

6.2.3. Автоматизація управління на етапі набору висоти

При обчисленні оптимальних траєкторій набору висоти частіше всього враховують характер зміни енергії літака залежно від параметрів польоту та від режиму роботи силової установки. Для чого застосовують поняття *енергетичної висоти* H_e :

$$H_e = \frac{E}{mg},$$

де повна механічна енергія літака

$$E = \frac{mV^2}{2} + mgH.$$

Тут перша складова характеризує кінематичну, а друга – потенціальну енергію літака.

Швидкість зміни енергетичної висоти (енергетична швидкопідйомність V_{ye})

$$V_{ye} = \frac{dH_e}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + \frac{dH}{dt} = \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} + V_y,$$

визначає енергетичні можливості літака.

Із рівняння сил, що описує зміну швидкості польоту:

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - X_a - G \sin \theta,$$

враховуючи $\sin \theta = V_y(V)^{-1}$, $G = mg$ отримаємо:

$$\frac{V}{g} \dot{V} + V_y = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V,$$

тобто

$$V_{ye} = \frac{P \cos \alpha - X_a}{mg} V. \quad (6.11)$$

Оскільки тяга P і сила лобового опору X_a залежать від висоти та швидкості польоту, то й енергетична швидкопідйомність V_{ye} залежить від цих параметрів. Приблизний вигляд залежності енергетична швидкопідйомність V_{ye} від висоти та числа M польоту показаний на рис. 6.8. Для надзвукових літаків величина V_{ye} має два максимуми: у діапазоні дозвукових і надзвукових швидкостей.

Енергетична швидкопідйомність – це диференціальна характеристика можливостей літака, вона характеризує енергетичні можливості літака на кожній висоті. Проте, надто важливе значення мають інтегральні характеристики набору висоти: час набору висоти, час виходу на задану висоту з одночасним набором крейсерської швидкості польоту, відстань, що проходить літак за час набору висоти, витрата палива за час набору та інші. Як правило, при знаходженні програми оптимального набору висоти за критерій оптимальності обирають функціонал у вигляді:

$$J = k\Delta t + (1-k)\overline{\Delta G_{\Pi}}, \quad (6.12)$$

де k – коефіцієнт значності ($0 \leq k \leq 1$); $\overline{\Delta G_{\Pi}}$ – відносна витрата палива.

Задача автоматизації полягає в тому, щоб вибрати таку програму набору висоти $H = f(M)$ або $M = f(H)$, і програму режиму роботи двигуна у вигляді функції $\overline{\Delta G_{\Pi}}$ від одного з параметрів t, L, H, M, H_e , які забезпечують мінімум функціонала (6.12).

При $k = 1$ мінімізується час набору енергетичної висоти. При $k = 0$ оптимізується витрата палива. Для проміжних значень k отримають або мінімальну витрату палива при заданій тривалості набору висоти, або мінімальний час набору висоти при обмеженій витраті палива. У цьому випадку для знаходження необхідного значення k , що забезпечує мінімум функціонала (6.12), використовують взаємозв'язок параметрів $\overline{\Delta G_{\Pi}}$ і Δt .

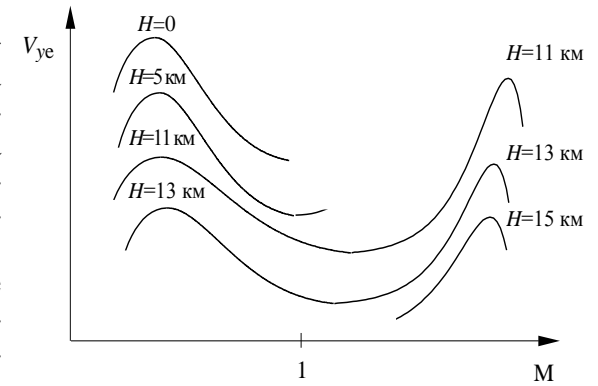


Рис. 6.8

Типовий взаємозв'язок параметрів $\Delta \bar{G}_{\Pi}$ і Δt для надзвучового ЛА показано на рис. 6.9.

