

Глава 8. ФУНКЦІОНУВАННЯ ПНК НА ЕТАПАХ ПЕРЕДПОСАДКОВОГО МАНЕВРУВАННЯ ТА ПОСАДКИ

У теперішній час термін “посадка” вбирає в себе такі етапи польоту: вихід літака до району аеродрому та передпосадкове маневрування, захід на посадку та безпосередньо посадку (вирівнювання, приземлення, пробіг).

Цей етап є найбільш відповідальною і напруженою ділянкою польоту. Саме тут згідно зі світовою статистикою трапляється більше третини всіх льотних подій. Близькість землі і контактування з поверхнею ЗПС потребує високої точності управління кутівими та траєкторними параметрами польоту, а завантаженість пілота та членів екіпажу додатковими функціями (зв'язок з наземними службами; випуск – прибирання шасі та закрилків; зміна режимів роботи двигунів; контроль позакабінного простору та інші) значно ускладнюють ручне управління особливо на етапі посадки. Тому автоматизація цих режимів значно підвищує безпеку польоту та знижує навантаження на членів екіпажу.

8.1. Автоматизований вихід літака на запрограмований аеродром

Задачею етапу передпосадкового маневрування є виведення літака в точку повітряного простору відносно аеродрому посадки з таким розрахунком, щоб літак знаходився на продовженні осі ЗПС на встановлених висоті та дальності. У льотній практиці існує поняття “розрахунок посадки”, тобто здійснюваний пілотом або екіпажем розрахунок послідовності виконання літаком певних траєкторних маневрів. При наявності на борту літака ПНК автоматизується саме цей розрахунок.

Функціонування ПНК на даному етапі польоту складається з формуванні траєкторії польоту і стабілізації літака на цій траєкторії. Зазвичай траєкторія всього маршруту польоту програмується так, що включає в себе етап виходу на аеродром посадки, тобто маршрут прокладається з урахуванням повітряних трас і коридорів району аеродрому. Саме у повітряному коридорі літаки знижуються або набирають висоту. Характерні точки повітряних трас та коридорів маркуються окремими приводними радіостанціями, які й використовують при прокладанні маршруту. В районі аеродрому крім того орга-

нізуються зони зльоту та посадки, зона кола, зони очікування.

Для важких літаків цивільної авіації широке розповсюдження отримав метод формування траєкторії виходу в зону аеродрому посадки, схожий на метод побудови окремих ортодромій при польоті літака за запрограмованим маршрутом. Особливістю такого алгоритму побудови траєкторії передпосадкового маневру є те, що літак виводиться з кінцевого пункту в точку четвертого розвороту з подальшим виходом на вісь ЗПС в зону дії системи інструментальної посадки.

На рис.8.1 приведений один з прикладів побудови траєкторії передпосадкового маневру літака в районі аеродрому посадки.

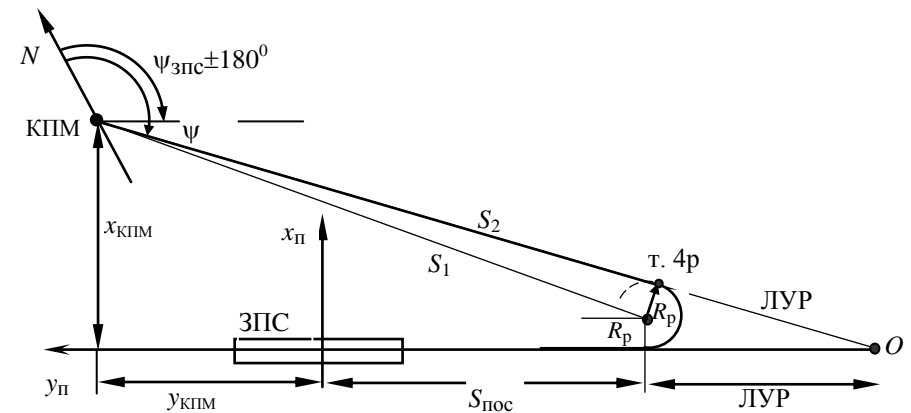


Рис. 8.1

Задачею функціонування ПНК в даному режимі є побудова окремої ортодромії (ЛЗШ), яка проходить через КПМ і є дотичною до дуги віражу виходу літака на вісь ЗПС з постійним радіусом R_p .

