\alpha = \psi(t) - \theta$
$\theta(t)$	$\alpha = \frac{mv\dot{\theta} + G \cos \theta}{P + C_{ya}^{\infty} q S}$
$n_{ya}(t)$	$\alpha = \frac{n_{ya}(t) \cdot G}{P + C_{ya}^{\infty} q S}$
$r_y = f(H)$	$\alpha = \frac{\frac{mv^2}{r_y} + G \cos \theta}{P + C_{ya}^{\infty} q S}$
$V = V(H)$	$\alpha = C_{ya} / C_{ya}^{\infty}$, де $C_{ya} = \sqrt{(P - G \sin \theta - C_{x_0} q S - mv \sin \theta \frac{dV}{dH}) / A q S}$
$\gamma_a = \gamma(t)$	$\alpha = \frac{G}{\cos \gamma_a (P + C_{ya}^{\infty} q S)}$
$n_{x_0}(t)$	$\alpha = C_{ya} / C_{ya}^{\infty}$, де $C_{ya} = \sqrt{\frac{P - x_0 - n_{x_0} G}{A q S}}$

У цьому прикладі чисельне інтегрування виконувалось простим методом Ейлера.

Розрахункова формула для визначення функцій у кінці кроку інтегрування простим методом Ейлера така:

$$y_{n+1} = y_n + \dot{y}_n h \quad (Д.15)$$

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

$$k_1 = \dot{y}(x_n, y_n) = \dot{y}_n;$$

$$k_2 = \dot{y}\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2}k_1\right);$$

$$k_3 = \dot{y}\left(x_n + \frac{h}{2}, y_n + \frac{h}{2}k_2\right);$$

$$k_4 = \dot{y}(x_n + h, y_n + hk_3).$$

Останній метод точніший з усіх наведених, але громіздкий через те, що для визначення функції y кінці кроку інтегрування потребує чотириразового 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 креску	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_n	a_{n0}	} AC-8I
p_n	p_{n0}			
M	M_0			$M = v/a_n$
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			$q = 0,7 p_n M^2$
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			$\dot{V} = (p - X_a - G \sin \theta) / m$
$\dot{\theta}$	$\dot{\theta}_0$			$\dot{\theta} = (p_\alpha + Y_a - G \cos \theta) / m v$
\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 кафедрами аерогідродинаміки ХАІ і записаними на ЕОМ ERA-3M (аудиторія І27с 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 вкляку та роботи з програмами необхідно:

1. Увімкнути ЕОМ у мережу, для чого на лінійній панелі дисплея перевести тумблер (ВКЛ. - ВЬК) у положення <ВКЛ>. Після нетривалого прогріву на екрані з'являється блемаучий 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 <HEL, IØI,22/IØI22> та ввести її натискном клавіші <CR>.

5. Після появи на дисплеї знака " > " набрати і ввести команду > @ DINØI <CR>.

6. Далі виконувати роботу з ЕОМ у режимі діалогу шляхом введення необхідної інформації на запит ЕОМ. Якщо при наборі цифрової інформації вкралася помилка до введення її у машину командом <CR>, стерти її можна за допомогою команди . Зупиняють переміщення інформації на дисплеї одночасним натискном 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-ВЬК" перевести у положення "ВЬК".

При роботі з ЕОМ у режимі діалогу можливе проведення розра-

хунків за п'ятьма стандартними програмами AIROLARA, AIRROBA, 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 AIROLARA 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 задають $\theta = 0$. Одержана інформація у вигляді таблиці дає змогу побудувати польотні поляри $C_{ya} = f(C_{xa})_{M=const}$. При цьому точкою польотної поляри для фіксованої висоти буде $(C_{yM}, C_{xM})_{M=const}$. Якщо побудувати $C_{ya} = f(M)$ на одній діаграмі з $C_{yamax} = f(M)$ та $C_{yadon} = f(M)$, то у точках їх перетину можна визначити відповідно мінімальне теоретичне значення числа $M - M_{min\text{ теор}}$ і мінімально допустиме $M_{min\text{ доп}}$.

Програма AIRROBA дозволяє підібрати параметри турбореактивного двигуна (статичну тягу $P_0 [P0]$ і коефіцієнт стиску в компресорі $\pi_k [PK]$ для забезпечення заданих $M_{max} [Mmax]$ 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 $[Hk]$, на екран або паперову стрічку виводять у функції числа M значення наявної тяги $[P(KM)]$ та енергетичної скоропідйомності $[V_y^*]$ 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 Жуковського. Виводять таку інформацію:

1. Наявна тяга $[P]$ як функція числа M для фіксованих значень H .
2. Потрібна тяга $[P0]$ у функції M при $H = const$.
3. Значення енергетичної скоропідйомності $[V_y^*]$ $V_y^* = f(M)_{H=const}$;
4. Максимальне значення енергетичної скоропідйомності $V_{ymax}^* [VYM]$ для кожної висоти $[H(KM)]$ 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 $H_E [M]$. За даними таблиці будуть залежності $V_y^* = f(V)_{H_E = \text{const}}$.

6. Інформація стосовно оптимальної програми набору висоти, яка відповідає $V_{y\max}^* |_{H_E = \text{const}}$ та мінімальному часу набору висоти.

Для кожного значення енергетичної висоти $[H_E \text{ KM}]$ з кроком у $0,5 \text{ км}$ 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 $H_E = 500 \text{ м}$;

- наближене максимальне значення енергетичної висоти $[H_E] - H_{E\max}$.

Залежності $H = f(M)$ або $H = f(V)$ відповідають оптимальній програмі набору висоти, а $H = f(t)$ - барограмі набору висоти.

Програма AIRLONGE має 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 $m_{\text{поч}} [MН]$ та кінцевої маси $m_{\text{кін}} [MK]$.

Виводять:

- дальність польоту $L [L \text{ (KM)}]$;

- тривалість польоту $T [T \text{ (SEK)}]$;

- міру дроселювання тяги $\frac{D_{до}}{P_{ном}} [P/P_{ном}]$;

- аеродинамічну якість $\frac{C_{ya}}{C_{xa}} [YA/XA]$.

За програмом AISTART розраховуєть методом чисельного інтегрування характеристики зльоту та посадки ЛА, якщо задано ви-

хідні дані та програму керування. Більш детально дивись працю [16].

Вивочать 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 $\tau [P(KN)]$;
- нормальну реакцію, що діє на шасі $[N(KN)]$;
- тягу прискорювача $[P_2(KN)]$;
- масу ЛА $m [MA(KG)]$;
- число $M [M]$;
- кут атаки $\alpha [ALFA]$;
- коефіцієнт лобового опору $C_{x0} [CXA]$;
- коефіцієнт аеродинамічної підйомної сили $C_{y0} [CYA]$;
- складські переваантаження у проєкціях на швидкісні осі $[N^*4], [NYA]$;
- 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 ЕОМ 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 ЕОМ у режимі діалогу запитує:

1. Масив 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. Масив значень коефіцієнта лобового опору при нульовій

підйомній силі C_{x0} [СХ0] . Вводять послідовно для прийнятих у п. I значень чисел M .

3. Масив значень коефіцієнта відхилення поляри [A] .

4. Маса ЛА m [MA] в кілограмах.

5. Характерну площу S [S] . Вводять площу крила з підвішеною частиною у квадратних метрах.

6. Стартову тягу двигунів P_0 [P0] у кілоньютонках.

7. Коефіцієнт стиску в компресорі π_k [PK] .

8. Кут нахилу траєкторії в градусах θ [TE] .

9. Для програми A1PROBA :

- розрахункову висоту у кілометрах [HR] , на якій ЛА повинен розвивати задану швидкість;

- розрахункове число M [MR];

- чотири значення π_k [PHR] .

10. Для програми A1LONGE :

- 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 A1START :

- коефіцієнти C_{x0} . A . C_{y0}^* для ЛА у польотній конфігурації та малих значеннях чисел M ($M = 0,2 \dots 0,4$); похідку потрібно брати у I/рад;

- нульовий кут атаки у градусах α_0 [A10] ;

- масу ЛА на зльоті та посадці у кілограмах [MA1] , [MA2];

- приріст коефіцієнта максимальної підйомної сили на зльоті ΔC_{y01} [DCY1] та посадці ΔC_{y02} [DCY2] за рахунок механізації (за відсутності даних у першому наближенні можна прийняти $\Delta C_{y01} = 0,3 \dots 0,55$, $\Delta C_{y02} = 0,6 \dots 1,3$);

- 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 $\xi_{вд}$ на різних ета-

тах зльоту та посадки (можна брати на зльоті [RYD1] $\xi_{\text{вдл}} =$
 $= 1...1,4$, на зльоті з одним двигуном, по відказав, $\xi_{\text{вдл}} = 0,69$,
 при заходженні на посадку [RYD2] та пробігу [RYD3] $\xi_{\text{вдл}} =$
 $= 0,89...0,1$, при реверсі [RYDR] $\xi_{\text{вдл}} = -0,055...)$;

- дані прискорювача при зльоті: тяга у кілоньютонах [PS1],
 кут напрямку тяги [F11] у градусах, питома часова витрата пали-
 ва [CES1] у кг/(Н·год);

- дані прискорювача на посадці: тяга у кілоньютонах [PS2],
 кут напрямку тяги в градусах [F12], питома часова витрата па-
 лива у кілограмах на ньютон за годину [CES2] .

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-
 ротькоперіодичного 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 спрещеній 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 $S_{\text{ГО}}$, площа рулів висоти $S_{\text{г}}$,

плече l_{r0} . Щоб їх вибрати, а також знайти границі центрівки ($\bar{x}_{TГП}$, $\bar{x}_{TГЗ}$), будемо вважати, що аеродинамічні характеристики системи без горизонтального оперення БГО відомі, наприклад, в результаті обчислень на ЕОМ за стандартною програмою.

Виявимо зв'язок гранично-задньої та гранично-передньої центрівки з відносним статичним моментом площі ГО:

$$A_{r0} = S_{r0} L_{r0} / (S \cdot b_A).$$

Гранично-задню центрівку ($\bar{x}_{TГЗ}$) визначимо як

$$\bar{x}_{TГЗ} = \bar{x}_{TН} + \sigma_{\text{min}}, \quad (\text{Д.18})$$

де $\bar{x}_{TН}$ - нейтральна центрівка; σ_{min} - заданий мінімальний запас по довжині статичної стійкості по переважанню.

Оскільки

$$\bar{x}_{TН} = \bar{x}_F + \frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}, \quad (\text{Д.19})$$

$$\bar{x}_{FAA} = \bar{x}_{FBGO} + k_{r0} a_{r0} A_{r0} \frac{1}{C_{yAA}^\alpha} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^\alpha),$$

$$C_{yAA}^\alpha = C_{yABGO}^\alpha + k_{r0} a_{r0} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^\alpha) \bar{S}_{r0}.$$

то

$$\bar{x}_{TГЗ} = \sigma_{\text{min}} + \bar{x}_{FBGO} + \frac{k_{r0} \cdot a_{r0} A_{r0} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^\alpha)}{C_{yABGO}^\alpha + k_{r0} a_{r0} (1 - \varepsilon_{\kappa+\Phi}^\alpha) \frac{A_m}{L_{r0}}} - \frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}. \quad (\text{Д.20})$$

Тут \bar{x}_{FBGO} - положення фокуса системи БГО відносно носки САХ у долях САХ, $a_{r0} = \frac{\partial C_{yABGO}}{\partial \alpha_{r0}}$, $m_z \bar{\omega}_z$ - безрозмірна похідна,

$$\mu = 2\pi / (\rho S b_A), \quad A_{r0} = S_{r0} L_{r0} / (S b_A), \quad \bar{S}_{r0} = \frac{S_{r0}}{S} = \\ = \frac{A_{r0}}{L_{r0}}, \quad \bar{L}_{r0} = L_{r0} / b_A, \quad m_z \bar{\omega}_z \approx -(1,15 \dots 1,55) \sqrt{k_{r0} a_{r0} A_{r0} \bar{L}_{r0}}$$

у першому наближенні складовою $\frac{m_z \bar{\omega}_z}{\mu}$ можна знехтувати.

Гранично-передню центрівку $\bar{x}_{TГП}$ визначать за умовою достатності рухів висоти для балансування ДА на одному з гранич-

них режиміг польоту - посадці, польоті на граничних α на великих висотах або польоті на граничних перевантаженнях.