Сутність узагальненого критерію (6.12) та коефіцієнта значності k у тому, що в багатьох випадках не вигідно мінімізувати тільки Δt або $\Delta \bar{G}_{\Pi}$ з причини недопущення великого значення іншого параметра. Використовуючи залежності $\Delta \bar{G}_{\Pi}(\Delta t)$ або $\Delta t(\Delta \bar{G}_{\Pi})$, можна отримати мінімальне значення одного з них при наявності обмеження на інший. Але більш зручним є застосування інтегральних показників.

Зокрема задача визначення програми оптимального набору висоти за мінімум часу зводиться до знаходження екстремума функціонала J_t за час набору висоти:

$$J_t = \int_{t_1}^{t_2} [k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}] dt, \quad (6.13)$$

де \bar{G}_{Π} – секундна витрата палива.

Враховуючи співвідношення

$$dt = \frac{dt}{dH_e} dH_e = \frac{dH_e}{V_{ye}},$$

на основі (6.13) отримаємо функціонал J_e , який, як правило, використовують при знаходженні оптимальної програми набору енергії:

$$J_e = \int_{H_{e1}}^{H_{e2}} \frac{k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}}{V_{ye}} dH_e. \quad (6.14)$$

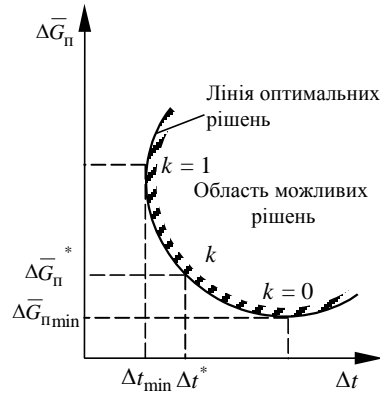


Рис. 6.9

Із (6.14) виходить, що

$$\min \frac{dJ_e}{dH_e} = \max \frac{V_{ye}}{k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}},$$

а, враховуючи (6.11),

$$\max \frac{dH_e}{dJ_e} = \max \frac{(P \cos \alpha - X_a)V}{mg[k + (1-k)\bar{G}_{\Pi}]}. \quad (6.15)$$

Саме вираз (6.15) і використовують в алгоритмах обчислення оптимальних програм набору енергії. Програми оптимального набору енергії розраховуються як залежності істинної швидкості польоту V_{ict} або числа M від висоти H польоту. Приведемо методику знаходження таких програм.

Розглянемо спочатку найбільш простий випадок мінімізації часу набору енергії. При $k=1$ знайдемо програму

$$M = f(H),$$

яка забезпечує в кожній поточній точці (при $\cos \alpha \approx 1$)

$$\max \frac{(P - X_a)V}{mg}.$$

У цьому випадку для заданого режиму роботи силової установки, ваги ЛА і коефіцієнта лобового опору знаходяться залежності:

$$P = f(H, M);$$

$$X_a = f(H, M).$$

Потім в координатах (H, M) будуються сітку кривих

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

На цю сітку в координатах (H, M) наносять графіки залежностей

$$V_{ye} = \frac{P - X_a}{mg} V = \text{const.}$$

Для надзвукового ЛА ці криві мають вигляд, показаний на рис. 6.10.

