

Глава 6. ФУНКЦІОНУВАННЯ ПНК НА ЕТАПІ ЗЛЬОТУ ТА НАБОРУ ВИСОТИ

6.1. Задачі, що вирішуються ПНК на етапі зльоту та набору висоти

Функціонування ПНК на етапі зльоту та набору висоти будемо розглядати для літаків звичайної аеродинамічної схеми.

Злітні характеристики ЛА істотно впливають на безпеку польотів, на зниження погодних мінімумів, а також, на ефективність розв'язання задач літаководіння, тому автоматизація етапу зльоту – задача безумовно актуальна.

Зліт літака та набір висоти можна розділити на такі етапи:

- розбіг;
- відрив літака до набору “висоти умовної перешкоди” ($H_{ум} = 10,7 м$);
- набір висоти безпеки ($H = 200..400 м$);
- набір енергії, тобто набір висоти та розгін літака з метою виходу в задану точку початку маршрутного польоту.

Іноді перші два етапи умовно об'єднують в один етап – етап зльоту, для якого визначають основну злітну характеристику ЛА – довжину злітної дистанції (рис.6.1).

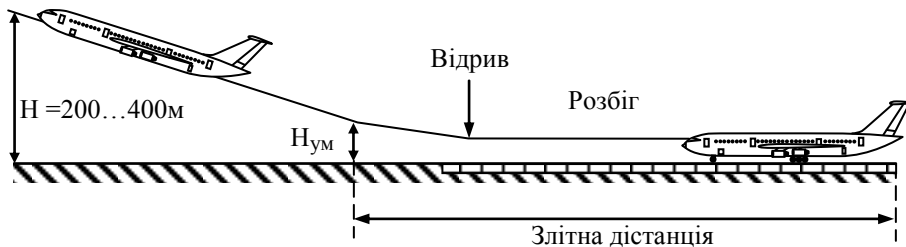


Рис.6.1.

Процес зльоту вважається закінченим, коли в точці, що відповідає $H_{ум}$, швидкість польоту досягає значення

$$V = (1,15 \dots 1,2) V_{зв},$$

де $V_{зв}$ – швидкість звалювання.

При виконанні даної умови здійснюється прибирання шасі.

На етапі розбігу основною задачею ПНК є забезпечення безпеки зльоту при появі відмов, які призводять до неможливості виконання зльоту. Функції ПНК при цьому обмежуються видачею команд на припинення зльоту. При сприятливих умовах режим зльоту може використовуватися для коректування інформаційних систем ПНК, зокрема, для завершення виставки ІНС в азимуті.

Основне призначення ПНК при зльоті полягає в забезпеченні найкращих для даного літака характеристик і зменшенні розкиду параметрів руху. При наборі енергії ПНК повинен забезпечити мінімум часу набору заданої висоти та швидкості польоту. На цьому етапі ПНК може вирішувати одночасно паливно-часову задачу, якщо необхідно економити як час, так і паливо.

6.2. Автоматизація управління на етапі зльоту та набору висоти

6.2.1. Автоматизація процесів управління на етапі розбігу

Рівняння руху центра мас ЛА при розбігу, згідно з рис.6.2, який показує схему сил, що діють на літак на етапі зльоту, можна записати у вигляді :

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - X_a - F_{тер}; \quad (6.1)$$

$$mV\dot{\Theta} = P \sin \alpha + N + Y_a - G,$$

де m – маса літака; V – повітряна швидкість; P – тяга двигуна; α – кут атаки; X_a – сила лобового опору; $F_{тер} = f N$ – сила тертя (f – коефіцієнт тертя); Θ – кут нахилу траєкторії; N – сила нормальної реакції опор; Y_a – аеродинамічна піднімальна сила; G – сила ваги.

Вважаючи, що при розбігу $\alpha \approx 0$, $\Theta = 0$, а також ураховуючи, що $m\dot{V} = ma_x$; $N = G - Y_a$, із (6.1) отримаємо вираз для поздовжнього прискорення a_x .