Побудова траєкторії передпосадкового маневру відбувається так. За точку початку етапно-ортодромічної системи координат у цьому випадку приймається точка O . За певним алгоритмом здійснюється перерахунок ортодромічних координат КПМ у систему, зв'язану з віссю ЗПС. Для чого в пам'ять ПНК вводяться географічні координати КПМ, центра ЗПС, а також курс ЗПС.

Обчислення необхідних параметрів для побудови траєкторії передпосадкового маневру літака в цьому випадку здійснюється за формулами, які очевидні з геометрії рис. 8.1:

$$S_2^2 = S_1^2 - R_p^2;$$

$$S_1^2 = (y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}})^2 + (x_{\text{КПМ}} - R_p)^2;$$

$$\psi = (\psi_{\text{ЗПС}} \pm 180^\circ) + \arctg \frac{x_{\text{КПМ}} - R_p}{y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}}} -$$

$$- \arcsin \frac{R_p}{\sqrt{(y_{\text{КПМ}} + S_{\text{Пос}})^2 + (x_{\text{КПМ}} - R_p)^2}};$$

$$\text{ЛУР} = R_p \text{tg} \frac{\psi - \psi_{\text{ЗПС}}}{2}$$

Отримані параметри визначають ЛЗШ, аналогічно подібним лініям при польоті за маршрутом. Стабілізація літака на ЛЗШ здійснюється за допомогою пілотажного комплексу (САУ), куди надходять сигнали, що сформовані навігаційною частиною ПНК.

При досягненні точки ЛУР, яка у цьому випадку є точкою четвертого розвороту, починається розворот і виведення літака на вісь ЗПС за дугою радіусом R_p .

У випадку екстреної зміни аеродрому посадки, наприклад, через погодні умови вихід у район запасного аеродрому може здійснюватися поза повітряними трасами з реалізацією курсового або шляхового методу польоту за маршрутом.

Розглянемо розв'язання задачі виведення літака на запасний аеродром посадки в горизонтальній площині за інформацією від навігаційної системи ближньої навігації і посадки типу РСБН.

На рис.8.2 приведена структурна схема такої комплексної навігаційної системи.

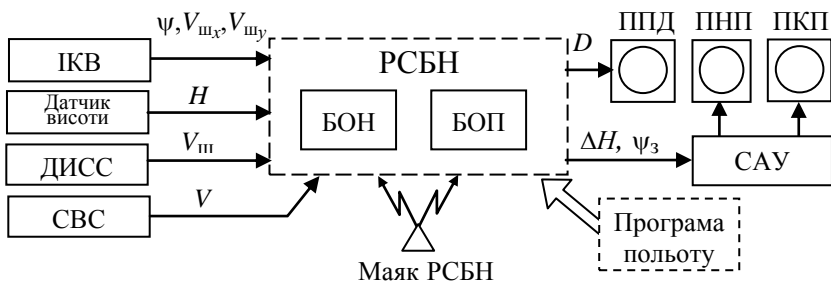


Рис. 8.2

У цьому режимі для проведення навігаційних розрахунків використовується прямокутна система координат OSZ , що пов'язана з аеродромом посадки (рис. 8.3). Початок системи координат збігається з центром ЗПС, вісь OS співпадає з віссю ЗПС і спрямована назустріч напрямку посадки, а вісь OZ спрямована перпендикулярно заходу на посадку. На цій осі розташований наземний маяк системи РСБН на віддаленні z_0 від осі ЗПС.