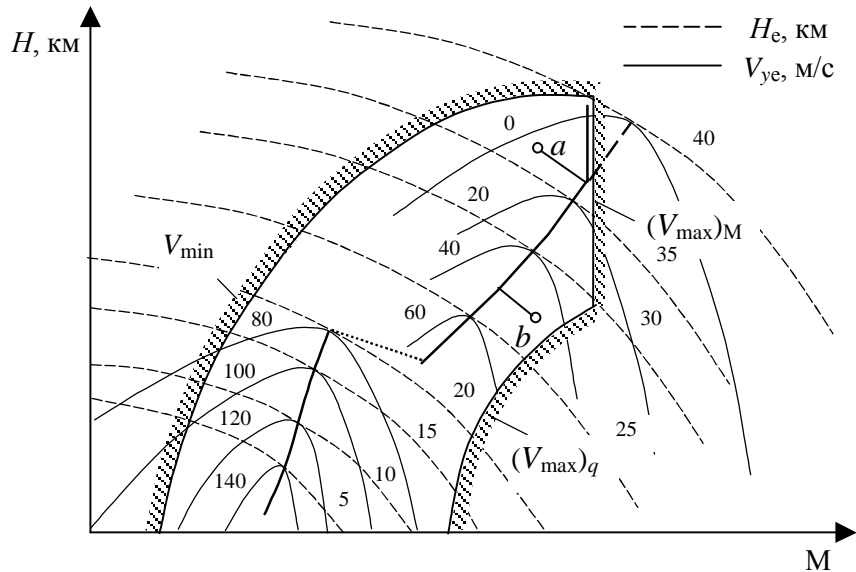


Рис. 6.10

Точки максимальних значень V_{ye} для певних значень H_e (точки дотику графіків V_{ye} до однієї з ліній сітки H_e) сполучають відрізками прямих, отримуючи таким чином графічний аналог оптимальної програми набору енергії. Для більшості практичних випадків ця програма має дві характерних ділянки: дозвукову та надзвукову з розривом між ними. Це пов'язується з характером залежності енергетичної швидкопідйомності V_{ye} від висоти польоту (див. рис. 6.8), яка має додатковий екстремум в області надзвукових швидкостей. Як правило, точки розриву сполучають лінією з постійною енергією, цей етап програми набору енергії називають ланкою розгону.

Діапазон можливих швидкостей набору висоти обмежується (див. рис. 6.10), з одного боку, мінімально допустимою, а з іншого боку, максимально допустимою швидкістю польоту, яка на середніх висотах визначається максимально допустимим швидкісним

напором, а на висоті вище 11 км – максимально допустимим числом M польоту. Якщо окремі ділянки розрахованої траєкторії оптимального набору висоти виходять за ці обмеження, то їх замінюють ланками, які розташовують вздовж границь обмежень (див. останній етап траєкторії набору висоти на рис. 4 10).

Розглянемо тепер випадок для $k < 1$ із знаходженням не тільки програми $M=f(H)$, але і програми роботи силової установки. Тут для кожного значення H_e необхідно знайти параметри $H, M, G_{п}$, при яких забезпечується

$$\max \frac{(P - X_a)V}{mg[k + (1-k)\bar{G}_{п}]}$$

Дана задача як і попередня може бути розв'язана, графічно (рис. 6.11).

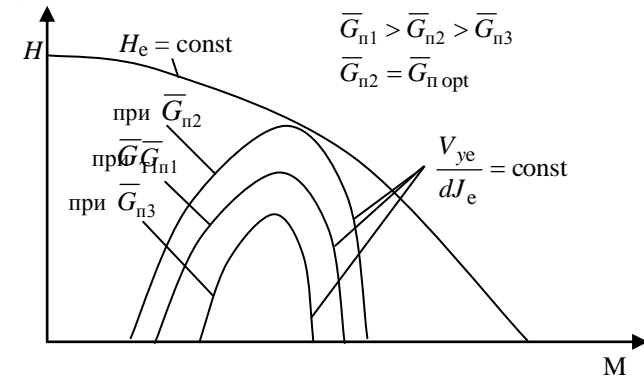


Рис. 6.11

Для цього необхідно побудувати поверхню

$$\frac{dH_e}{dJ_e} = \frac{(P - X_a)V}{mg[k + (1-k)\bar{G}_{п}]} = \text{const}$$

в просторі параметрів $H, M, G_{п}$ і знайти точку її дотику з циліндричною поверхнею $H_e = \text{const}$. Так треба зробити для ряду значень H_e і отримані точки з'єднати лініями, які і утворять оптимальні програми набору висоти

$$M = f(H); \quad G_{п} = f(H).$$

Для розв'язання цієї задачі можуть бути використані різні обчислювальні процедури, наприклад така:

1. Завдання вихідних даних програми: mg , аеродинамічних характеристик літака, коефіцієнта k ;

2. Вибір певного (i -го) значення $H_e = H_{e_i}$;

3. Вибір передбачуваного значення \bar{G}_{Π_0} і визначення для нього заданих вихідних даних – залежностей $P = P(H, M, \bar{G}_{\Pi_0})$ і $X_a = X_a(H, M)$;