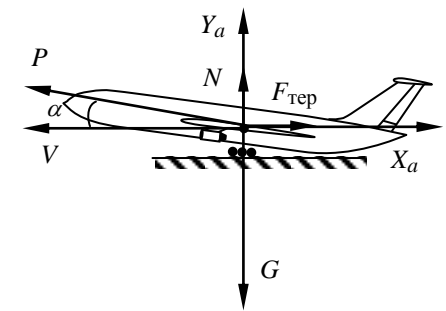


Рис. 6.2

$$a_x = \frac{P - X_a - f(G - Y_a)}{m} \quad (6.2)$$

Визначимо найкращий кут атаки α_{opt} , що забезпечує $a_{x\max}$ – максимальне прискорення ЛА при розбігу, а також фактори, які впливають на значення α_{opt} .

Величина піднімальної сили Y_a та лобовий опір X_a у міру зростання швидкості ЛА при розбігу збільшуються:

$$Y_a = c_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2}; \quad X_a = c_{x_a} S \frac{\rho V^2}{2}; \quad (6.3)$$

де c_{y_a} – коефіцієнт аеродинамічної піднімальної сили; S – площа крила; ρ – густина повітря; c_{x_a} – коефіцієнт сили лобового опору.

У свою чергу

$$c_{y_a} = c_{y_a}^\alpha (\alpha - \alpha_0); \quad c_{x_a} = c_{x_0} + A c_{y_a}^2 \quad (6.4)$$

тут $c_{y_a}^\alpha = \frac{\partial c_{y_a}}{\partial \alpha}$ – похідна коефіцієнта аеродинамічної піднімальної сили від кута атаки, α_0 – кут атаки при нульовій піднімальній силі; c_{x_0} – коефіцієнт сили лобового опору при нульовій піднімальній силі, який характеризує профільний опір; A – коефіцієнт, що характеризує індуктивний опір крила кінцевого розмаху.

З урахуванням (6.2)...(6.4) маємо:

$$m a_x = P - (c_{x_0} + A c_{y_a}^2) S \frac{\rho V^2}{2} - f(G - c_{y_a} S \frac{\rho V^2}{2}).$$

Узявши похідну з c_{y_a} , запишемо

$$m \frac{\partial a_x}{\partial c_{y_a}} = S \frac{\rho V^2}{2} (f - 2A c_{y_a}). \quad (6.5)$$

Прирівнявши вираз (6.5) до нуля отримаємо що:

$$c_{y_{a\ opt}} = \frac{f}{2A}. \quad (6.6)$$

Використовуючи (6.6) з урахуванням (6.4), отримаємо оптимальне значення кута атаки, що забезпечує максимальне прискорення літака при розбігу:

$$\alpha_{opt} = \frac{f}{2A c_{y_a}^\alpha} + \alpha_0.$$

Оптимальне значення кута атаки при розбігу літака з випущеними закритками має невелике від'ємне значення, тому для отримання максимального прискорення літака розбіг треба проводити не відриваючи носове колесо від ЗПС поки літак не досягне швидкості відриву $V_{відр}$.

Цей засіб розбігу використовується у разі малої тягооснащеності літака. Для літаків з великою тягооснащеністю використовується спосіб розбігу з плавним підйомом носового колеса при досягненні швидкості $(0,7...0,8)V_{відр}$.

На рис.6.3 показано характер зміни сил, діючих на ЛА в процесі розбігу.

Аналіз графіків, приведених на рис.6.3, показує, що сила тяги та гальмуюча сила ($X + F$) мало змінюються в процесі розбігу ЛА, тобто прискорення ЛА при розбігу практично постійне. Виходячи з цих умов, довжину розбігу L_p можна отримати у вигляді

$$L_p = \frac{(V_{відр} \pm W)^2}{2a_x} \quad (6.7)$$

де W – швидкість вітру (знак “-” відповідає зустрічному напрямку вітру, а “+” – ходовому).

Швидкість відриву $V_{відр}$ визначається з першого рівняння (6.3) з умов $Y = G$, тобто

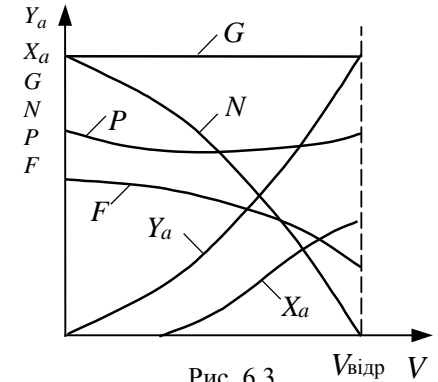


Рис. 6.3

$$V_{\text{відр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y_{a_{\text{opt}}}} S \rho}} \quad (6.8)$$

Отже основні параметри розбігу: прискорення розбігу, швидкість відриву та довжина розбігу залежать від таких чинників:

- злітної маси літака $m = \frac{G}{g}$ (тут g – прискорення вільного падіння);
- тяги двигуна P ;
- температури та тиску біля землі (через вплив цих параметрів на густину повітря ρ);
- стану ЗПС, який характеризує коефіцієнт тертя f ;
- сили та напрямку вітру W .