Запишемо умову балансування ЛА на посадці з гранично допустимими значеннями відхилення рулів висоти:

$$m_{zAA} \cdot m_{zBГО} + m_{zГО} = 0,$$

то

$$m_{zBГО} = m_{zOBГО} + (\bar{\chi}_{TГП} - \bar{\chi}_{FBГО}) C_{yаBГО};$$

$$m_{zГО} = -k_{Г0} a_{Г0} A_{Г0} (\alpha + \varphi_{Г0} - \varepsilon_{к+Ф}^{\alpha} \alpha - \varepsilon_0 + n_B [\delta_{BГран}]);$$

$$C_{yаBГО} = C_{yаBГО}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0);$$

$$[\delta_{BГран}] = \delta_{Bкрит} - \delta_{Bзап};$$

$[\delta_{BГран}]$ - гранично допустиме значення відхилення руля висоти;
 $\delta_{Bкрит}$ - кут відхилення руля висоти, що відповідає $C_{yаBГО}^{\alpha}$;
 $\delta_{Bзап}$ - заданий запас відхилення руля висоти; α - кут атаки ЛА.

Тоді

$$\bar{\chi}_{TГП} =$$

$$\frac{\{-m_{zOBГО} + \bar{\chi}_{FBГО} C_{yаBГО}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{OBГО}) + k_{Г0} a_{Г0} A_{Г0} (\alpha + \varphi_{Г0} - \varepsilon_{к+Ф}^{\alpha} \alpha - \varepsilon_0 + n_B [\delta_{BГран}])\}}{C_{yаBГО}^{\alpha} (\alpha - \alpha_{OBГО})} \quad (Д.21)$$

Користуючись одержаними залежностями (Д.20) і (Д.21), розрахунки $\bar{\chi}_{TГЗ} = f(A_{Г0})$, $\bar{\chi}_{TГП} = f(A_{Г0})$ і потрібних параметрів ГО ведуть у такій послідовності:

1. Будуть границю $\bar{\chi}_{TГЗ} = f(A_{Г0})$, вважаючи її наближено лінійною. Для цього за відомими з аеродинамічного розрахунку для режиму, що відповідає $(\bar{\chi}_{FBГО})_{\min}$, величинами $\bar{\chi}_{FBГО}$, $k_{Г0}$, $a_{Г0} = C_{yаBГО}^{\alpha} \cdot \varepsilon_{к+Ф}^{\alpha}$, $C_{yаBГО}^{\alpha}$ за формулою (Д.20) розрахують $\bar{\chi}_{TГЗ}$ для двох значень A , які дорівнюють нулю та одиниці ($\bar{\chi}_{TГЗ1}$, $\bar{\chi}_{TГЗ2}$). З'єднавши прямою ці дві точки на площині ($\bar{\chi}_{TГЗ}$, $A_{Г0}$), одержуть потрібну границю.

2. Будуть границю $\bar{\chi}_{TГП} = f(A_{Г0})$ як обвідну сім'ї прямих $\bar{\chi}_{TГП} = f(A_{Г0}) \alpha = \text{Const}$, які дістають для декількох фіксованих дискретних значень α , що задать у діапазоні

α пос... α слоган за формулов (Д.21).

При фіксованих $\alpha_i = \text{Const}$ визначають для двох значень $A_{го}$, що порівнюють нулю та одиниці, $\bar{X}_{тгп}$. З'єднавши дві точки на площині ($\bar{X}_{тгп}$, $A_{го}$), одержуть пряму, що відповідає прийнятому $\alpha_i = \text{Const}$.

Коли ведуть обчислення за формулов (Д.21), величини $m_{206го}$, $\bar{X}_{ф6го}$, $C_{уавго}$, $\alpha_{обго}$, $k_{го}$, $A_{го} = C_{уавго}$, $\varphi_{го}$ беруть з аеродинамічного розрахунку для режиму посадки.

Коефіцієнт ефективності руля висоти η_g приймаєть рівним

$$\eta_g = (0,6 \dots 0,9) \sqrt{\bar{S}_p}$$

де $\bar{S}_p = \frac{S_p}{S_{го}} = 0,15 \dots 0,35$.

Гранично допустиме значення відхилення руля висоти

$$[\delta_{в\text{гран}}] = \delta_{в\text{крит}} - \delta_{в\text{зал}}, \quad (Д.22)$$

де $\delta_{в\text{крит}} \approx (20^\circ \dots 25^\circ)$, $\delta_{в\text{зал}} \approx 8^\circ \dots 10^\circ$.

Для ДА в СПС $[\delta_{в\text{гран}}] = \varphi_{го\text{гран}} = (12 \dots 14)^\circ$, $\eta_g = 1$.

Увага! При проведенні розрахунків за формулами (Д.21), (Д.22) кути α , $\alpha_{обго}$, $\varphi_{го}$, ε_0 , $[\delta_{в\text{гран}}]$ 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 зведена, приймають за статистиком $\Delta \bar{X}_{те} = 0,1 \dots 0,2$. Задають запас у 10...30% і розмішують відрізок $\Delta \bar{X}_{те\text{розр}} = (1,2 \dots 1,3) \Delta \bar{X}_{те}$ 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

$$A_{го} = S_{го} L_{го} / (\delta_{вА}) = \bar{S}_{го} \bar{L}_{го}$$

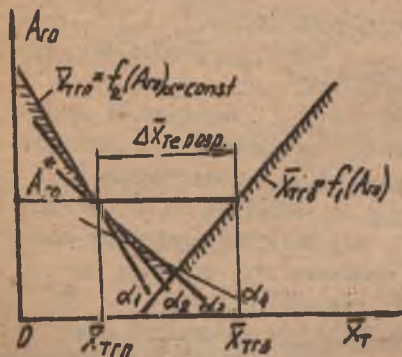


Рис. Д.1. До визначення граничних центрівок та параметрів ГО

то

$$\bar{s}_{r0}^* = \frac{A_{r0}^*}{L_{r0}} = \frac{S_{r0}}{S}, \quad (Д.23)$$

де S - площа крила з підфюзеляжною частиною; $\bar{l}_{r0} = L_{r0} / b_A$.

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 вдається, вважатимемо, 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 зскли перевантаження (менше 10%). Як відомо, цим вимогам відповідає умова

$$0,6 < \xi < 1,$$

де ξ - відносний коефіцієнт демпфірування.

2. Запізнювання реакції ЛА на керувальну дію мають бути у межах 0,2...0,4 с. Якщо запізнювання менше 0,2 с, то реакція ЛА перевищуватиме природну реакцію льотчика, якщо більше 0,4 с - ЛА буде в'ялим.

3. Амплітуда відхилення рудів льотчиком у неусталеному русі не може суттєво відрізнятися від амплітуди в усталеному режимі польоту з таким самим перевантаженням. Величини відносної амплітуди звичайно задають у межах $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,09$, що в діапазоні $0,6 < \xi < 1$ відповідає максимальному закладу $\delta \eta_y \approx 10\%$.

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 демпфування 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 швидкість 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.

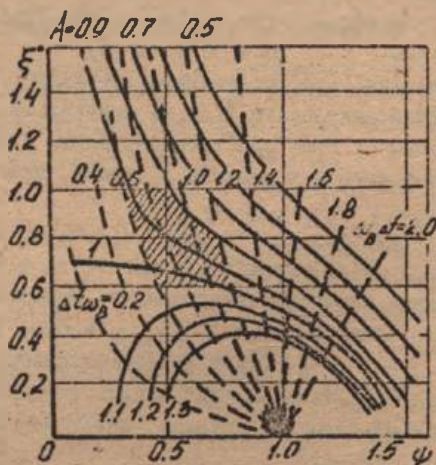


Рис. Д.2. Частотні характеристики коливальної та аперіодичної ланки другого порядку

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.Э.2.2. Побудова області (ξ, ψ), що відповідає заданим вимогам до динамічної стійкості та керуваності ЛА (рис. Д.4):

1. Наносимо граничні лінії ξ_{\min} і ξ_{\max} , що відповідають допустимим закидам перевантаження, наприклад, для $\beta_{\text{п.ч.а}} = 10\%$
 $\xi_{\min} = 0,6$, $\xi_{\max} = 1$ (рис. Д.3).

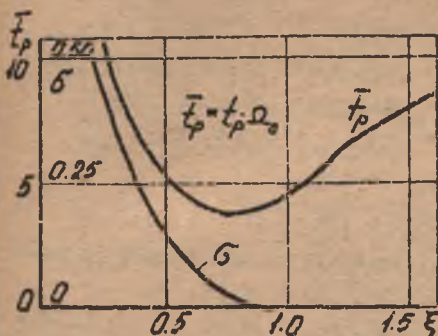


Рис. Д.3. Характеристики перехідного процесу коливальної та апериодичної ланки другого порядку

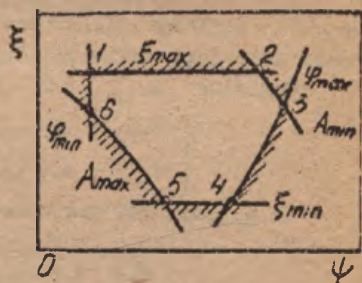


Рис. Д.4. Розрахунковий графік до вибору контура бортової стабілізації ЛА в координатах (ξ, ψ)

2. Наносимо граничні лінії, що відповідають мініимальному та максимальному значенням відносної амплітуди A_{\min} і A_{\max} .

Оскільки для передаточної функції типу (Д.24)

$$A = \frac{N(\omega)}{\Delta\alpha_{\text{уст}}} = \frac{1}{\sqrt{(1-\psi^2)^2 + 4\xi^2\psi^2}}, \quad (\text{Д.25})$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \xi_{\min} = \frac{1}{2\psi} \sqrt{\frac{1}{A_{\min}^2} - (1-\psi^2)^2}, \\ \xi_{\max} = \frac{1}{2\psi} \sqrt{\frac{1}{A_{\max}^2} - (1-\psi^2)^2}, \end{array} \right. \quad (\text{Д.26})$$

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 $0,6 \leq \xi < 1$ для $\delta_{\text{пца}} = 10\%$, $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,09$, для $\delta_{\text{пца}} = 15\%$ у діапазоні $0,5 \leq \xi < 1$ $A_{\min} = 0,8$, $A_{\max} = 1,175$), задані 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 запізнення 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 ξ 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 центріжки 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 і K_2 .

Система рівнянь короткоперіодичного стану збуреного руху ЛА з ідеальним демпфером тангажу (без зепізнання) має вигляд

$$\begin{cases} \Delta \ddot{\alpha} - a_{22} \Delta \dot{\alpha} - \Delta \dot{\psi} = 0; \\ -a_{32} \Delta \dot{\alpha} - a_{33} \Delta \dot{\psi} + \Delta \ddot{\psi} = a_{35} \Delta \delta_B; \\ \Delta \delta_B = K_2 \Delta \dot{\psi}. \end{cases} \quad (Д.29)$$

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)

$$P_a(s) = s^2 + (-a_{35}K_2 - a_{22} - a_{33})s + (a_{22}a_{33} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2).$$

Якщо його подати у вигляді

$$P_a(s) = s^2 + 2n_{\beta a}s + \Omega_{0a}^2.$$

$$\xi_a = \frac{n_{\beta a}}{\Omega_{0a}} = \frac{-a_{35}K_2 - a_{22} - a_{33}}{2\sqrt{a_{22}a_{33} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2}}. \quad (Д.30)$$

$$\psi_a = \frac{\omega_B}{\Omega_{0a}} = \frac{\omega_B}{\sqrt{a_{22}a_{33} - a_{32} + a_{22}a_{35}K_2}}. \quad (Д.31)$$

Індекс "а" в $\xi_a, \Omega_{0a}, n_{\beta a}, P_a$ означає "з урахуванням демпфера".

Оскільки

$$\Omega_{0a}^2 = \Omega_0^2 + a_{22}a_{35}K_2 = -\frac{Y_0^{\alpha} b_z}{I_z} \left(m_z^{\alpha} + \frac{m_z^{\omega_z}}{\mu} \right) + a_{22}a_{35}K_2, \quad (Д.32)$$

$$n_{\beta a} = n_{\beta} - \frac{1}{2} a_{32} K_2, \quad (Д.33)$$

а $m_z^{\alpha} = \bar{X}_T - \bar{X}_{FLA}$, Ω_0 - опорна частота ЛА без демпфера,

$$\xi_a = \frac{-a_{35} K_2^2 - a_{22} - a_{33}}{2\sqrt{a_0 - \frac{Y_0^\alpha B_A}{I_2} \bar{X}_T + a_{22} a_{35} K_2}} \quad (Д.34)$$

$$\psi_a = \frac{\omega_B}{\sqrt{a_0 - \frac{Y_0^\alpha B_A}{I_2} \bar{X}_T + a_{22} a_{35} K_2}} \quad (Д.35)$$

У залежностях (Д.34), (Д.35)

$$a_0 = \frac{Y_0^\alpha B_A}{I_2} \left(\bar{X}_{\text{ФАА}} - \frac{m \bar{\omega}_2}{\mu} \right); \quad Y_0^\alpha \approx C_{ya} q S; \quad \mu = \frac{2m}{\rho^3 B_A}$$

Розв'язавши рівняння (Д.34) і (Д.35) відносно K_2 та \bar{X}_T , одержимо:

$$K_2 = -\frac{1}{a_{35}} \left(\frac{2\omega_B \xi_a}{\psi_a} + a_{22} + a_{33} \right); \quad (Д.36)$$

$$\bar{X}_T = \frac{I_2}{Y_0^\alpha B_A} \left[a_0 - a_{22} \left(\frac{2\omega_B \xi_a}{\psi_a} + a_{22} + a_{33} \right) - \frac{\omega_B}{\psi_a^2} \right] \quad (Д.37)$$

Пересудову області, що відповідає заданим вимогам до динамічної стійкості та керуваності, 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. Будують 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 центрівам, знайденим у відрізд. 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 .