4. Шляхом перебору в деякому діапазоні значень H і відповідних їм значень M , які забезпечують $H_{e_i} = \frac{V^2}{2g} + H = \text{const}$, знаходимо максимальне значення $\frac{dH_e}{dJ_e}$ і відповідні йому величини $H_{i_{\text{opt}}}$ і $M_{i_{\text{opt}}}$;

5. Шляхом зміни $\bar{G}_{\Pi} = \bar{G}_{\Pi_0} + \Delta\bar{G}_{\Pi}$ і повторення пунктів 3, 4 для різних $\Delta\bar{G}_{\Pi}$, знаходимо величину $\bar{G}_{\Pi i_{\text{opt}}}$, при якій досягається абсолютний максимум $\frac{dH_e}{dJ_e} = \frac{V_{ye}}{dJ_e}$ при заданому значенні H_{e_i} .

6. Повторення пунктів 3, 4, 5 для інших значень H_e .

Приклад побудованих таким чином програм оптимального набору енергії надзвуковим винищувачем для різних значень коефіцієнта k показаний на рис. 6.12, а на рис. 6.13 приведені типові програми набору висоти й енергії для дозвукового літака цивільної авіації у вигляді функції $V_{\text{іст}} = f(H)$, деякі з котрих побудовані за вище наведеними методиками.

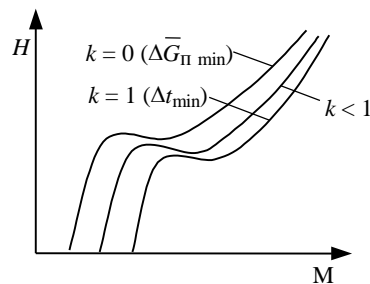


Рис.

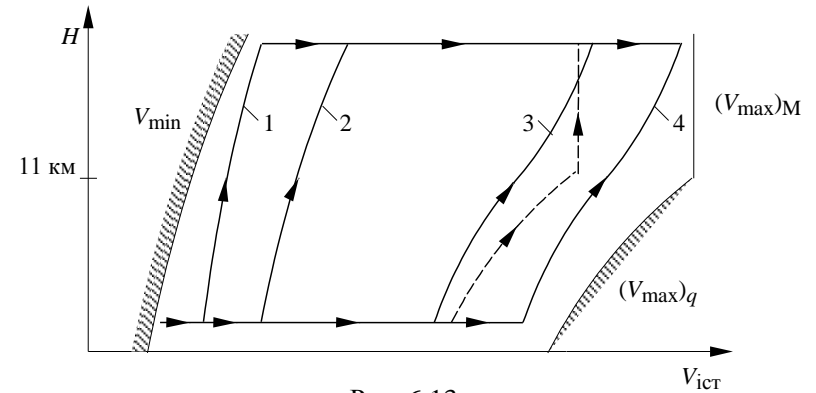


Рис. 6.13

Програма оптимального набору енергії (див. криву 4 на рис. 6.13), яка відповідає мінімуму часу виходу на задану висоту з заданою, наприклад, крейсерською швидкістю, завжди реалізується з більшими швидкостями у порівнянні з програмою (крива 2) набору тільки висоти за мінімум часу, яка, у свою чергу, посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (крива 1) набору висоти мінімальної дальності. Обмеження на витрату палива враховується умовою номінального режиму роботи авіаційних двигунів.

Для оптимальної програми набору висоти з мінімальною витратою палива (крива 3) додатково розраховується програма зміни ступеня дроселювання двигунів залежно від висоти польоту. Економія палива здійснюється головним чином за рахунок зменшення тяги при польоті в густих шарах атмосфери. Оскільки витрата палива зменшується при збільшенні швидкості польоту, то програма (3) посунута в область більших істинних швидкостей у порівнянні з програмами (1) і (2), з іншого боку, витрата палива на крейсерському режимі завжди менше, ніж на етапі набору висоти, ось чому вигідніше, з точки зору витрати палива, раніше вийти на крейсерську висоту і на ній розганятись до крейсерської швидкості. Тому програма (3) посунута в область менших істинних швидкостей у порівнянні з програмою (4). Для транспортного літака програма

набору висоти з мінімальною витратою палива є базовою програмою, інші – це допоміжні програми набору висоти.