Для здійснення безпечного зльоту необхідно вести безперервний контроль і прогнозування параметрів розбігу з метою не допущення їхнього виходу за межі припустимих значень. Правильному прийняттю рішення про продовження або припинення розбігу повинно сприяти включення в склад ПНК, так званих, “контролерів зльоту”, систем контролю, які забезпечують постійне порівняння прогнозованих параметрів зльоту з їхніми розрахованими значеннями.

Розглянемо принцип, за яким визначаються області критичних значень параметрів розбігу.

Нехай на деякій заданій відстані ΔL_1 (рис.6.4) від кінця ЗПС літак повинен набрати розраховану швидкість відриву $V_{\text{відр}}$ (відстань ΔL_1 визначає область небезпечного зльоту). Ця умова може бути виконана при деякому мінімальному поздовжньому прискоренні $a_{x_{\text{min}}}$.

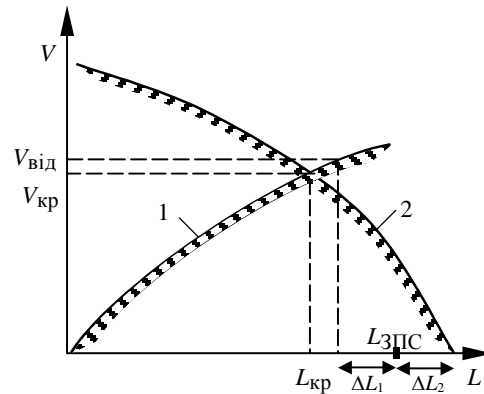


Рис. 6.4

У припущенні, що $a_{x_{\text{min}}} = \text{const}$, графік розбігу (крива 1) дозволяє розділити простір (V, L) на області допустимого та недопустимого процесу розбігу літака за довжиною пробігу літака по ЗПС. Якщо розбіг здійснюється при прискоренні $a_x < a_{x_{\text{min}}}$, тобто недостатньо інтенсивно (поточне значення швидкості розбігу нижче кривої 1), то необхідно припинити розбіг. Розбіг буде припинено успішно, якщо швидкість літака буде знижена до нуля в межах кінцевої смуги безпеки ΔL_2 , яка більше довжини ЗПС $L_{\text{ЗПС}}$ на деяку величину.

Для визначення можливості здійснення успішного припинення розбігу розглянемо графік гальмування (крива 2). Цей графік розділяє простір (V, L) на допустиму та недопустиму області припинення зльоту. Характер цієї кривої залежить від способу гальмування (пневогальма, гальмові щитки, гальмові парашути і т. ін.) та від стану ЗПС. Точка перетину кривих 1 і 2 визначає критичні параметри розбігу $L_{\text{кр}}$ і $V_{\text{кр}}$. Задача логічного пристрою полягає в тому, щоб визначити, чи буде досягнута критична швидкість до моменту пробігу критичної відстані. Тільки в цьому випадку можна продовжувати зліт. При цьому треба мати на увазі, що рішення про продовження або припинення розбігу повинне бути прийняте до досягнення критичних значень швидкості та відстані, оскільки в іншому випадку ні продовження, ні припинення розбігу не забезпечать необхідної безпеки зльоту.

Використання графіків, що аналогічні зображеним на рис.6.4, дозволяє визначити межу безпеки і прийняти рішення про припинення або продовження розбігу, наприклад, при частковій втраті тяги двигуна (зрив форсажу або відмові одного з двигунів багатомоторного ЛА). Розглянемо деякі з можливих схем “контролерів зльоту”.

Схеми з контролем прискорення побудовані на алгоритмах порівняння поточного поздовжнього прискорення з розрахованим середнім значенням прискорення, яке обчислюється за формулою

$$a_{x\text{розр}} = \frac{g}{2} \left[2\mu - \left(\frac{1}{K_a} + f \right) \right], \quad (6.9)$$

де $\mu = P/G$ – відносна тягооснащеність літака;

$K_a = Y_a/X_a$ – аеродинамічна якість при злітній конфігурації.