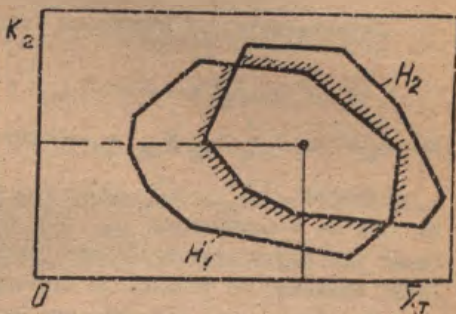
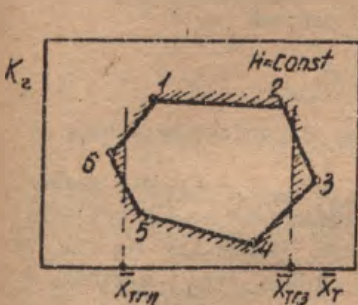


Рис. Д.5. Графік по вибору контура бортової стабілізації ЛА в координатах (K_2, \bar{X}_T)

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 забезпечення 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

$$\Delta\delta_B = K_\omega \cdot \Delta\omega_z + K_\alpha \cdot \Delta\alpha, \quad (Д.38)$$

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 керування збудженого руху ЛА з демпфером, така:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\alpha} - a_{22} \Delta \alpha - \Delta \dot{\nu} = 0; \\ -a_{32} \Delta \alpha + \Delta \ddot{\nu} - a_{33} \Delta \dot{\nu} - a_{35} \Delta \delta_{\beta} = 0; \\ \Delta \delta_{\beta} = k_{\omega} \Delta \dot{\nu} + k_{\alpha} \Delta \alpha. \end{cases} \quad (\text{Д. 39})$$

Характеристичний многочлен такої системи

$$p_{\alpha}(s) = s^2 + 2n_{\beta a} s + \Omega_{0\alpha}^2,$$

де $n_{\beta a} = n_{\beta} - \frac{1}{2} a_{35} k_{\omega}$ - абсолютний коефіцієнт загасання ЛА з демпфером; $\Omega_{0\alpha}^2 = \Omega_0^2 + a_{22} a_{35} k_{\omega} - a_{35} k_{\alpha}$ - квадрат опорної частоти ЛА з демпфером; n_{β} , Ω_0 - абсолютний коефіцієнт загасання та опорна частота ЛА без демфера. 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 $t_{спр} < 1$ с, коефіцієнт використання маневрених можливостей ЛА $k_{\mu} > 0,96$. І малий час загасання, необхідно, щоб відносний коефіцієнт загасання ξ дорівнював 0,75, чому відповідають $n_{\beta a} = 3,78$ і $\Omega_{0\alpha} = 5$.

Тоді передаточні числа демфера

$$\begin{cases} k_{\omega} = \frac{2(n_{\beta} - 3,75)}{a_{35}}, \\ k_{\alpha} = \frac{\Omega_0^2 - 25 + a_{22} a_{35} k_{\omega}}{a_{35}}. \end{cases} \quad (\text{Д. 40})$$

Якщо $\xi = 0,75$, динамічні характеристики ЛА такі: $\beta = 3,31$ I/c, $T_{\beta} = 1,89$ с, $t_{0,5} = 0,196$ с; $t_{заг} = 0,79$ с, $\sigma = 0,046$.

Перехідна функція має вигляд

$$\Delta \alpha(t) = \frac{a_{35} \Delta \delta_{\beta 0}}{25} [1 - 1,512 e^{-3,7 t} \sin(3,31 t + 0,723)]. \quad (\text{Д. 41})$$

Таким чином, за допомогою демпфера тангажу незалежно від власних динамічних характеристик ЛА без демпфера (η_g, Ω_0) можна одержати ЛА із заданими наперед динамічними характеристиками $\eta_{g0}, \Omega_{00}, \xi_a$ у перехідному процесі. Як правило, коефіцієнти k_ω та k_α мають бути в межах $0,1 < \eta_1 < 5$, що визнається 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:

$\bar{X}_{\text{фоГО}} = f(M)$ - положення фокуса системи БГО від початку САХ у частках САХ;

$k_{ГО} = f(M)$ - коефіцієнт гальмування потоку в області ГО;

$a_{ГО} = \frac{\partial C_{\text{маГО}}}{\partial \alpha} = f(M)$ - похідна коефіцієнта (віднесенного до площі ГО) підйомної сили ГО по куту атаки;

$C_{\text{чаБГО}}^\alpha = f(M)$ - похідна коефіцієнта підйомної сили системи БГО по куту атаки;

$\varepsilon_{\text{к+ф}}^\alpha = f(M)$ - похідна кута скосу потоку до куту атаки крила.

Тоді:

1. Похідна коефіцієнта підйомної сили ЛА з новим оперенням по куту атаки крила:

$$C_{\text{чаЛА}}^\alpha = C_{\text{чаБГО}}^\alpha + k_{ГО} a_{ГО} (1 - \varepsilon_{\text{к+ф}}^\alpha) \bar{S}_{ГО}^* \quad (\text{Д.42})$$

2. Зсув фокуса системи БГО оперенням:

$$\Delta \bar{X}_{\text{фоГО}} = k_{ГО} a_{ГО} A_{ГО}^* \frac{1}{C_{\text{чаЛА}}^\alpha} (1 - \varepsilon_{\text{к+ф}}^\alpha) \quad (\text{Д.43})$$

3. Положення фокуса ЛА з новим оперенням відносно носка САХ крила у частках САХ:

$$\bar{X}_{F_{AA}} = \bar{X}_{F_{BG}} + \Delta \bar{X}_{F_{GO}} \quad (\text{Д.44})$$

4. Кут установки стабілізатора $\varphi_{ст}^*$ вибирають за умовою забезпечення на заданому характерному режимі польоту ЛА, нейти-повішому для нього (наприклад, $N_{крс}$, $M_{крс}$), нульового балансувального відхилення руля висоти. Якщо для цього режиму відомі

$$m_z^* = -k_{го} a_{го} A_{го}^*, m_{\lambda_{обго}}, \bar{X}_{F_{AA}}, \bar{X}_{тср} - \text{середні значення центрівки ЛА у діапазоні } \bar{X}_{тгн} \dots \bar{X}_{тгз}, C_{yар} = G/(qS),$$

$$m_{зр} = -C_{\lambda ар} \cdot \psi_p / \beta_a, \alpha_{обго}, \varepsilon_0,$$

то

$$\varphi_{ст}^* = -\frac{1}{m_z^*} \left[m_{\lambda_{обго}} + (\bar{X}_{тср} - \bar{X}_{F_{AA}}) C_{yар} + m_{зр} \right] - \alpha_{обго} + \varepsilon_0 \quad (\text{Д.45})$$

5. Похідні m_z^* та $m_z^{\delta_b}$ розраховують для кількох значень числа M польоту у можливому діапазоні чисел M горизонтального прямолинійного усталеного руху за формулами

$$\begin{cases} m_z^* = -k_{го} a_{го} A_{го}^*, \\ m_z^{\delta_b} = m_z^* \cdot n_b. \end{cases} \quad (\text{Д.46})$$

Коефіцієнт ефективності руля висоти n_b [див. підрозд. 4.2]. Будують залежності $m_z^* = f(M)$, $m_z^{\delta_b} = f(M)$.

6. Коефіцієнт поздовжнього моменту ЛА при нульовій підйомній силі:

$$m_{z_{0ЛА}} = m_{z_{обго}} + m_z^* (\alpha_{обго} - \varepsilon_0 + \varphi_{ст}^*). \quad (\text{Д.47})$$

Розрахунки ведуть для кількох значень числа M і будуть

$$m_{z_{0ЛА}} = f(M).$$

7. Моментні діаграми рівноважних режимів польоту розраховують та будують для трьох значень центрівки $\bar{X}_{т1} = \bar{X}_{тгн} + \bar{X}_{т2} = \bar{X}_{тгз} + \bar{X}_{тз} = \bar{X}_{тср} = \frac{\bar{X}_{тгн} + \bar{X}_{тгз}}{2}$ та постійної висоти польоту,

наприклад $N_{крс}$, користуючись залежністю

$$m_{z_{ЛА}} = m_{z_{0ЛА}} + (\bar{X}_т - \bar{X}_{F_{AA}}) C_{yар} + m_{зр}. \quad (\text{Д.48})$$

Методику розрахунків див. у підрозд. 4.1.1.

8. Балансувальні діаграми відхилення руля висоти або стабілізатора $\delta_{б_{БАЛ}} = f(M)$, $\varphi_{гб_{БАЛ}} = f(M)$ обчислюють та

будуть також для трьох значень центрівки, як і у п. 7, залеючи кілька можливих значень чисел M польоту за виразами (див. підрозд. 4.1.2):

$$\xi_{\text{вбл}} = - \frac{m_{\text{ЗДАА}} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ФАА}}) C_{\text{Уог}} + m_{\text{ЗР}}}{m_{\text{З}}^{\delta \xi}}; \quad (\text{Д.49})$$

$$\varphi_{\text{ГОВАЛ}} = - \frac{m_{\text{ЗДАА}} + (\bar{X}_T - \bar{X}_{\text{ФАА}}) C_{\text{Уог}} + m_{\text{ЗР}}}{m_{\text{З}}^{\varphi}}. \quad (\text{Д.50})$$

Величини $m_{\text{ЗДАА}}$, $\bar{X}_{\text{ФАА}}$, $m_{\text{З}}^{\delta \xi}$, $m_{\text{З}}^{\varphi}$ беруть для нового значення $S_{\text{ГОВ}}$.

Д.4. Загальний випадок поздовжнього збуреного руху ЛА

Д.4.1. Рівняння поздовжнього збуреного руху

Лінійна система рівнянь поздовжнього збуреного руху ЛА у варіаціях в загальному випадку має вигляд:

$$\begin{cases} -\Delta \dot{V} + a_{11} \Delta V + a_{12} \Delta \alpha + a_{13} \Delta \omega_z + a_{14} \Delta \dot{V} + a_{15} \Delta \delta_\xi = f_{151}; \\ -\Delta \dot{\alpha} + a_{21} \Delta V + a_{22} \Delta \alpha + a_{23} \Delta \omega_z + a_{24} \Delta \dot{V} + a_{25} \Delta \delta_\xi = f_{252}; \\ -\Delta \dot{\omega}_z + a_{31} \Delta V + a_{32} \Delta \alpha + a_{33} \Delta \omega_z + a_{34} \Delta \dot{V} + a_{35} \Delta \delta_\xi = f_{353}; \\ -\Delta \dot{V}_z + a_{41} \Delta V + a_{42} \Delta \alpha + a_{43} \Delta \omega_z + a_{44} \Delta \dot{V} + a_{45} \Delta \delta_\xi = f_{354}; \\ -\Delta \dot{\delta}_\xi + a_{51} \Delta V + a_{52} \Delta \alpha + a_{53} \Delta \omega_z + a_{54} \Delta \dot{V} + a_{55} \Delta \delta_\xi = f_{355}. \end{cases} \quad (\text{Д.51})$$

У цій системі: a_{ij} - динамічні коефіцієнти, що визначаються параметрами опорного (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 - $\Delta \delta_\xi$); f_{35i} - збурююча функція (довільна, задана), п'яте рівняння - це рівняння автоматичних пристроїв (автопілота, демпфера тангажу та ін.).

Якщо досліджуються власні динамічні властивості ЛА з фіксованими рулями, що виявляються у вільному збуреному русі, який спричиняється випадковими збуреннями у вигляді $\Delta \alpha_0$, ΔV_0 , $\Delta \omega_{z0}$, $\Delta \dot{V}_0$, то п'яте рівняння та складові рівнянь з $\Delta \delta_\xi$ відкидаються.

Якщо досліджується керований рух ЛА, який спричиняється ступінчастим відхиленням руля висоти (або СПК), то не враховують

п'ятье рівняння та вважають, що $a_{15} = a_{25} = a_{45} = 0$.