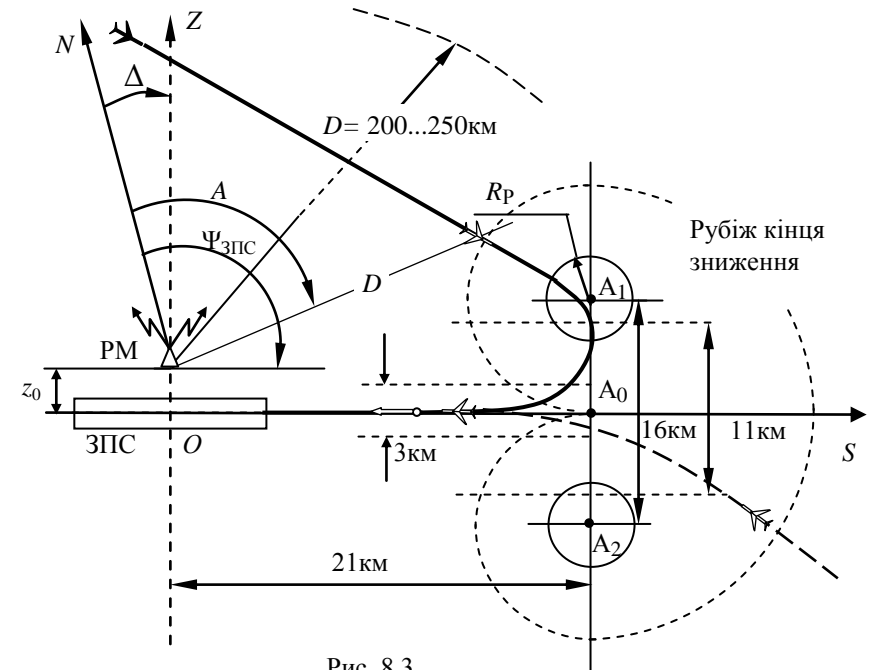


Рис. 8.3

Траекторія виходу на аеродром посадки в загальному випадку містить в себе три етапи.

На першому етапі здійснюється вихід літака в район аеродрому на рубіж, що визначається дальністю $D_p = 200 \dots 250$ км до радіомаяка РСБН аеродрому. Управління літаком здійснюється так само, як при маршрутному польоті, при цьому за задану навігаційну точку, на яку здійснюється політ, використовується маяк РСБН запрограмованого аеродрому. Координати ЛА на цьому етапі визначаються в ортодромічній системі координат, а управління літаком здійснюється курсовим методом. Для реалізації цього методу управління в блоці

обчислювача посадки (БОП) системи РСБН (див. рис. 8.2.) здійснюється обчислення заданого ортодромічного курсу і дальності до наземного радіомаяка (рис. 8.4):

$$\psi_3^{\text{орт}} = \arctg \frac{(y_M - y_{\text{ла}}) \cos \frac{x_M}{R_3}}{x_M - x_{\text{ла}}};$$

$$D = \sqrt{(x_M - x_{\text{ла}})^2 + (y_M - y_{\text{ла}})^2 \cos^2 \frac{x_M}{R_3}}$$

де x_M, y_M – ортодромічні координати запрограмованого маяка РСБН аеродрому посадки; $x_{\text{ла}}, y_{\text{ла}}$ – поточні координати місцеположення ЛА, що поступають (див. рис. 8.2) з блоку обчислювача навігації (БОН); R_3 – радіус Землі.

Заданий курс надходить у САУ для автоматичного або напівавтоматичного управління і на прилад ПНП, дальність до маяка – на приладі типу ППД. Особливість даного етапу передпосадкового маневрування така, що параметри виведення в задану точку визначається незалежно від того, здійснюється чи ні вимірювання азимута та дальності до маяка.

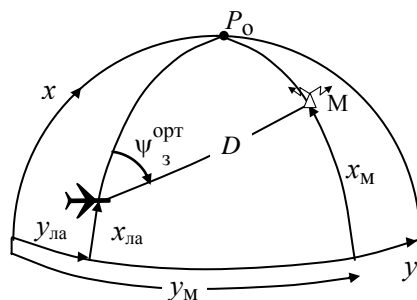


Рис. 8.4

Другий етап починається при вході ЛА в зону дії маяка РСБН на дальності від ЗПС 200...250 км. Вмикання відбувається автоматично при наявності сигналів справності бортового та наземного об'єднання системи РСБН.

Траєкторія руху ЛА визначається точками наведення A_1 і A_2 (точки третього розвороту) і точкою A_0 (точка четвертого розвороту), які розташовані відповідним чином.

Точка A_0 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = 0$) використовується для наведення ЛА в тому випадку, якщо напрям польоту до аеродрому не відрізняється від напрямку посадки за абсолютною величиною на кут більш

ніж 90° . В інших випадках ЛА наводиться на точку A_1 , ($S_3 = 21$ км, $z_3 = 8$ км) або точку A_2 ($S_3 = 21$ км, $z_3 = -8$ км) (див. рис. 8.3).