Автоматизація програмного набору висоти крейсерського польоту зводиться до реалізації залежності $M_3 = f(H)$ або $V_{ict3} = f(H)$ шляхом чергування режимів стабілізації барометричної висоти та швидкості польоту через канал руля висоти.

Після зльоту та набору висоти круга сектор газу двигунів переводиться на програмний режим, вмикається режим стабілізації висоти польоту і літак починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Для важких транспортних літаків управління, в основному, реалізується через контур тангажа. Наприклад:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_g \left(\frac{T_g p}{T_g p + 1} \vartheta - \vartheta_3 \right) + K_{\omega_z} \omega_z,$$

$$\text{де } \vartheta_3 = -\frac{K_H}{K_g} (H - H_3).$$

При досягненні швидкості польоту, що дорівнює програмній для заданої висоти, канал руля висоти перемикається на режим стабілізації заданої програмної швидкості, як функції $V_{ict3} = f(H)$. При цьому

$$\vartheta_3 = -\frac{K_V}{K_g} (V_{ict3} - V_{ict}),$$

тут враховано, що позитивний приріст кута тангажа викликає зменшення швидкості польоту.

Оскільки тяга двигунів на вихідній висоті більше сили лобового опору, то швидкість польоту продовжує збільшуватись, і САУ, стабілізуючи задану програмну швидкість, відхиляє руль висоти й переводить літак у набір висоти. Складова сили ваги $G \sin \theta$ при цьому на певному куту нахилу траєкторії компенсує надмірну тягу ($P \cos \alpha - X_a$) і швидкість польоту не збільшується. Таким чином надмірна тяга сумісно зі складовою сили ваги $G \sin \theta$ відіграють роль керуючої сили. У подальшому, змінюючи кут нахилу траєкто-

рії, САУ видержує програмну зміну заданої швидкості $V_{ict3} = f(H)$. Одночасно автомат тяги реалізує програму зміни ступеня дроселювання двигунів залежно від висоти польоту $P = f(H)$. Природно, що програми $V_{ict3} = f(H)$ та $P = f(H)$ повинні бути закладені в пам'ять обчислювача траєкторного управління САУ. При виході на задану висоту польоту знову вмикається режим стабілізації барометричної висоти. Саме за таким принципом працюють обчислювальна система управління польотом ВСУП-85 та системи управління тягою ВСУТ-85, які встановлені на літаках ТУ-204 і ІЛ-96.

При відсутності в пам'яті обчислювача САУ програм оптимального набору висоти, набирання висоти реалізується в режимі напівавтоматичного управління шляхом чергування режимів стабілізації барометричної висоти, приладної швидкості та числа M польоту. Зауважимо, що без автоматики реалізація пілотом програм зміни швидкості й особливо тяги двигунів залежно від висоти польоту практично неможлива, тому на практиці набір висоти здійснюють на номінальному режимі роботи двигунів.

У цьому випадку пілот встановлює сектори газу двигунів на номінальний режим роботи й вмикає САУ в режим стабілізації барометричної висоти. Після досягнення літаком істинної швидкості польоту, що дорівнює оптимальній, з точки зору заданого режиму набору висоти (ці швидкості викладені в інструкції пілота), пілот перемикає канал руля висоти з режиму стабілізації барометричної висоти на режим стабілізації приладної швидкості польоту. Приладна швидкість – це міра динамічного тиску, який при постійній істинній швидкості зменшується зі зростанням висоти польоту. Тому стабілізуючи приладну швидкість, САУ видержує зростаючу з висотою істинну швидкість польоту. Після досягнення висоти 11 км пілот перемикає САУ в режим стабілізації числа M польоту. Програма, що реалізується при такому способі управління (див. рис. 6.13, штрихова лінія), приблизно повторює (апроксимує) оптимальну програму набору висоти $V_{ict} = f(H)$, до того ж при цьому попереджується вихід літака на гранично-максимальні швидкості польоту. Програма оптимального набору висоти для надзвукових літаків має певні відміни. Як правило (рис. 6.14 суцільна лінія), вона містить у собі ланку розгону на постійній висоті – висоті розгону та дві ланки набору висоти.