У системі (Д.5I) динамічні коефіцієнти визначають так:

$$a_{11} = \frac{1}{m} (P^V \cos \alpha - X_a^V), \text{ I/c};$$

$$a_{12} = \frac{1}{m} (-P \sin \alpha - X_a^{\omega} + G \cos \theta), \text{ м/с};$$

$$a_{13} = 0;$$

$$a_{14} = -g \cos \theta, \text{ м/с}^2;$$

$$a_{15} = 0;$$

$$a_{21} = \frac{1}{mV} \left(m \frac{d\theta}{dt} - P^V \sin \alpha - Y_a^V \right), \text{ I/м};$$

$$a_{22} = \frac{1}{mV} (G \sin \theta - D \cos \alpha - Y_a^{\omega}), \text{ I/c};$$

$$a_{23} = I;$$

$$a_{24} = -\frac{g}{V} \sin \theta, \text{ I/c};$$

$$a_{25} = 0;$$

$$a_{31} = \frac{1}{I_z} \left[M_z^V + M_z^{\omega} \frac{1}{mV} \left(m \frac{d\theta}{dt} - P^V \sin \alpha - Y_a^V \right) \right], \text{ I/м} \cdot \text{с};$$

$$a_{32} = \frac{1}{I_z} \left[M_z^{\omega} + M_z^{\omega} \cdot a_{22} \right], \text{ I/c}^2;$$

$$a_{33} = \frac{1}{I_z} (M_z^{\omega \omega} + M_z^{\omega}), \text{ I/c}^2;$$

$$a_{34} = -\frac{M_z^{\omega}}{V I_z} g \sin \theta, \text{ I/c}^2;$$

$$a_{35} = \frac{1}{I_z} M_z^{\delta \delta}, \text{ I/c}^2;$$

$$a_{41} = a_{42} = a_{44} = a_{45} = 0;$$

$$a_{43} = I.$$

Величини, що входять до цих коефіцієнтів, можна розрахувати аналітично або знайти графічним методом за заданими в аеродинамічному розрахунку залежностями:

$$\rho^V = \frac{\partial \rho}{\partial V} \approx \frac{\Delta \rho}{\Delta V} - \text{за висотно-швидкісною характеристикою}$$

(Н - фіксоване, V - відповідає спорному руху);

$$X_a^v = (C_{xa}^m \cdot M + 2C_{xa}) \frac{\rho V}{2} S, \quad C_{xa}^m - \text{за залежністю}$$

$$C_{xa} = f(M);$$

$X_a^u = C_{xa}^u q S$, $q = 0,7 \rho_n M^2$, ρ_n - атмосферний тиск на опорній висоті;

$$C_{xa}^u = 2A (C_{ya}^u)^2 \alpha;$$

$$Y_a^v = (C_{ya}^m \cdot M + 2C_{ya}) \frac{\rho V}{2} S, \quad C_{ya}^m - \text{за залежністю}$$

$$C_{ya}^u = f(M), \quad C_{ya} = C_{ya}^u \alpha;$$

$$Y_a^u = C_{ya}^u q S;$$

$$M_z^v = (m_z^m \cdot M + 2m_{zAA}) \frac{\rho V}{2} S b_A, \quad m_z^m = m_{z0AA}^m -$$

$$- \bar{X}_{FMA}^m \cdot C_{yag} + i m_z^u \cdot \varphi + (m_z^{\delta b})^m \cdot \delta_{\delta bAA};$$

$$M_z^u = m_z^u q S b_A, \quad m_z^u = m_z^{\delta b} \frac{b_A}{V}, \quad m_z^{\delta b} = m_{z0}^{\delta b} \cdot \varepsilon_{\kappa+\varphi}^u$$

$$m_{z0}^{\delta b} = -\sqrt{k_{r0}} a_{r0} b_{r0};$$

$$a_{r0} = \frac{\partial C_{yag0}}{\partial \alpha}, \quad b_{r0} = s_{r0} L_{r0}^2 / (s b_A^2);$$

$$m_z^{\omega z} = m_z^{\omega z} q S b_A, \quad m_z^{\omega z} = m_z^{\omega z} \cdot \frac{b_A}{V}, \quad m_z^{\omega z} =$$

$$= (I, 2 \dots I, 55) m_{z0}^{\omega z};$$

$$M_z^{\alpha} = m_z^{\alpha} q S b_A, \quad m_z^{\alpha} = m_z^{C_{ya}} \cdot C_{ya}^u, \quad m_z^{C_{ya}} = \bar{X}_T - \bar{X}_{FMA};$$

$$M_z^{\delta b} = m_z^{\delta b} q S b_A, \quad m_z^{\delta b} = -k_{r0} a_{r0} A_{r0} \cdot \rho b, \quad A_{r0} = \frac{L_{r0} S_{r0}}{S b_A}.$$

Д.4.2. Розв'язання системи рівнянь у варіаціях операційним методом

Запишемо систему (Д.5І) в операційній формі, якщо $\Delta V_0 = \Delta \alpha_0 = \Delta u_0 = \Delta \dot{V}_0 = 0$, а $\Delta \delta_b = \Delta \dot{\delta}_b = \text{Const}$, і $\Delta u_z = \frac{\partial \Delta \dot{V}}{\partial t}$:

$$\begin{cases} (a_{11}-s)V + a_{12}\alpha + a_{13}\omega_z + a_{14}\psi = 0; \\ a_{21}V + (a_{22}-s)\alpha + (s+a_{24})\psi = 0; \\ a_{31}V + a_{32}\alpha + (a_{34}-a_{35}s-s^2)\psi = -\frac{a_{35}\Delta\delta_{b0}}{s}. \end{cases} \quad (\text{Д.52})$$

У цій системі V , α , ω_z , ψ - зображення невідомих функцій $\Delta V(t)$, $\Delta\alpha(t)$, $\Delta\omega_z(t)$, $\Delta\psi(t)$. Систему є алгебраїчною відносно зображень, її можна розв'язати методом Крамера:

$$V = \frac{\Delta_V}{\Delta}, \quad \alpha = \frac{\Delta_\alpha}{\Delta}, \quad \psi = \frac{\Delta_\psi}{\Delta}, \quad \omega_z = \frac{s\Delta_\psi}{\Delta},$$

де

$$\Delta = P(s) = \begin{vmatrix} a_{11}-s & a_{12} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22}-s & (a_{24}-s) \\ a_{31} & a_{32} & (a_{34}+a_{35}s-s^2) \end{vmatrix};$$

$P(s) = s^4 + a_1s^3 + a_2s^2 + a_3s + a_4$ - характеристичний многочлен динамічної системи:

$$\begin{aligned} a_1 &= -(a_{11} + a_{22} + a_{33}); \\ a_2 &= -a_{34} + a_{35}(a_{11} + a_{22}) - a_{32} + a_{11}a_{22} - a_{21}a_{12}; \\ a_3 &= -a_{31}(a_{12} + a_{14}) + a_{32}(a_{11} - a_{24}) - a_{11}a_{22}a_{35} + \\ &\quad + a_{34}(a_{11} + a_{22}) + a_{21}a_{12}a_{35}; \\ a_4 &= a_{31}(a_{14}a_{22} - a_{12}a_{24}) + a_{32}(a_{11}a_{24} - a_{14}a_{21}) + \\ &\quad + a_{34}(a_{21}a_{12} - a_{11}a_{22}); \end{aligned} \quad (\text{Д.53})$$

$$\Delta_V = \frac{B_1(s)}{s}; \quad \Delta_\alpha = \frac{B_2(s)}{s}; \quad \Delta_\psi = \frac{B_3(s)}{s}; \quad \Delta_{\omega_z} = B_3(s);$$

$$B_1(s) = [s(a_{12} + a_{14}) + (a_{12}a_{24} - a_{14}a_{22})]a_{35}\Delta\delta_{b0};$$

$$B_2(s) = [s^2 - s(a_{11} - a_{24}) - (a_{11}a_{24} - a_{14}a_{21})]a_{35}\Delta\delta_{b0};$$

$$B_3(s) = [s^2 - s(a_{11} + a_{22}) + (a_{11}a_{22} - a_{21}a_{12})]a_{35}\Delta\delta_{b0}.$$

Розв'язок у зображеннях:

$$V = \frac{B_1(s)}{sP(s)}; \quad \alpha = \frac{B_2(s)}{sP(s)}; \quad \psi = \frac{B_3(s)}{sP(s)}; \quad \omega_z = \frac{B_3(s)}{P(s)}. \quad (\text{Д.54})$$

Якщо виконати обернене перетворення Лапласа, матимемо:

$$\begin{aligned}\Delta V(t) &= \frac{B_1(s=0)}{P(s=0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_1(s=s_i)}{s_i \cdot P'(s=s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \alpha(t) &= \frac{B_2(0)}{P(0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_2(s_i)}{s_i \cdot P'(s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \theta(t) &= \frac{B_3(0)}{P(0)} + \sum_{i=1}^4 \frac{B_3(s_i)}{s_i \cdot P'(s_i)} e^{s_i t}; \\ \Delta \omega_z(t) &= \sum_{i=1}^4 \frac{B_3(s_i)}{P'(s_i)} e^{s_i t},\end{aligned}\tag{Д.55}$$

де s_i - корені характеристичного рівняння. Як можна одержати, якщо прирівняти 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 пари 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

$$\Delta V(t) = \frac{B_1(0)}{P(0)} + N_1 e^{\alpha_1 t} \cos(\beta_1 t + \varphi_1) + N_2 e^{\alpha_2 t} \cos(\beta_2 t + \varphi_2),\tag{Д.57}$$

$$\begin{aligned}\text{де } N_1 &= 2\sqrt{a_1^2 + \beta_1^2}; \quad \alpha_1 + \beta_1 i = \frac{B_1(s_1)}{s_1 P'(s_1)}; \quad \varphi_1 = \arctg \frac{\beta_1}{\alpha_1}; \\ N_2 &= 2\sqrt{a_2^2 + \beta_2^2}; \quad \alpha_2 + \beta_2 i = \frac{B_1(s_2)}{s_2 P'(s_2)}; \quad \varphi_2 = \arctg \frac{\beta_2}{\alpha_2}.\end{aligned}$$

а для $\Delta \omega_z(t)$

$$\Delta \omega_z(t) = R_1 e^{\alpha_1 t} \cos(\beta_1 t + \varphi_3) + R_2 e^{\alpha_2 t} \cos(\beta_2 t + \varphi_4),\tag{Д.58}$$

$$\begin{aligned}\text{де } R_1 &= 2\sqrt{n_1^2 + m_1^2}; \quad \frac{B_3(s_1)}{P'(s_1)} = n_1 + m_1 i; \quad \varphi_3 = \arctg \frac{m_1}{n_1}; \\ R_2 &= 2\sqrt{n_2^2 + m_2^2}; \quad \frac{B_3(s_2)}{P'(s_2)} = n_2 + m_2 i; \quad \varphi_4 = \arctg \frac{m_2}{n_2}; \\ P'(s) &= \frac{\partial P(s)}{\partial s} = 4s^3 + 3a_1 s^2 + 2a_2 s + a_3; \\ P'(s_i) &= 4s_i^3 + 3a_1 s_i^2 + 2a_2 s_i + a_3.\end{aligned}$$

Розв'язок для $\Delta\alpha(t)$ і $\Delta\psi(t)$ одержується 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 дістають дві пари коренів, які суттєво відрізняються за модулем. Більшим коренням відповідає короткоперіодична складова збуреного руху, малим коренням - 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 позовскний 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:

$$\begin{cases} (a_{11}-s)V + a_{12}\alpha + a_{14}\psi = 0; \\ a_{21}V + (a_{22}-s)\alpha + (s + a_{24})\psi = 0; \\ a_{31}V + a_{32}\alpha = a_{35}\delta_g. \end{cases} \quad (\text{Д.59})$$

Характеристичне рівняння цієї системи

$$s^2 + 2n_{\text{бд}}s + \Omega_{\text{об}}^2 = 0,$$

$$\text{де } n_{\text{бд}} = \frac{-a_{11} + a_{24} + \frac{a_{31}}{a_{32}} a_{12}}{2}; \quad (\text{Д.60})$$

$$\Omega_{\text{об}}^2 = a_{14} \left(a_{21} - a_{22} \frac{a_{31}}{a_{32}} \right) - a_{24} \left(a_{11} - a_{12} \frac{a_{31}}{a_{32}} \right) \quad (\text{Д.61})$$

Якщо вихідний рух - горизонтальний усталений прямолінійний політ, то формули (Д.60), (Д.61) спростяться і матимуть вигляд

$$n_{\text{бд}} = \frac{-a_{11} + \frac{a_{31}}{a_{32}} a'_{12}}{2}, \quad (\text{Д.62})$$

$$\Omega_{02}^2 = a_{14} \left(a_{21} - a_{22} \frac{a_{31}}{a_{32}} \right). \quad (\text{Д. 63})$$