При цьому необхідні вихідні дані (f, K_a, P, G) встановлюються відповідно конкретним умовам зльоту. Команда припинення зльоту (“Припинити зліт”) формується при умові:

$$a_x < a_{x\text{розр}}.$$

Прогноз розбігу в цій схемі здійснюється посередньо, виходячи з припущення сталості прискорення за довжиною розбігу. Основним недоліком такої схеми є зайво швидка та часто помилкова реакція на зміну прискорення розбігу (наприклад, наїзд літака на снігову дільницю).

Для усунення цього недоліку запропонована схема порівняння середніх прискорень. При цьому обчислюється середнє прискорення за пройдений шлях:

$$a_{x\text{ср}} = \frac{V_{\text{ш}}^2}{2L},$$

тут $a_{x\text{ср}}$ – середнє прискорення; $V_{\text{ш}}$ – шляхова швидкість;

L – пройдений шлях.

Необхідне (задане) значення середнього прискорення визначається за критичними параметрами розбігу $L_{\text{кр}}$ і $V_{\text{кр}}$ (без урахування вітру, тобто при $V = V_{\text{ш}}$):

$$a_{x\text{зад}} = \frac{V_{\text{кр}}^2}{2L_{\text{кр}}}.$$

Команда “Припинити зліт” формується при умовах

$$a_{x\text{ср}} < a_{x\text{зад}} \quad \text{або} \quad V_{\text{ш}}^2 L_{\text{кр}} < V_{\text{кр}}^2 L.$$

У цій схемі необхідно вимірювати (або обчислювати) поточні значення шляхової швидкості та пройденої відстані. Критичні параметри $L_{\text{кр}}$ і $V_{\text{кр}}$ розраховуються заздалегідь і вводяться в обчислювач “контролера зльоту”.

Загальним недоліком цих схем є труднощі врахування змін прискорення в процесі розбігу й внаслідок цього низька точність обчислення.

Схеми з контролем швидкості засновані на порівнянні поточної швидкості розбігу із заданою програмою її зміни як функції часу або пройденої відстані. Програма може бути отримана інтегруванням прискорення $a_{x\text{розр}}$, обчисленого заздалегідь за формулою (6.9), яке вводиться в обчислювач “контролера зльоту”. Можлива побудова більш складного бортового обчислювача, наприклад, показаного на рис.6.5.

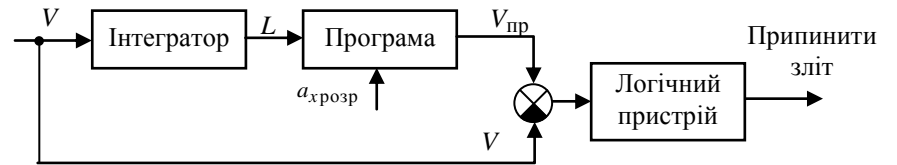


Рис.6.5.

У цьому випадку програмується графік $V_{\text{пр}} = f(L)$, де можна врахувати не тільки середнє прискорення, але і його розрахункові зміни в процесі розбігу. В обох випадках умова формування команди припинення зльоту має вигляд

$$V < V_{\text{пр}}.$$

Недоліком цих схем є запізнення в прийнятті рішення про припинення зльоту при різкому зменшенні прискорення розбігу.

Схеми з прогнозуванням розбігу для прогнозу руху ЛА використовують поточнє прискорення (рис.6.6 і 6.7).

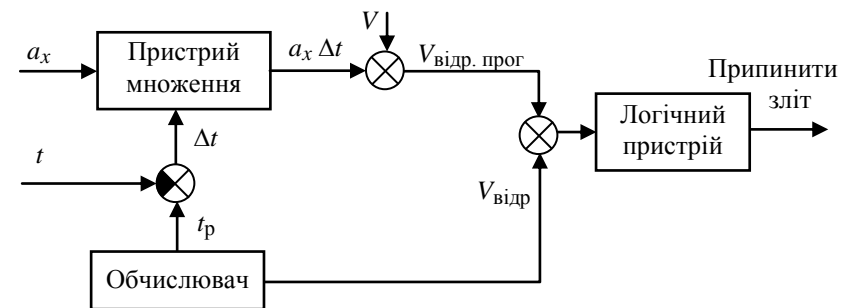


Рис.6.6

У схемі показаній на рис.6.6 як критичні параметри розбігу використовуються не $V_{кр}$ і $L_{кр}$, а параметри відриву $V_{відр}$ і L_p . Їхній розрахунок проводиться заздалегідь, виходячи з конкретних умов зльоту за формулами (6.7) і (6.8). Потім обчислювач розраховує час розбігу