Програма набору енергії, що показана на рис. 6.14, зrealізується таким чином. На першому етапі відбувається розгін ЛА до $M = 0,8$ на постійній висоті $H \approx 1$ км. Потім ЛА переводиться в набір висоти і інтенсивно набирає висоту розгону ($H = 8...10$ км) з невеликим зростанням швидкості або на постійній дозвуковій швидкості. На висоті розгону проводиться набір надзвукової швидкості (до речі (див. рис. 6.10, 6.12) це краще робити з невеликим зниженням). Після набору заданої надзвукової швидкості літак знову переходить у набір висоти, реалізуючи оптимальний набір енергії із зростанням як швидкості, так і висоти за мінімальний час.

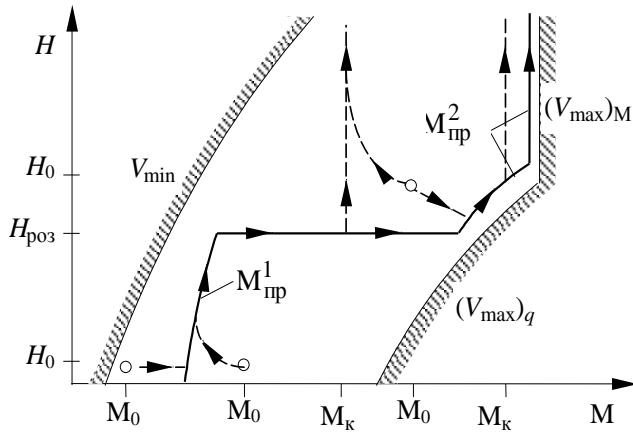


Рис. 6.14

На надзвукових швидкостях більш вигідним стає набір висоти на форсажних режимах роботи авіаційного двигуна через різке збільшення питомої витрати палива $c_{\Pi} = \bar{G}_{\Pi}(P)^{-1}$ безфорсажного режиму (рис. 6.15). Ось чому оптимальна програма набору висоти передбачає разову команду на вмикання форсажу при досягненні певної надзвукової швидкості польоту. Програма набору енергії (висоти та швидкості) за мінімальний час з виходом на максимальну висоту (висоту статичної стелі) є базовою програмою для надзвукових літаків на етапі наведення на повітряну ціль.

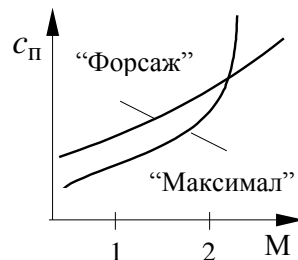


Рис. 6.15

Управління позовжнім рухом маневреного надзвукового літака, як правило, здійснюється через контур нормального перевантаження. Наприклад, за законом управління:

$$\delta_B = K_{n_y} (n_y - n_{y3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Автоматизація виходу на задану програмну траєкторію і реалізація програмного набору висоти зводиться до чергування заданих значень нормального перевантаження n_{y3} для режимів стабілізації барометричної висоти або заданого числа $M = M_3$. Уся програма набору висоти (див рис. 6.14) поділяється на три етапи: етап виходу на висоту розгону за програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^1(H)$; етап розгону зі стабілізацією висоти розгону $H_3 = H_{\text{роз}}$; етап подальшого набору висоти за програмою $M_3 = M_{\text{пр}}^2(H)$. Задані значення нормального перевантаження n_{y3} можуть формуватися у вигляді:

$$n_{y3} = n_{y3}^H = \frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_3)$$

або

$$n_{y3} = n_{y3}^M = \frac{1}{K_{n_y}} (K_M + K_{\dot{M}} p) (M_3 - M).$$

Задані значення H_3 та M_3 на етапі виходу літака на програмну траєкторію залежать від вихідних значень висоти H_0 та числа M_0 польоту, а також від заданого кінцевого числа M_k . Алгоритми перемикання заданого значення нормального перевантаження n_{y3} реалізуються в обчислювачі САУ, де n_{y3} для різних етапів набору висоти порівнюються з поточним значенням заданого перевантаження і обирається таке перевантаження, яке або виводить літак на оптимальну програмну траєкторію, або стабілізує його на цій траєкторії. При досягненні у процесі набору висоти кінцевої швидкості польоту літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість.