Динамічні коефіцієнти, що входять до рівнянь (Д. 62) і (Д. 63), можна визначити так:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \frac{1}{m} (\rho^v \cos \alpha - \dot{x}_a^v); & a_{12} &= \frac{1}{m} (-\rho \sin \alpha - \dot{x}_a^\alpha) \approx \frac{x_a}{m}; \\ a_{14} &= -g; & a_{21} &\approx -\frac{Y_a^v}{mV}; & a_{22} &= \frac{-\rho \cos \alpha + Y_a^\alpha}{mV}; & a_{24} &= 0; \\ a_{31} &= \frac{M_z^v}{I_z}; & a_{32} &= \frac{M_z^\alpha}{I_z}; & a_{35} &= \frac{M_z^{\delta_6}}{I_z}. \end{aligned}$$

Вирази для n_{δ_6} і $\Omega_{0\delta}$ записуються інакше:

$$n_{\delta_6} = \frac{x_0^v - x_0^\alpha \frac{M_z^v}{M_z^\alpha}}{2m}; \quad (\text{Д. 64})$$

$$\Omega_{0\delta} = \sqrt{\frac{g}{mV} \left(\bar{y}^v - \bar{y}^\alpha \frac{M_z^v}{M_z^\alpha} \right)} = \sqrt{\frac{g}{mV} \bar{V}^v \frac{dm_z}{dC_{y\alpha}} \cdot \frac{1}{m_z C_{y\delta}}}. \quad (\text{Д. 65})$$

Тут $\bar{V} = Y_0 \cos \theta - X_0 \sin \theta$ - проекція на місцеву вертикаль усіх аеродинамічних сил і тяги двигуна:

$$\bar{V}^v = Y_0^v \cos \theta - X_0^v \sin \theta;$$

$$\bar{V}^\alpha = Y_0^\alpha \cos \theta - X_0^\alpha \sin \theta;$$

$$Y_0^v = Y_a^v + \rho^v \sin(\alpha + \varphi_p), \quad Y_0^\alpha = Y_a^\alpha + \rho^v \cos(\alpha + \varphi_p);$$

$$X_0^v = X_a^v - \rho^v \cos(\alpha + \varphi_p) \approx X_a^v - \rho^v = \rho_n^v - \rho_m^v;$$

$$X_0^\alpha = X_a^\alpha + \rho \sin(\alpha + \varphi_p).$$

Якщо корені характеристичного рівняння системи (Д. 59) комплексні, тобто $s_{1,2} = -n_{\delta_6} \pm \sqrt{\Omega_{0\delta}^2 - n_{\delta_6}^2} \cdot i = \alpha \pm \beta i$, 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 $\beta = \sqrt{\Omega_{\text{вд}}^2 - \eta_{\text{вд}}^2}$, N та φ знаходять за початковими умовами: при $t = 0$ $\Delta V = 0$, $\frac{d(\Delta V)}{dt} = \left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0$, $\left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0 = -\frac{C_{\text{хв}} q S}{m} \Delta \alpha_0$, $\varphi = 0$, $N = \left[\frac{d\Delta V}{dt} \right]_0 \cdot \frac{1}{\beta}$.

Період коливань $T_{\text{вд}} = \frac{2\pi}{\beta}$, час зменшення амплітуди у два рази $t_{0,5} = -0,693/\eta_{\text{вд}}$, час загасання $t_{\text{зог}} = \frac{3}{\eta_{\text{вд}}}$, число коливань до повного загасання $n_{\text{зог}} = 0,478 \beta / \eta_{\text{вд}}$.

Коли початкове збурення - відхилення руля висота на $\Delta \delta_{\text{вд}}$ (або для СПС $\Delta \varphi_0$), то

$$\Delta V = \Delta V_{\text{уст}} + B e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi_1).$$

Якщо $\Delta V = 0$ та $\frac{d\Delta V}{dt} = 0$,

$$\Delta V = \Delta V_{\text{уст}} \left[1 - \frac{\Omega_{\text{вд}}}{\beta} e^{\alpha t} \sin(\beta t + \varphi_1) \right], \quad (\text{Д.66})$$

де

$$\Delta V_{\text{уст}} = \frac{Y_0^{\alpha}}{Y_0^{\nu} \frac{dm_x}{d\gamma_{\text{ва}}}} \cdot \frac{m_x^{\nu}}{C_{\gamma \alpha}^{\alpha}} \Delta \varphi_0 = \frac{a_{11} a_{22} \cdot \frac{a_{35}}{a_{32}}}{\Omega_{\text{вд}}^2} \Delta \varphi_0,$$

$$\Delta \varphi_0 = -(0,05 \dots 0,07) \text{ радіан.}$$

Відхилення руля висоти або стабілізатора змінює кут нахилу траєкторії, який одержує приріст

$$\Delta \theta_{\text{уст}} = -\frac{\Delta V_{\text{уст}}}{mg} \cdot \frac{d\chi_{\text{вд}}}{dV} = -\frac{(a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21})}{\Omega_{\text{вд}}^2} \cdot \frac{a_{35}}{a_{32}} \Delta \varphi_0, \quad (\text{Д.67})$$

$$\text{де } \frac{d\chi_{\text{вд}}}{dV} = \chi_0^{\nu} + \chi_0^{\alpha} \frac{d\alpha}{dV}.$$

Значення похідних можна знайти користуючись кривими потріб-

них та наявних тяг для заданого режиму польоту:

$$X_0^v = X_a^v - p^v; \quad X_0^a = X_a^a; \quad \frac{d\alpha}{dV} = -2\alpha \left(\frac{\rho S C_{x0}^a}{2G} \right)^{\frac{1}{2}}.$$

Більш точний розв'язок $\Delta V(A)$, $\Delta \alpha(t)$, $\Delta \dot{V}(t)$, $\Delta \dot{\alpha}(t)$ можна одержати розв'язавши систему (Д.59) операційним методом, якщо задані початкові збурення (ΔV_0 , $\Delta \alpha_0$, $\Delta \dot{V}_0$) або $\Delta \delta_{b0}$ (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

$$\left[s^2 + (a_1 - \alpha)s + a_2 - \beta \right] \left[s^2 + \alpha s - \frac{a_4}{a_2 - \beta} \right] = 0, \quad (\text{Д.68})$$

$$\text{де } \alpha = \frac{a_3}{a_2 - \beta} - \frac{a_4(a_1 - \alpha)}{(a_2 - \beta)^2}; \quad \beta = \alpha(a_1 - \alpha) + \frac{a_4}{a_2 - \beta}.$$

Як нульове наближення можна прийняти

$$\alpha_0 = \frac{a_3}{a_2} - \frac{a_1 a_4}{a_2^2}; \quad \beta_0 = \alpha_0(a_1 - \alpha_0) + \frac{a_4}{a_2}.$$

Як друге наближення ділимо вищійше рівняння на першу остачу, зменшену у S^2 :

$$\begin{array}{r|l} a_4 + a_3 s + a_2 s^2 + a_1 s^3 + s^4 & b_2 + b_1 s + s^2 \\ \dots & m' + n' s + s^2 \\ \hline & c_2 s^2 + c_1 s^3 + s^4 \end{array}$$

Тут $c_2 s^2 + c_1 s^3 + s^4$ - друга остача.

Можна продовжити ділення й далі, але звичайно цих двох ділень буває 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 ЛА 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

Замінимо 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.

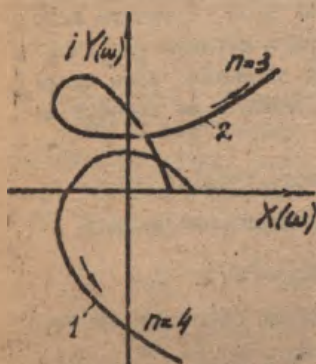


Рис. Д.7. До використання критерію стійкості Михайлова: 1 - стійкий ЛА; 2 - нестійкий ЛА

При зміні ω від 0 до ∞ кінець цього вектора облітає 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 4-го порядку наведено на рис. Д.7.

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 суцільний 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

$$\begin{cases} a_4 = 0 \\ a_1 a_2 a_3 - a_4 a_1^2 - a_3^2 = R = 0. \end{cases} \quad (\text{Д.69})$$

Величину R називають дискримінантом Рауса

Таким чином, межами динамічної стійкості будуть:

1) аперіодичної - $a_4 = 0$;

2) коливаючої - $R = 0$.

Якщо при вивченні поздовжньої стійкості досліджуваними параметрами прийняти $m_{\frac{c}{z}}$ і $m_{\frac{\bar{\omega}}{z}}$ через те, що вони головним чином визначаються конструктором (залежать від плеча горизонтального оперення $L_{г0}$, його площі $S_{г0}$ та положення центру мас.), то за умовами (Д.69) можна одержати дві межі стійкості (рис. Д.8).

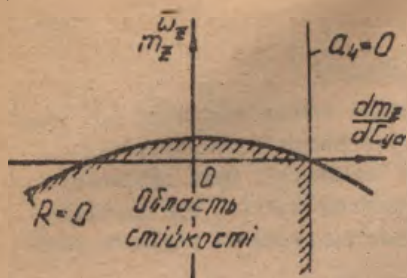


Рис. Д.8. Межі стійкості в площині двох параметрів ЛА

Перша умова дає
 $m_z^{Cya} = \text{Const}$ - межу аперіодичної стійкості,
 друга $R = 0$ відповідає залежності $m_z^{\omega_z} = f(m_z^{Cya})$
 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

$$T \frac{d\delta_b}{dt} + \Delta\delta_b = K_1 \Delta\vartheta + K_2 \frac{d\Delta\vartheta}{dt} - K_1 \Delta\vartheta_{np} \quad (\text{Д.70})$$

де T - стала часу автопілота; K_1, K_2 - досліджувані передавальні числа автопілота; $\Delta\vartheta_{np}$ - програмне відхилення руля висоти.

У цьому випадку до характеристичного рівняння системи ЛА + автопілот $\Delta_0 = 0$ коефіцієнтів K_1, K_2 входять лінійно, а саме рівняння буде таким:

$$K_1 Q(s) + K_2 R(s) + U(s) = C, \quad (\text{Д.71})$$

$$\begin{aligned} \text{де } Q(s) &= a_{35} C(s); \\ R(s) &= a_{35} s \cdot C(s); \\ U(s) &= (Ts + I) \cdot P(s); \\ P(s) &= s^4 + a_1 s^3 + a_2 s^2 + a_3 s + a_4. \end{aligned}$$

Для побудови області стійкості потрібно:

1. У характеристичне рівняння системи ЛА + АП $\Delta_0 = 0$ замість s підставити $s = i\omega$:

$$\begin{aligned} K_1 Q(i\omega) + K_2 R(i\omega) + U(i\omega) &= [K_1 E_1(\omega) + K_2 R_1(\omega) + U_1(\omega)] + \\ &+ [K_1 Q_2(\omega) + K_2 R_2(\omega) + U_2(\omega)] i = 0. \end{aligned}$$

Комплексне число дорівнює нулю, якщо дорівнюють нулю окремо його дійсна та уявна частини. Тому

$$\begin{cases} K_1 Q_1(\omega) + K_2 R_1(\omega) + U_1(\omega) = 0; \\ K_1 Q_2(\omega) + K_2 R_2(\omega) + U_2(\omega) = 0. \end{cases} \quad (\text{Д.72})$$

2. Розв'язати огержану систему (Д.72) відносно K_1 і K_2 методом Крамера:

$$\left\{ \begin{aligned} K_1 = f_1(\omega) &= \frac{\Delta_{K1}}{\Delta_1} = \frac{\begin{vmatrix} -U_1(\omega) & R_1(\omega) \\ -U_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & R_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}; \\ K_2 = f_2(\omega) &= \frac{\Delta_{K2}}{\Delta_1} = \frac{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & -U_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & -U_2(\omega) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} Q_1(\omega) & R_1(\omega) \\ Q_2(\omega) & R_2(\omega) \end{vmatrix}}. \end{aligned} \right. \quad (\text{Д.73})$$

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 області стійкості.

Правило штрихування: якщо при збільшенні $\omega = 0 \dots \infty$ визначник $\Delta_1 > 0$, то область стійкості штрихують 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 особливою прямою. Як видно з рис. Д.9, межу стійкості штрихують двічі: один раз - для додатних значень ω , другий - для від'ємних.