$$t_p = \frac{2L_p}{V_{відр} \pm W}, \quad (6.10)$$

за яким із урахуванням поточного часу t визначається час, що залишився до відриву

$$\Delta t = t_p - t.$$

Прогнозована на момент відриву швидкість обчислюється за формулою

$$V_{відр. прог} = V + a_x \Delta t.$$

Команда “Припинити зліт” формується при умові

$$V_{відр. прог} < V_{відр}.$$

У схемі, показаній на рис.6.7, обчислюється відстань ΔL , яку необхідно пройти ЛА, щоб набрати швидкість від поточного значення V до $V_{кр}$ з прискоренням a_x , тобто без урахування вітру. Відстань ΔL визначається за формулою

$$\Delta L = \frac{V_{кр}^2 - V^2}{2a_x k},$$

де k – коефіцієнт, що враховує передбачувану зміну прискорення в процесі розбігу.

Формування команди “Припинити зліт” здійснюється шля-

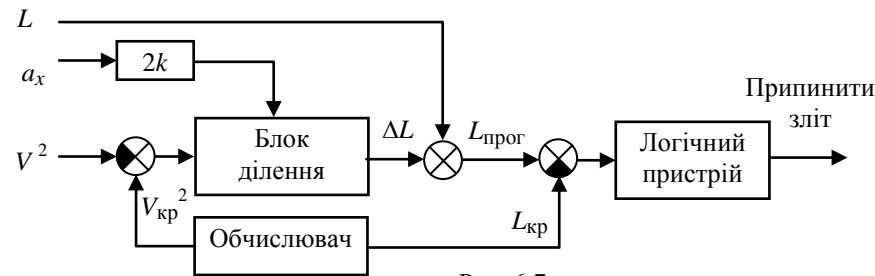


Рис. 6.7

хом порівняння прогнозованої відстані $L_{прог}$ досягнення критичної швидкості $V_{кр}$:

$$L_{прог} = L + \Delta L$$

з розрахунковим значенням $L_{кр}$, тобто при виконанні умови

$$L_{прог} = L_{кр}.$$

Розглянуті вище схеми контролю розбігу ЛА можуть застосовуватися при нормальній роботі силової установки, а також при її частковій відмові. При цьому кожна з описаних вище схем повинна бути доповнена логічним пристроєм, що забезпечує найкраще розв’язання поставленої задачі.

Якщо відмова силової установки станеться на швидкості, меншій $V_{кр}$, то необхідно припинити розбіг ЛА. Після досягнення критичних параметрів розбігу: довжини розбігу та швидкості, починаючи з яких вже неможливо небезпечно, навіть екстрене, гальмування літака, приймається остаточне рішення на зліт.

У сучасних ПНК при наявності надійних датчиків пілотажної інформації можлива обробка пілотажної інформації на етапі розбігу та зльоту із застосуванням оптимальних методів оцінювання, ідентифікації та прогнозування. А це дозволить значно підвищити безпеку польоту на цих етапах.

6.2.2. Автоматизація управління при зльоті

З точки зору забезпечення високої міри безпеки польотів дуже важливим є автоматизація зокрема повздовжнього управління на етапах відриву і початкової ділянки набору висоти. Це пов’язано з тим, що саме на цих етапах польоту відбувається інтенсивна зміна критичних параметрів польоту (таких як вектор швидкості, кути атаки та тангажа), кожний з яких, досягнувши свого припустимого значення може не тільки ускладнити процес управління ЛА, але й призвести до критичної ситуації.

При відриві ЛА від ЗПС виникають сильні збурення, через зміну впливу землі на характер обтікання повітряним потоком горизонтального оперення. Крім того, через малу швидкість виникають труднощі повздовжнього балансування ЛА. Особливо актуальна ця задача для важких літаків з невеликою тягооснащеністю,

для яких зліт з повним навантаженням є дуже напруженим і відповідальним етапом.

У цей час робляться посилені спроби автоматизувати цей етап польоту. Зокрема, розроблено декілька варіантів директорного управління зльотом літака.