Для виведення на ці умовні точки за вимірними азимутами A і похилою дальністю D до радіомаяка в блоці БОП системи РСБН визначається поточне положення літака в прямокутній аеродромній системі координат OSZ

$$\begin{aligned} s &= D \cos(A - \psi_{\text{зпс}}); \\ z &= z_0 + D \sin(A - \psi_{\text{зпс}}), \end{aligned} \quad (8.1)$$

де $\psi_{\text{зпс}}$ – запрограмований істинний курс ЗПС даного аеродрому.

Обчислені за формулою (8.1) координати літака використовуються для визначення заданого курсу ЛА і дальності до точки наведення:

$$\psi_3 = \psi_{\text{зпс}} + \Delta\psi;$$

$$\Delta\psi = \arctg \frac{z - z_3}{s - s_3};$$

$$D = \sqrt{(z - z_3)^2 + (s - s_3)^2}.$$

Заданий істинний курс поступає в САУ для управління, а дальність D використовується в алгоритмах побудови траєкторії маневру у вертикальній площині.

Якщо наведення ЛА здійснювалося в точку A_1 (A_2), то на дальності до неї 4 км, (на дальності, що дорівнює радіусу розвороту ЛА) відбувається зміна точки наведення на A_0 , це забезпечує більш інтенсивний розворот літака на курс посадки. На цьому закінчується другий етап передпосадкового маневру і починається третій. При вході літака в коридор $\pm 5,5$ км відносно осі ЗПС в обчислювачі формується нова точка наведення, яка починає рухатися по осі ЗПС зі швидкістю ЛА і має координати $S_3 = S - 2,5$ км, $z_3 = 0$. При цьому літак буде наближатися до осі ЗПС за “кривою погоні”. При досягненні бічного відхилення від осі ЗПС, що дорівнює $\pm 1,5$ км, закінчується третій етап передпосадкового маневрування і відбувається перемикання на режим заходу на посадку.

Очевидно, що передпосадковий маневр літака залежно від напрямку виходу після першого етапу на аеродром посадки може не містити другого етапу.

На другому і третьому етапах управління літаком здійснюється курсовим методом.

Внаслідок використання такого алгоритму виходу на аеродром посадки літак здійснює досить складний маневр, який складається з декількох розворотів.

Усі траєкторії передпосадкового маневрування, що формуються в обчислювачі навігаційного комплексу, виводять літак з кінцевого пункту маршруту одразу на вісь ЗПС для реалізації так званого заходу на посадку “з прямої”. Але при заході на посадку “з прямої” пілот може психологічно не бути готовий виконати посадку, до того ж захід на посадку “з прямої” потребує від пілота надто чіткого пілотування з розрахунком часу випуску шасі та посадкової механізації крила. Тому найбільш розповсюдженим, особливо для важких літаків, стає додатковий етап передпосадкового маневрування “коробочка”. При виконанні “коробочки” пілот має можливість здійснити правильний розрахунок на посадку, найкращим чином підготуватись до посадки.

Політ “по коробочці” виконується так (рис. 8.5, траєкторія 1). Після прольоту дальньої приводної радіостанції (ДПРС) літак продовжує політ протязі 90 с з курсом ЗПС, а потім здійснює перший розворот (1р) на 90° у правий або лівий бік (права або ліва “коробочка”). Наступні розвороти на 90° виконуються в точках 2р, 3р, 4р при курсових кутах ДПРС, що дорівнюють 240, 240 та 285°. Після виконання четвертого розвороту літак виходить на посадковий курс в зону дії системи інструментальної посадки і подальше управління проводиться по сигналах цієї системи. Автоматизація управління при польоті “по коробочці” здійснюється курсовим методом, при цьому команди на зміну заданого курсу надходять із ламельних пристроїв системи стеження курсового кута радіостанції пілотажно-навігаційного приладу типу ПНП.

У режимах напівавтоматичного або штурвального виходу в зону кола існує можливість підстроюватися до траєкторії “коробочки” з будь-якого боку (вписуватися в траєкторію) з подальшим виходом на вісь ЗПС.