Підмітка. Особливі прямі виникають у тому випадку, коли одночасно за яким-небудь значенням $\omega = \omega_0$ усі визначники Δ_1 , Δ_{K1} , Δ_{K2} стають нулем, Рівняння (Д.72) перестають бути лінійно незалежними. Рівняння особли-

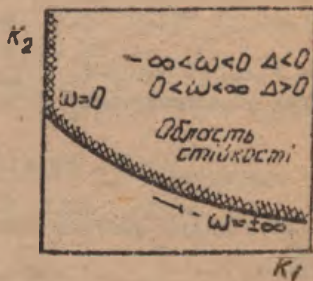


Рис. Д.9. До побудови області стійкості в площині двох параметрів

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 заштриховані 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 $(T_1 \Delta \delta_b + \Delta \delta_b) = K_1 \Delta \alpha + K_2 \Delta \omega$

Розглянемо короткоперіодичний етап збуреного руху. Для спрощення прирівняємо сталу часу T_1 до нуля. Тоді в операторній формі система рівнянь матиме вигляд

$$\begin{cases} (a_{22} - s)\alpha + (a_{24} + s)\beta = 0; \\ a_{32}\alpha + (a_{34} + a_{33}s - s^2)\beta + a_{35}\delta_b = 0; \\ \delta_b = K_1\alpha + K_2s\beta. \end{cases} \quad (\text{Д.75})$$

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 ЛА + автопілот

$$\eta_{\delta_a} = -\frac{a_{22} + a_{33} + a_{35}K_2}{2}, \quad (\text{Д.76})$$

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 терсах

$$f_{\text{на}} = \frac{\Sigma \rho_{\text{на}}}{2\pi}$$

Якщо для оптимального перехідного процесу прийняти $\xi_{\text{а}} = \frac{\pi \rho_{\text{а}}}{\Sigma \rho_{\text{а}}} = 0,75$, а $f_{\text{а}} = 0,8$, то з (Д.76), (Д.77) потрібні величини порадаточних чисел авіоплота визначаються як

$$K_2 = - \frac{2,4\pi + a_{22} + a_{33}}{a_{35}}, \quad (\text{Д.73})$$

$$K_1 = \frac{a_{22} a_{33} + a_{22} a_{35} K_2 - a_{32} - 25,3}{a_{35}}. \quad (\text{Д.79})$$

Знайдені значення K_1 , i K_2 , як правило, лежать у межах 0,1...5.

Д.10. Графічне інтегрування

У курсовому проєкті є багато зачат, 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 табличне в межах $a \dots b$.

Щоб знайти інтеграл, діапазон інтегрування $a \dots b$ поділяють на n ділянок (кроків) довжиною Δx . Якщо початку першого кроку присвоїть номер 0, кінця - 1 і т.д., кінцю 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

$$A = \left\{ \frac{C(x_0) + F(x_n)}{2} + \sum_{i=1}^{n-1} F(x_i) \right\} \Delta x. \quad (\text{Д.83})$$

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 i -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. Величини ΔA_i розраховують за формулою (Д.82).

Д.ІІ. Завдання на курсовий проект
з дисципліни "Динаміка польоту ЛА"

студента групи _____
(прізвище та ініціала 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, користувачись каталогізованими програмами, вплив на ЛТХ ЛА зміни _____ (вказати конкретно, що змінюється, наприклад, маса ЛА, тягоозброєність, тип двигуна, ввіччення 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 нсвим оперенням.

Вихідні дані:

граничне значення швидкісного напору $q_{\text{гран}} = \text{_____ Па}$;

максимальне значення числа M польоту $M_{\text{max}} = \text{_____}$ на

висоті $H = \text{... км}$;

початкова маса ЛА $m_0 = \text{_____ кг}$;

граничне температура $t_{\text{гран}} = \text{_____ } ^\circ\text{C}$;

маса палива $m_f = \text{_____ кг}$;

коефіцієнт стиску повітря на вході у двигун $\pi_k = \dots$;
максимальне значення експлуатаційного перевантаження

$n_{y_{max}}^e = \dots$;

еволютивний швидкісний напір $q_{тв} = \dots$.

Розрахунки виконати для $N = \dots$, \dots , \dots ,
 \dots км і п'яти-шести значень швидкості або числа M .

Дати загальний вигляд ЛА в трьох проєкціях та вказати його основні МТХ.

Примітка. Замість п. 3 завдання за домовленістю з викладачем студент може вибрати питання для проєктування 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 проєкту
з динаміки польоту

на _____ навчальний рік

(можливий варіант)

Номер неді- лі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
1	1	Підготовка та доробка вхідних 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 полярї. Вибір двигуна та обчислення наявних тяг (потужностей). Побудова залежностей $P_H = f(M)_{n=const}$; $P_{пг} = f(M)_{n=const}$	10	15

Номер етапу	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
4	3	Розрахунок характерних швидкостей та експлуатаційних обмежень M_{\max} . $M_{\min \text{ теор}}, M_{\min \text{ зон}}, M_q, M_T, M_{\text{ср}}$ $M_{\text{нв}}, H_{\text{ст. реж}}$ I побудова діаграми $H = f(M)$	5	20
	4	Визначення області динамічного маневрування та динамічних стель		
5-6	5	Розрахунок енергетичної скоролідності: $V_y^* = f(V)_{H=\text{const}}$ ($H = 0,3,6,9$, II км) I $V_y^* = f(V)_{H_c=\text{const}}$ (5-6 значень H_c) Залежність $V_{y\text{max}}^* = f(H)$	10	30
	6	Оптимальна програма набору висоти		
	7	Барограма $H_{\text{opt}} = f(t)$		
	8	Теоретичні та практичні статичні стелі		
7	9	Визначення злітно-посадочних характеристик $V_{\text{зліт}}, V_{\text{п}}, L_{\text{зліт}}, \gamma_{\text{пос}}, V_{\text{з}} - L_{\text{пос}}$	5	35
	10	Розрахунок кілометрової та годинової витрати палива $q_{\text{км}} = f(M), q_{\text{год}} = f(M)$ для $H_{\text{крс}}$		
	11	Дальність та тривалість польоту на $H_{\text{крс}}$		
8	12	Визначення характеристик маневреності у вертикальній площині для $H_{\text{крс}}$: $\eta_{\text{ха}} = f(M)_{\eta_{\text{ya}}=\text{const}}, \frac{d\theta}{dt} = f(M), \gamma_y = f(M)$	5	40
	13	Визначення області можливих віражів, мінімального радіуса віражу та відповідних йому $\eta_{\text{ya}}, \delta_a, t_{\text{зп}}, V_{\text{зп}}$ на $H_{\text{крс}}$		

Продовження

Номер некі- лі.	№ п/п	Зміст етапу	Частина етапу, %	Усього, %
9	I4	Розрахунок на ЕОМ модифікації ЛА. Дослідження впливу на ЛТУ заданого параметра	10	50
10	I5	Підготовка вихідних даних для пере- вірного розрахунку моментних харак- теристик $m_{\text{вРАА}} = f(M)$, $m_2^* =$ $= f(M)$, $m_{\text{вРАА}}^* = f(M)$ Діаграма $m_{\text{вРАА}} = f(C_{ya}, \mu_{ya} = \delta_{\text{вРАА}} = 0)$ Балансувальна діаграма $\delta_{\text{вРАА}} = f(M)$ $I \rho_{\text{в}} = f(M)$. Показник $\rho_{\text{в}}^* = f(M)$ на $\Pi_{\text{крс}}$	10	60
	I6	Статична стійкість по швидкості та перевантаженню $\sigma_n = f(M)$, $\sigma_v = f(M)$		
II	I7	Розрахунок динамічних коефіцієнтів для досліджуваного режиму польоту		
	I8	Власні динамічні характеристики ЛА в короткоперіодичному збуреному русі ($n, \Omega_0, \xi, \beta, T, T_0, f, f_0, n_{\text{зв}}, t_{\text{зв}}, t_{\text{зв}}^*$)	8	68
	I9	Побудова $\Delta\alpha = f(M)$ 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 $K_{\alpha\delta}$, $K_{n\delta}$, σ , $t_{\text{спр}}$, K_M	7	75
I3-I4	21	Вибір параметрів ІО. Визначення гра- ничних центрівок та кута установлен- ня стабілізатора		
	22	Визначення характеристик стійкості та керованості для ЛА з вибором ІО: а) моментні характеристики для трьох значень центрівок $X_{\text{тгп}}$, $X_{\text{тсп}}$, $X_{\text{тгз}}$ б) балансувальні криві для трьох значень центрівок (див. п. "а")	15	90

Номер меді- лі	№ п/п	Зміст етапу	Частка етапу, %	Усього, %
	23	в) власні динамічні характеристики ЛА (див. п. 18) для $X_{TSP} \cdot M_{KPC}$ M_{KPC}		
	24	Передаточні числа демпфера тангажу Розрахунок та побудова $\Delta\alpha = f(t)$ при ступінчастому відхиленні рули висоти ЛА з демпфером		
15	25	Аналіз одержаних результатів Оформлення розрахунково-толкува- 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 руху, формування контура бортової стабілізації ЛА, побудову мех-стійкості і т.п. (постановка задачі, математична модель, програма для ЕОМ, список ідентифікаторів, результати розрахунків у вигляді роздруківок, 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_m , К	Тиск P_m , Па	Густина ρ_m , кг/м ³	Швидкість звуку a_m , м/с	Коефіцієнт кі- нематичної в'язкості ν_m , 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	0,5253	308,1	$2,9044 \cdot 10^{-5}$

Закінчення

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 , с ² /с
9	229,73	30801	0,4671	303,8	$3,1957 \cdot 10^{-5}$
10	223,25	26500	0,4135	299,5	$3,5251 \cdot 10^{-5}$
11	216,77	22700	0,3648	295,2	$3,8988 \cdot 10^{-5}$
12	216,65	19399	0,3119	295,1	$4,5574 \cdot 10^{-5}$
13	216,65	16580	0,2666	295,1	$5,3325 \cdot 10^{-5}$
14	216,65	14170	0,2279	295,1	$6,2391 \cdot 10^{-5}$
15	216,65	12111	0,1948	295,1	$7,2995 \cdot 10^{-5}$
16	216,65	10353	0,1665	295,1	$8,5397 \cdot 10^{-5}$
17	216,65	8850	0,1423	295,1	$9,9902 \cdot 10^{-5}$
18	215,65	7565	0,1216	295,1	$1,1686 \cdot 10^{-4}$
19	216,65	6467	0,1040	295,1	$1,3670 \cdot 10^{-4}$
20	216,65	5529	$0,8891 \cdot 10^{-1}$	295,1	$1,5983 \cdot 10^{-4}$
21	217,58	4729	$0,7571 \cdot 10^{-1}$	295,7	$1,8843 \cdot 10^{-4}$
22	218,57	4047	$0,6451 \cdot 10^{-1}$	296,4	$2,2201 \cdot 10^{-4}$
23	219,57	3467	$0,5501 \cdot 10^{-1}$	297,0	$2,6136 \cdot 10^{-4}$
24	220,56	2972	$0,4694 \cdot 10^{-1}$	297,7	$3,0743 \cdot 10^{-4}$
25	221,55	2549	$0,4008 \cdot 10^{-1}$	298,4	$3,6135 \cdot 10^{-4}$
26	222,54	2198	$0,3426 \cdot 10^{-1}$	299,1	$4,2439 \cdot 10^{-4}$
28	224,53	1616	$0,2508 \cdot 10^{-1}$	300,0	$5,8405 \cdot 10^{-4}$
30	226,51	1197	$0,1841 \cdot 10^{-1}$	301,7	$8,0134 \cdot 10^{-4}$
35	236,51	574,3	$0,8463 \cdot 10^{-2}$	308,3	$1,8063 \cdot 10^{-3}$
40	250,35	287,1	$0,3996 \cdot 10^{-2}$	317,2	$4,0067 \cdot 10^{-3}$
45	264,16	149,1	$0,1966 \cdot 10^{-2}$	325,8	$8,4996 \cdot 10^{-3}$
50	270,65	79,76	$0,1027 \cdot 10^{-2}$	329,8	$1,6591 \cdot 10^{-2}$
55	260,77	42,52	$0,5681 \cdot 10^{-3}$	323,7	$2,9117 \cdot 10^{-2}$
60	247,02	21,96	$0,3097 \cdot 10^{-3}$	315,1	$5,1141 \cdot 10^{-2}$

Д.14. Узагальнені 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	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_H$ $\xi_v = 1 - (0,3 + 0,03 \pi_k) M + (0,65 + 0,03 \pi_k) M^2 - 0,02 \pi_k M^3;$ $\xi_H = \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{\gamma_H} \text{ для } H \leq II \text{ км}; \quad \xi_H = \left(\frac{P_H}{P_0} \right) \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{\gamma_H}_{H > II \text{ км}}$ $\gamma_H = 3,5 + 0,06 \pi_k;$ $C_e = [1,3 - 0,07 \pi_k + 0,002 \pi_k^2] \cdot [1 + (0,27 + 0,0005 \pi_k^2 M^2) \sqrt{M} - 0,02 H] \cdot 10^{-1}$ <p>для $H \leq II$ км;</p> $C_e = [1,3 - 0,07 \pi_k + 0,002 \pi_k^2] [0,78 + (0,27 + 0,0005 \pi_k^2 M^2) \sqrt{M}] \cdot 10^{-1} \text{ для } H > II \text{ км}$
Двоконтурний турбореактивний двигун ТРДД	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_H$ $\xi_v = 1 - (0,45 + 0,24 m) M + (0,9 + 0,19 m) M^2 + (0,1 + 0,16 m) M^3;$ $\xi_H = \frac{P_H}{P_0} \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{\gamma_H} \text{ для } H \leq II \text{ км}; \quad \xi_H = \left(\frac{P_H}{P_0} \right) \left(\frac{T_0}{T_H} \right)^{\gamma_H}_{H > II \text{ км}}$ $\gamma_H = 2 + 0,4 m;$ $C_e = \begin{cases} \frac{0,085}{1 + 0,37 m^{0,75}} [1 + (0,27 + 0,2 m M^2) \sqrt{M} - 0,02 H] & \text{для } H \leq II \text{ км,} \\ \frac{0,085}{1 + 0,37 m^{0,75}} [0,78 + (0,27 + 0,2 m M^2) \sqrt{M}] & \text{для } H > II \text{ км} \end{cases}$