Як приклад приведемо алгоритми системи автоматичного управління польотом ВСУП-85 літаків ИЛ-96-300 та ТУ-204, в якій реалізований автоматизований (директорний) режим зльоту.

На повітряній ділянці зльоту система алгоритмічно забезпечує режим набору висоти та швидкості, при цьому операції з прибирання механізації крила та шасі виконує екіпаж відповідно до керівництва з льотної експлуатації.

Алгоритм зльоту в поздовжньому каналі формує керуючий сигнал, який надходить у систему електронної індикації, у вигляді відхилення поточного кута тангажа від заданого. Задане значення кута тангажа формується за таким законом:

$$\vartheta_3 = \vartheta^* + K_{\text{зак}}(\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}}) + F K_V(V_{\text{відр}} - V);$$

$$F = \begin{cases} 1 & \text{при } \delta_{\text{зак}} \geq 1^\circ; \\ 0 & \text{при } \delta_{\text{зак}} < 1^\circ, \end{cases}$$

де ϑ^* – зльотний кут тангажа, який забезпечує потрібні характеристики зльоту в момент відриву від злітної смуги й залежить від надмірної тяги ($P - X_d$), швидкості відриву, висоти умовної перешкоди та від заданої швидкості на висоті умовної перешкоди; $K_{\text{зак}}(\delta_{\text{зак}}^3 - \delta_{\text{зак}})$ – забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії на етапах прибирання закрилків ($\delta_{\text{зак}}^3$, $\delta_{\text{зак}}$ – злітне та поточне положення закрилків); $F K_V(V_{\text{відр}} - V)$ – забезпечує утримання постійного кута нахилу траєкторії з одночасним розгоном літака; $V_{\text{відр}}$ – швидкість відриву (швидкість у момент підйому передньої стійки шасі).

Після прибирання закрилків задане значення кута тангажа може формуватися залежно від швидкості польоту, яка, у свою чергу, є функцією висоти польоту:

$$\vartheta_3 = \frac{K_V}{K_\vartheta} [V - V_3(H)].$$

Програма $V_3 = f(H)$ забезпечує вихід літака на висоту повного зльоту (висоту кола) з заданою швидкістю, причому вихідне значення заданої швидкості дорівнює поточній на висоті умовної перешкоди.

У режимі зльоту в бічній площині до моменту відриву літака від ЗПС забезпечується стабілізація курсу ЗПС, а після відриву – стабілізується заданий шляховий кут. Передбачається такий закон формування сигналу управління $\delta_{\text{упр}}$:

– до висоти $H = 10$ м

$$\delta_{\text{упр}} = K_\Psi(\Psi - \Psi_{\text{зпс}}) + F \frac{K_{\varepsilon_k} P}{T_p + 1} \varepsilon_k + K_{n_z} n_z,$$

де $F = \begin{cases} 1 & \text{до відриву від ЗПС;} \\ 0 & \text{після відриву від ЗПС;} \end{cases}$

– після досягнення висоти $H = 10$ м

$$\delta_{\text{упр}} = K_\Psi(\Psi - \Psi_{\text{зпс}}).$$

Управління бічним рухом на етапі розгону зводиться до стабілізації центра мас літака на осі ЗПС спочатку за допомогою керуючих впливів на гальма шасі, а при швидкості $V > 30 \dots 40$ м/с за допомогою руля направлення, одночасно на цій швидкості канал елеронів вмикається в режим стабілізації нульового кута крену. Після відриву і набору висоти $H_{\text{ум}} = 10$ м керуючий сигнал – відхилення кута шляху від кута шляху ЗПС ($\Psi - \Psi_{\text{зпс}}$) відпрацьовується переміщенням елеронів (руль направлення переходить у режим демпфірування). Похідна відхилення центра мас від рівносигнальної зони курсового маяка p_{ε_k} , та поперечне перевантаження n_z забезпечують демпфірування руху центра мас на етапі розбігу. Для формування керуючого сигналу використовується інформація курсового радіомаяка (сигнал ε_k), інерціальної системи навігації (сигнали Ψ , ψ , n_z) і радіовисотоміра. За інформацією радіовисотоміра здійснюється перемикання алгоритмів управління після досягнення висоти $H_{\text{ум}} = 10$ м.

Така ідеологія управління відповідає вимогам безпеки зльоту і застосовується до висоти 200÷400м.

Подальший набір висоти та швидкості вимагає іншого управління, побудованого з урахуванням енергетичних витрат.