Алгоритм, що реалізує програмний набір висоти, може мати

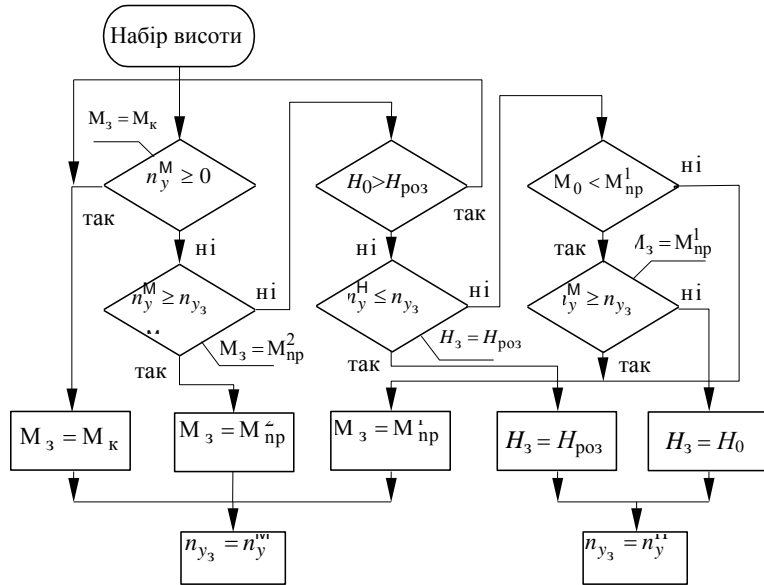


Рис. 6.16

вигляд, проілюстрований рис. 6.16.

Найбільш характерний набір висоти – це набір висоти безпосередньо після зльоту при вихідних умовах $H < H_{роз}$, $M_0 < M_{пр}^1$. У цьому випадку після перевірки умов, що не переводять літак у кабрирування, алгоритм за задану висоту польоту обирає поточну ($H_3 = H$), а за задане нормальне перевантаження – $n_{y3} = n_{y3}^H$. Літак за рахунок надмірної тяги максимального режиму роботи двигуна (набір висоти здійснюється в режимі “Максимал” або “Повний форсаж”) починає розганятись, стабілізуючи задану барометричну висоту польоту. Внаслідок наближення до числа $M \approx M_{пр}^1$ виконується умова $n_{y3}^M \geq n_{y3}$ (для n_{y3}^M , що відповідає $M_3 = M_{пр}^1$), алгоритм за задане число M обирає $M_3 = M_{пр}^1(H)$, а за

задане нормальне перевантаження – $n_{y3} = n_{y3}^M$, літак переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне число M польоту.

При наближенні до висоти розгону виконується умова $n_{y3}^H \leq n_{y3}$ (n_{y3}^H розраховується для $H_3 = H_{роз}$) і алгоритм за задане нормальне перевантаження обирає $n_{y3} = n_{y3}^H$, а за задану висоту – $H_3 = H_{роз}$, літак виходить на висоту розгону і продовжує розганятись до надзвукової швидкості, стабілізуючи висоту розгону. На певній надзвуковій швидкості може надходити команда на вмикання форсажу.

При досягненні числа $M \approx M_{пр}^2$ знову виконується умова переходу на кабрирування ($n_{y3}^M \geq n_{y3}$, де n_{y3}^M обчислюється для $M_3 = M_{пр}^2$), алгоритм за задане число M польоту обирає $M_3 = M_{пр}^1(H)$, а за задане нормальне перевантаження – $n_{y3} = n_{y3}^M$. Літак вже з надзвуковою швидкістю переходить у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа M польоту. Після виходу на швидкість польоту, що дорівнює кінцевій ($n_{y3}^M \geq 0$ для $M_3 = M_k$) літак продовжує подальший набір висоти, стабілізуючи цю швидкість.

Якщо на початок набору висоти швидкість польоту перевищує програмну ($M_0 > M_{пр}^1(H)$), то відповідно алгоритму за задане перевантаження обирається n_{y3}^M , а за задане число M – $M_{пр}^1(H)$, і літак одразу переходить в енергійний набір висоти, зменшуючи швидкість польоту.