Захінчення

<p>Гурбобен- тиляторний двигун ТВдд M < 1</p>	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_m ;$ $\xi_v = 1 - (0,88 + 0,031 m) M + 0,6 M^2$ <p>Значення коефіцієнтів ξ_m і C_e такі самі, як і для ТРД</p>
<p>Гурбореак- тивний з форсажною камерою ТРДФ</p>	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_m \cdot \xi_o ;$ $\xi_v = 0,85 + 0,15 (T_o^*/400) + 0,118 M + 0,15 M^2 ;$ <p style="text-align: center;">де $T_o^* = 1400 \dots 2200 \text{ K} ;$</p> $C_e = C_{e0} \cdot \pi_k ;$ $C_{e0} = 0,21 - 0,004 \pi_k ;$ $\xi_o = 1 + 0,006 M - 0,17 M + 0,017 M^2$ <p>Значення ξ_v, ξ_m такі самі, як і для ТРД</p>
<p>Двоконтурний гурбореактив- ний двигун з форсажною ка- мерою ТРДФ</p>	$\xi_p = \xi_v \cdot \xi_m \cdot \xi_o ;$ $\xi_v = 0,85 + 0,18 (T_o^*/400) + 0,12 M + 0,16 M^2 ;$ <p style="text-align: center;">$T_o^* = 1400 \dots 2200 \text{ K}$</p> <p>Питома годинна витрата палива визначається за формулами для ТРДФ</p>

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 висота польоту H , ступеня отisku повітря в компресорі π_k , ступеня двоконтурності двигуна m , температура газів у форсажній камері T_o^* . За відсутності даних величин π_k та m можна задати згідно з рис. Д.І0 і Д.ІІ.

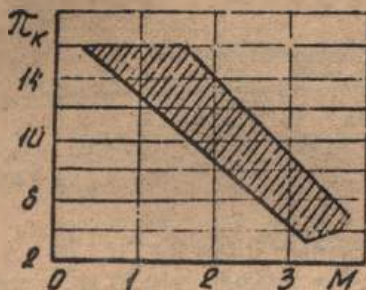


Рис. Д.ІV. Рекомендовані значення коефіцієнта стиску в компресорі (π_k)

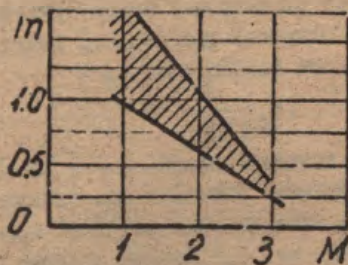


Рис. Д.ІV. Наближені значення коефіцієнта двоконтурності ГРД

Д. 15. Українсько-російський словничок основних термінів
з динаміки польоту

АВТОМАТИЧНЕ РЕГУЛЮВАННЯ	- автоматическое регулирование
БАЛАНСУВАТИ	- балансировать
БАЛАНСУВАННЯ	- балансировка
БЕЗВІДРИВНИЙ	- безотрывный
БЕЗМЕЖНИЙ	- безграничный
БЕЗПЕКА	- безопасность
БІЧНИЙ	- боковой
БОВТАНКА	- болтанка
БУКСИРУВАННЯ	- буксировка
ВАГА	- вес
ВАЖІЛЬ. ПІДБИМА	- рычаг
ВАНТАГОПІДЙОМНІСТЬ	- грузоподъемность
ВЕЛИЧИНА	- величина: в. вихідна - в. яскод- ная; в. зведена - в. приведенная; в. миттєва - в. мгновенная; в. оборнена - в. обратная; в. по- зірна - в. кажущаяся; в. сталз - в. постоянная
ВИДЕРЖУВАННЯ (ВИТРИМУВАННЯ)	- выдерживание
ВИЗНАЧАТИ	- определять
ВИЗНАЧНИК	- определитель
ВИМОГИ	- требования
ВИКОРИСТАННЯ	- использование
ВИМІРНИК	- измеритель
ВИМУШЕНИЙ	- вынужденный
ВИПАДКОВИЙ	- случайный
ВИПЕРЕДЖЕННЯ	- упреждение
ВИПРОБУВАННЯ	- испытание
ВИРІВНЮВАННЯ	- выравнивание
ВИРОБІТОК ДОБОВИЙ	- выработка суточная
ВИСУВНИЙ	- выдвижной
ВИСХІДНИЙ	- восходящий
ВІТРАТА	- расход: з. кілометра - з. кило- метровий; в. годинна - р. часовий; в. п'ятма годинна - р. удельний часовий

ВИХІДНИЙ	- исходный
ВИПІТОВХУВАЛЬНИЙ	- выталкивающий
ВІД'ЄМНИЙ	- отрицательный
ВІДНОСНИЙ	- относительный
ВІДСТАНЬ	- расстояние
ВІДХИЛ., ВІДХИЛЕННЯ ПОЛЯРИ	- отклонение (отвал) полири
ВІДЦЕНТРОВИЙ	- центробежный
ВІДЬНИЙ	- свободный
ВІРОГІДНИЙ	- достоверный
ВІСЬ	- ось
ВЛАСНИЙ (ВЛАСТИВИЙ)	- собственный
ВЛАСТИВІСТЬ	- свойство
БОЛОГІСТЬ	- влажность
ВСМОКТУВАЛЬНИЙ	- всасывающий
ВТРАТА	- потеря
В'ЯЗКІСТЬ	- вязкость
ГАЛУЗЬ	- отрасль
ГАЛЬМО	- тормоз
ГАЛЬМУВАННЯ	- торможение
ГАС ІННЯ	- гашение
ГВИНТ	- винт
ГІРКА	- горка
ГВИНТО-МОТОРНА УСТАНОВКА (ГМУ)	- винто-моторная установка (ВМУ)
ГОДИНА	- час
ГРАНИЦЯ	- граница, предел
ДАЛЬНІСТЬ (ДАЛЕКІСТЬ)	- дальность
ДАНІ	- данные
ДЕМУН	- двигатель
ДСТ УКРАЇНИ	- ДУСТ Украины
ДЖЕРЕЛО	- источник
ДЕМПФІРУВАННЯ	- демпфирование
ДИНАМІЧНИЙ (ШВИДКІСНИЙ) НАПІР	- динамический (скоростной) напор
ДИФЕРЕНЦІЮВАННЯ	- дифференцирование
ДІЙСНИЙ (МАТ.)	- вещественный, действительный
ДІЛЯНКА	- участок
ДІЯ	- воздействие

- ДОБА
- ДОБУТОК
- ДОВІДКОВИЙ
- ДОДАТНИЙ
- ДОЗВОЛЕНИЙ
- ДОСЛІДЖЕННЯ
- ДОТІЧНА
- ДОЦЕНТРОВИЙ
- ДРОСЕЛЮВАННЯ
- ЕОМ
- ЖОРСТКИЙ
- ЗАБІРНИЙ (клапан)
- ЗАВАНТАЖЕННЯ
- ЗАГАЛЬНИЙ
- ЗАГАСАННЯ
- ЗАКИД
- ЗАЛЕЖИТЬ
- ЗАПІЗНЮВАННЯ
- ЗАПОБІЖНИК
- ЗБЕРЕЖЕННЯ
- ЗБІЖИТЬ
- ЗБУДУВАТИ
- ЗБУРЕННЯ
- ЗБУРЕНИЙ
- ЗВАЛОВАННЯ
- ЗВОРОТНИЙ ЗВ'ЯЗОК (ЗЗ)
- ЗІГНІ
- ЗДІЙСНЮВАТИ
- ЗЛІТ
- ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНА СМУГА (ЗПС)
- ЗМІННА
- ЗМІЩЕННЯ
- ЗРІВНОВАЛИТИ
- сутки
- вироблення
- справочний
- позитивний
- розрешений
- дослідження
- касательная
- центростремительный
- дроселирование
- ЭОМ
- жесткий
- забортный (клапан)
- 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
- уравнивание

ЗСУВ

- сдвиг: з. за часом - с. по вре-
мени; з. за фазою - с. по фазе

ЗУПИНКА

- остановка

ЗУСИЛЛЯ

- усилие

ІМОВІРНІСТЬ

- вероятность

ІНТЕГРУВАННЯ

- интегрирование

КАБРИРУВАННЯ

- кабрирование

КЕРОВАНІСТЬ

- управляемость

КЕРУВАННЯ (УПРАВЛІННЯ)

- управление

КЕРУВАЛЬНА ДІЯ

- управляющее воздействие

ККД (коєфіцієнт корисної дії)

- КПД (коэффициент полезного
действия)

КОЇЗАННЯ

- скольжение

КОВЗНИЙ

- скользящий

КОЛИВАННЯ

- колебания: к. вимушені - к. вы-
нужденные; к. вільні - к. сво-
бодные; к. власні - к. собствен-
ные

КОЛОВИЙ

- круговой

КРЕН

- крен

КРЕСЛЕННЯ

- тертёж

КРИВИНА

- кривизна

КРОК

- шаг

КРУТІННЯ

- кручение

КРУТІСТЬ

- крутизна

КУЛЬОВИЙ

- шаровой

КУТ

- угол: к. кабрирування - к. ка-
брирования; к. чахилу траєкторії -
к. угла наклона траектории; к. плані-
рування - к. планирования

ЛАНКА

- звено: л. диференціуюча - з. диф-
ференцирующее; л. коливальна -
з. колебательная; л. інтегруваль-
на - з. интегрирующее; л. підси-
лювальна - з. усилительное; л. ре-
дукційна - з. редукционное

ЛІНІЯ ТЕЧІЇ (газів)

- линия тока (газов)

ЛІТАК

- самолет

ЛІЧІЛЬНИК

- счетчик

ЛОПАТЬ (винта)

- лопасть (винта)

МАНЕВРЕНІСТЬ

- маневренность

МЕЗА	- граница
МЕЗА СТІЙКОСТІ	- граница устійчивости
МЕРЕЗА	- сеть
МИГТЄВИЙ	- мигновений
МІРА СТІСКУ	- степєнь скаття
МІСТКІСТЬ (бака)	- вместімость (бака)
МІЦНІСТЬ	- прочность
МНОЖИНА	- множество
МОЖЛИВІСТЬ	- возможность
МОМЕНТ	- момент: м. згинальний - м. язги- бачий; м. крутільний - м. кру- тільний; м. тангажу - м. тангала
НАБІГАЮЧИЙ	- набегающий
НАБІР ВИСОТИ	- набор высоты
НАБЛИЗЕННЯ (апроксимація)	- приближение (аппроксимация)
НАВАНТАЖЕННЯ КОРИСНЕ	- нагрузки полезная
НАВКОЛИЩНИЙ	- окружающий
НАДЛИШКОВИЙ	- избыточный
НАДЛИШОК	- избыток
НАПІР	- напор
НАПРЯМНА	- направляющая
НАПРҀГА	- напряжение
НАПРҀЖЕНІСТЬ	- напряженность
НАЯВНА ТЯГА (двигуна)	- тяга, которой располагает двига- тель (располагаемая тяга (двигате- ля))
НЕВІЗНАЧЕНІСТЬ	- неопределенность
НЕКЕРОВАНІСТЬ	- неуправляемость
НЕПЕРЕРВНІСТЬ	- непрерывность
НЕУЗГОДЖЕННЯ	- рассогласование
НЕСТІЙКІСТЬ	- неустойчивость
НЕСКІНЧЕННІСТЬ	- бесконечность
НЕХТУВАТИ	- пренебрегать
НОРМА ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ (НЛП)	- норма летной годности (НЛГ)
ОБҀЖАЛЬНА	- огибающая
ОБЕРТИ	- обороты
ОБЕРТАЛЬНИЙ	- вращательный
ОБҀРУНТУВАННЯ	- обоснование

ОБЛАСТЬ НЕСТІЙКОСТІ

ОБМЕЖЕННЯ

ОДИНИЧНИЙ

ОДНОМІРНИЙ

ОКРЕМІЙ

ОЛІВЕЦЬ

ОПЕРЕЖНЯ

ОПІР ЛОБОВИЙ

ОТВІР

ОХОЛОДЖЕННЯ

ПАЛІВО

ПАЛЬНЕ

ПАЛЬНИК

ПАРАШУТУВАННЯ

ПЕРЕГІН

ПЕРЕВАНТАЖЕННЯ

ПЕРЕВІРНИЙ

ПЕРЕРІЗ

ПЕРЕТВОРЕННЯ ЛАПЛАСА

ПЕРЕТВОРЕННЯ

ПЕРЕХІДНИЙ ПРОЦЕС

ПЕРЕШКОДА

ПИТОМА ГОДИННА ВИТРАТА ПАЛІВА

ПИТОМИЙ

ПІДЙОМНА СИЛА

ПІДСМОКТУВАЛЬНИЙ

ПІДСИЛОВАЧ-ПЕРЕТВОРЮВАЧ

ПІСМУВАННЯ

ПІКІРУВАННЯ

ПІЛОТУВАННЯ

ПЛОЩИНА

ПОБУДОВА

ПОВІТРООХОЛОДНИК

ПОВІТРЯ

ПОВОРОТЛИВІСТЬ

- область неустойчивости

- ограничение

- единичный: о. импульс - е. импульс; о. отрывок - е. скачок

- одномерный

- частный

- карандаш

- оперение

- сопротивление лобовое

- отверстие

- охлаждение

- топливо

- горячее

- горелка

- парашютирование

- перегин

- перегрузка

- проверочный

- сечение

- преобразование Лапласа

- преобразование

- переходный процесс

- препятствие

- удельный часовой расход топлива

- удельный

- подъемная сила

- подсасывающий

- усилитель-преобразователь

- суммирование

- пикирование

- пилотирование

- плоскость

- востроение

- воздухоохладитель

- воздух

- поворотливость

ПОДОВЖЕННЯ	- удлиннение
ПОЗДОВЖЕНІЙ	- продольный
ПОЗІРНИЙ	- кажушийся
ПОЗНАЧЕННЯ	- обозначение
ПОКАЗНИК	- показатель
ПОЛІПШЕННЯ	- улучшение
ПОДІЛ	- деление
ПОЛІТ	- полет
ПОПЕРЕДНІЙ	- предварительный
ПОРІГ ВІДЧУТТЯ	- порог чувствительности
ПОСАДКА	- посадка
ПОСТУП (ХОДА)	- поступь
ПОТУЖНІСТЬ	- мощность; п. віддавана - м. отдаваемая; п. корисна - м. полезная; п. споживана - м. потребляемая; п. надлишкова - м. избыточная; п. наявна - м. располагаемая; п. питома - м. удельная; п. розрахункова - м. расчетная
ПОХИБКА	- погрешность
ПОХІДНА	- производная
ПОЧАТКОВІ УМОВИ	- начальные условия
ПРИБИРАННЯ	- уборка
ПРИДАТНІСТЬ	- пригодность
ПРИЙОМИСТІТЬ	- приемистость
ПРИМУСОВИЙ	- принудительный
ПРИГІСТ	- приращение
ПРИПУСТИМИЙ	- допустимый
ПРИСТРІЙ	- приспособление, устройство
ПРИСКОРОВАЧ	- ускоритель
ПОГРАНИЧНИЙ ШАР	- пограничный слой
ПРИТІСКУВАНИЙ	- прижимаемый
ПРОБІГ	- пробег
ПРОЕКТУВАННЯ	- проектирование
ПРОМІЛОК	- промечуток
ПРУЖНИЙ	- упругий
ПРЯМОТОЧНИЙ	- прямоточный
РЕВЕРСУВАННЯ	- реверсирование
РИСКАННЯ	- рисканье

РІВНОВАГА	- равновесие
РІВНОВАЖНИЙ	- равновесный
РІВНЯННЯ	- уравнение
РІДНИНИ	- жидкостный
РОЗВ'ЯЗОК	- решение
РОЗГІН	- разгон
РОЗМАХ	- размах
РОЗНІМНИЙ	- разъемный
РОЗРАХУНОК	- расчет
РОЗСУВНИЙ	- раздвижной
РОЗТАЛУВАННЯ	- расположение
РУЙНУВАННЯ	- разрушение
РУХ	- движение
РУШІ:	- движитель
РУШІЙНА СИЛА	- движущая сила
СИЛА	- сила
СКИДАННЯ	- сбрасывание
СКЛАДОВА	- составляющая
СПАДЧИЙ	- убывающий
СМУТА	- полоса
СПОВІЛНЕННЯ	- замеление
СПОТВОРЕННЯ	- искажение
СТАТИЧНИЙ	- статический
СТЕЛЯ	- потолок
СТИСК	- сжатие
СТІСЛИВІСТЬ	- сжимаемость
СТІЙКІСТЬ	- устойчивость
СТОЯК	- стойка
СТРИВОК	- скачок
СТРУМІНА (СТРУМІНЬ)	- струя
СТРУМІНКА	- струйка
СТУПІНЬ	- степень
СУМІШ	- смесь
СУЦІЛЬНЕ СЕРЕДОВИЩЕ	- сплошная среда
СУЦІЛЬНОПОБОРОТНЕ	- цельноповоротное
ТАРУВАННЯ	- тарировка
ТВІРНІ	- образующая

ТЕОРІЯ ІМОВІРНОСТІ
ТЕПЛОЄМНІСТЬ ПИТОМА
ТЕРТЯ

ТРАЕКТОРІЯ
ТРИВАЛІСТЬ
ТРИВІМІРНИЙ
ТЯГА

ТЯСК НАДЛИЩКОВИЙ
ТЯГОЗБРОЄНІСТЬ
ТЯЖІЛНЯ
УГНУТІСТЬ
УЗАГАЛЬНЕНИЙ
УСТАЛЕНИЙ
УЯВНИЙ
ХВИЛЯ
ХІД
ХОДА, ПОСТУП (ІВНІТА)
ЦЕНТРІВКА

ЧАС

ЧАСТОТА

ШАСІ ЗАБИРАНЕ
ШВИДКІСНИЙ НАПІР
ШВИДКІСТЬ
ШВИДКОДІЮЧИЙ
ШВИДКОПІДНИЙ
ШІСІДЛИВИЙ
ШУМОГЛУШНИК
ШКІСТЬ

- теория вероятности
- теплоемкость удельная
- трение: т. качения - т. качения; т. ковзання - т. скольжения
- траектория
- продолжительность
- трехмерный
- тяга: т. злітна - т. взлетная; т. наявна - т. располагаемая; т. ровна - т. полная; т. потрібна - т. потрібная
- давление избыточное
- тяговооруженность
- тяготенге
- вогнутость
- обобщенный
- установившийся
- мнимый
- волна
- ход
- поступь (винта)
- центровка: ц. задняя - ц. задняя; ц. нейтральная - ц. нейтральная; ц. передняя - ц. передняя
- время: ч. властивий - в. собственное; ч. запізнення - в. запаздывания; ч. спрацювання - в. срабатывания
- частота: ч. властива - ч. собственная; ч. гранична - ч. предельная; ч. колова - ч. круговая; ч. коливань - ч. колебаний; ч. кутова - ч. угловая; ч. обертань - ч. вращения
- шассі убиральне
- скоростной напор
- скорость, быстрота
- быстродействующий
- быстрый
- 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, 1985. - 360 с.
2. Остославский И.В., Страхова И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1969. - 500 с.
3. Остославский И.В., Страхова 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. Калычев Г.С. Показатели маневренности, управляемости и устойчивости самолетов. - М.: ГИОП, 1958. - 132 с.
6. Колосов С.Л., Стромиллов В.М. Основы автоматического пилотирования. - М.: ГИОП, 1959, 232 с.
7. Механика полета: Инженерный справочник / С.А. Горбатенко, Э.М. Макашов, Д.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, Д.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. Юрьев 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 Д.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. Кобзлянский А.А., Гребеников А.Г. Характеристики газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1985. - 82 с.

16. Сахно А.Г. Расчет основных летно-технических характеристик самолета с использованием ЭВМ: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. 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. Горшенко, Э.Б. Миняртумов 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 Д.А., Чернобровкин Д.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учеб. пособие для вузов. - М.: Машиностроение, 1973. - 616 с.

21. Остославский И.В., Калячев Г.С. Продольная устойчивость и управляемость самолета. - М.: ГИОП, 1951. - 368 с.

ПЕРЕДМОВА.....	3
І. ВИХІДНІ ДАНІ ДЛЯ РОЗРАХУНКІВ.....	5
І.1. Геометричні характеристики ЛА.....	5
І.2. Масові характеристики.....	5
І.3. Аеродинамічні характеристики.....	7
І.4. Послуда неближеної злітної та посадочної поляр.....	9
І.5. Польотні поляря.....	12
І.6. Гранично допустиме значення коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили.....	12
І.7. Характеристики силової установки.....	13
І.7.1. Турбореактивний двигун (ТРД).....	13
І.7.2. Гвинто-моторна установка (ГМУ).....	17
І.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 МЄХ.....	22
2.2. Потрібна потужність.....	25
2.3. Найвна тяга для ЛА з ТРД.....	25
2.4. Найвна потужність для ЛА з ГМУ.....	27
2.5. Найвна 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. С обмеження по куту атаки.....	40
2.8.2. Обмеження верхньої границі швидкості через льодкісний напір.....	41

2.8.3.	Обмеження верхньої границі швидкості через кінетичний нагрів обшивки ЛА.....	41
2.8.4.	Обмеження максимальної швидкості через граничне число $M_{\text{гран}}$	42
2.8.5.	Обмеження 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 $n_{\text{хд}} = f(M)_{n_{\text{хд}} = \text{const}}$	51
3.2.	Прямолінійний розгін ЛА у горизонтальній площині. Прийомистість ЛА (ЧПМ).....	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 зниження ЛА.....	73
4.	РОЗРАХУНОК МОМЕНТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК, СТАТИЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА.....	74
4.1.	Вихідні дані для порівняльного 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 перевантаженню та швидкості.....	78
4.5.	Балансувальні зусилля на штурвалі керування рулем висоти ЛА (або стабілізатором).....	80
4.6.	Розрахунок M_{z0LA}	82
5.	ДЕЯКІ ПИТАННЯ ПОЗДОВЖНЬОЇ ДИНАМІЧНОЇ СТІЙКОСТІ ТА КЕРОВАНОСТІ ЛА.....	86
5.1.	Дослідження власних динамічних характеристик ЛА у поздовжньому короткоперіодичному збуренню русі.....	86
5.2.	Наближена побудова функції $\Delta \alpha(t) = N_1 e^{-\lambda t} \cos(\beta t + \varphi_1)$	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 $\Delta \delta_{\alpha} = \Delta \delta_{\alpha 0} = \text{const}$	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 осередних ЛТХ ЛА із застосуванням ЕОМ.....	118
Д.2.1.	Загальні положення.....	118
Д.2.2.	Про введення необхідного для розрахунків на ЕОМ чисельного матеріалу.....	121
Д.3.	Проектувальний розрахунок моментних характеристик, стійкості та керованості.....	123
Д.3.1.	Вибір параметрів горизонтального оперення та розрахунок граничних центрів ваги 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 відно- відає заданим вимогам до динамічної стійкості та керованості ЛА.....	129
Д.3.2.3.	Побудова області допустимих зна- чень λ_1 та K_2	130
Д.3.3.	Наближений вибір передаточних чисел демпфера тангажу.....	133
Д.3.4.	Розрахунок характеристик статичної стій- кості та керованості ЛА з вибраними пара- метрами Ю.....	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.	Доагоперіодичний етап збуреного руху.....	142
Д.6.	Зв'язання коренів характеристичного рівняння чет- вертого 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 автопілота, для якого $(T, \Delta\delta_y + \Delta\delta_z) =$ $= K_1 \Delta\alpha + K_2 \Delta\omega_z$	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 дина- міки польоту.....	155
Д.13.	Характеристики стандартної атмосфери АС-81 згідно з ГХТ 4401-81.....	158
Д.14.	Узагальнені характеристики деяких типів газотур- бінних двигунів.....	160
Д.15.	Українсько-російський словник основних термінів з динаміки польоту.....	163
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ТА РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....		172

Курочка Гаррі Пилипович

ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ,
ПОЗДОБННЯ СТІЙКІСТЬ І КЕРОВАНІСТЬ ЛІТАКА

Редактори: Є.О. Александрова,
Л.О. Кузьменко

Зв. план, 1997

Підписано до друку 23.12.97

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

Умсви.-друк.арк. 10. Облік-вид.арк. II, I2. Т. 250 прим.

Замовлення I20, Ціна вільна

Харківський авіаційний інститут

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17

Ротапринт друкарні ХАІ

310070, Харків-70, вул. Чкалова, 17