Іноді набір висоти починається з режиму “чергування у повітрі” і на початок набору вихідна висота може перевищувати висоту розгону $H_0 > H_{роз}$. У цьому випадку за задане число M польоту обирається його кінцеве значення ($M_3 = M_k$), а за задане перевантаження – n_{y3}^M . Якщо кінцева швидкість перевищує поточну, то літак починає розганятися зі зниженням, доки не досягне програмного значення числа M ($n_{y3}^M \geq n_{y3}$ для $M_3 = M_{пр}^2$), після чого переходить

у набір висоти, стабілізуючи програмне значення числа $M = M_{\text{пр}}^2(H)$. У протилежному випадку ($n_{\text{уз}}^M \geq 0$ для $M_3 = M_K$) літак одразу переходить у набір висоти, зменшуючи швидкість польоту до кінцевої.

На рис. 6.14 штриховою лінією показані маневри літака при програмному наборі висоти при виході на різні кінцеві швидкості для різних початкових умов.

Набір висоти продовжується доки літак не досягне заданої висоти польоту, реалізуючи оптимальний набір енергії, або не надійде команда для виходу на висоту перехвату з заданою швидкістю. До речі, кінцева висота польоту може бути менше ніж поточна, у цьому випадку реалізується вертикальний маневр для зниження до кінцевої висоти.

Якщо кінцева точка не належить оптимальній програмі (наприклад, точки *a* або *b* на рис. 6.10), тоді вихід на ці точки доцільно робити вздовж ліній з постійною енергією (у вище наведеному алгоритмі цього не передбачено). Цей висновок виходить з інших більш точних методів оптимізації.

Оптимальні програми управління набором висоти можуть також бути реалізовані в режимах директорного (напівавтоматичного) управління з використанням спеціальних засобів індикації, найбільш простим з яких є спеціальний індикатор, що відображає бажану програму зміни висоти та швидкості польоту (числа M), поточні значення цих параметрів у вигляді кругового індексу з покажчиком напрямку їх зміни, а також лінію поточного значення H_e . Задача пілота сполучити поточні параметри H і V (або M) із заданими значеннями. Зовнішній вигляд електронного індикатора параметрів в координатах (H, M) представлений на рис. 6.17.

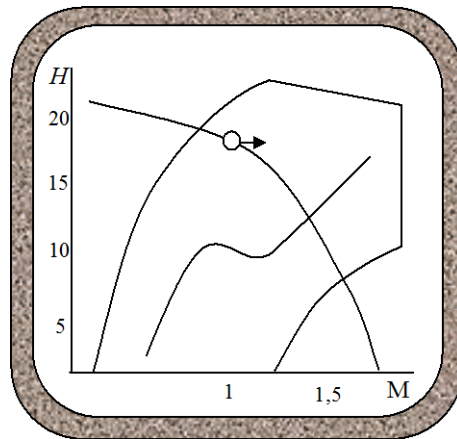


Рис. 6.17

Менш перспективними слід вважати стрілочну індикацію поточних і заданих параметрів набору висоти через відсутність наочності траєкторії руху літака та через складність використання такої інформації.

Контрольні питання

1. Перелічіть основні етапи зльоту літака та набору висоти.
2. Які задачі вирішує ПНК на етапі розбігу?
3. Які сили діють на літак на етапі розбігу?
4. Перелічіть основні параметри розбігу. Від яких чинників залежать параметри розбігу?
5. За яким принцип, визначаються області критичних значень параметрів розбігу?
6. Перелічіть можливі схеми побудови логічних пристроїв контролю розбігу – “контролерів зльоту”.
7. За якими параметрами формується керуючий сигнал поздовжнього каналу САУ на етапі зльоту?
8. Які параметри руху літака характеризує енергетична висота та енергетична швидкопідйомність?
9. Перелічіть основні інтегральні характеристики набору висоти. Який функціонал критерію оптимальності доцільно обирати при знаходженні програми оптимального набору висоти?
10. Перелічіть типові траєкторії набору висоти літаків цивільної авіації. Яка програма набору висоти є основною?
11. У якому вигляді розраховуються програми оптимального набору висоти? Запишіть варіант закону управління, що реалізує таку програму.
12. У чому основні відміни програми оптимального набору висоти для надзвукового літака?