Резервним передпосадковим маневром є так званий маневр “коло над радіостанцією” – маневр, що виконується за сигналами дальньої привідної радіостанції. Типова траєкторія заходу на посадку з використанням ДПРС (траєкторія 2) показана на рис.8.5.

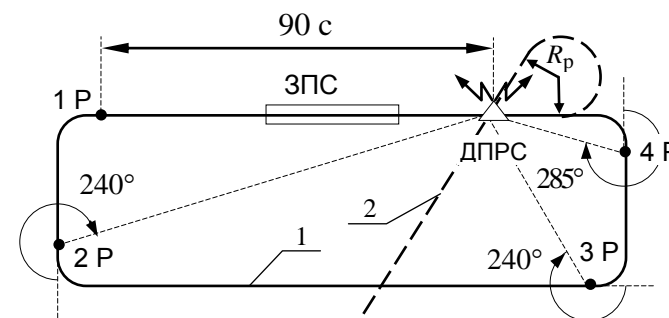


Рис. 8.5

Така траєкторія реалізується, наприклад, в системах напівавтоматичного заходу на посадку типу «Привод» і «Путь-4».

Після виходу на ДПРС літак продовжує політ з розрахунковим курсом, який обчислюється з використанням інформації про курс ЗПС. Через певний розрахунковий час виконується розворот з радіусом R_p , внаслідок чого ЛА виходить на вісь ЗПС. Надалі для корекції параметрів руху ЛА може бути проведений передпосадковий маневр «коробочка».

На етапі передпосадкового маневрування автоматичне або директорне (напівавтоматичне) управління ЛА реалізується через контур крену курсовим методом за законами управління, що розглядалися в п. 7.8. Заданий крен формується у вигляді:

$$\gamma_3 = \frac{F_{гр}}{K_\gamma} K_\psi (\psi - \psi_3)$$

де ψ_3 – заданий курс, що формується ПНК і залежить від способу й етапу передпосадкового маневру.

У вертикальній площині траєкторії передпосадкового маневру (траєкторії зниження) залежать від типу літака. Це пояснюється різними допустимими кутами нахилу траєкторії зниження легких і важких літаків.

Основна траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині для літаків цивільної авіації забезпечується програмуванням профілю польоту в ПНК аналогічно тому, як це здійснюється для маршрутного польоту в горизонтальній площині.

При цьому за задану траєкторію приймається траєкторія з пос-

тійним кутом зниження $\theta_{\text{зн}}$. Кут зниження розраховується в момент польоту літаком кінцевого пункту маршруту за формулою:

$$\theta_{\text{зн}} = \frac{\arctg(H-h)}{S_{\text{зн}}},$$

де H – поточна висота польоту літака; h – задана висота на рубежі закінчення зниження; $S_{\text{зн}}$ – сумарна довжина передпосадкового маневрування до рубежу закінчення зниження.

Формування сигналу управління для САУ здійснюється відповідно до співвідношення:

$$\Delta H = H - h - S_{\text{зн.зал}} \text{tg} \theta_{\text{зн}},$$

тут $S_{\text{зн.зал}}$ – відстань, що залишилася до точки четвертого розвороту.

Сигнал управління ΔH забезпечує автоматичну стабілізацію літака на траєкторії зниження.

Побудова передпосадкового маневру у вертикальній площині в системі РСБН відбувається за іншим алгоритмом. Комплексна система розв'язує задачу автоматизації передпосадкового маневру у вертикальній площині з висоти $H_{\text{кр}} = 10000 \text{ м} \pm 500 \text{ м}$. Якщо фактична висота в момент вмикання режиму виходу на аеродром посадки більше $H_{\text{кр}}$, то льотчик зобов'язаний знизитися до висоти меншої або рівної $H_{\text{кр}}$, використовуючи штурвальне управління. В обчислювачі РСБН розраховується дальність до рубежу закінчення зниження $D_{\text{р.зн}}$ (див.рис.8.3). Величина $D_{\text{р.зн}}$ розраховується залежно від вибору заданих точок третього (A_1, A_2) або четвертого розвороту (A_0).

Для точок A_1 і A_2 :

$$D_{\text{р.зн}} = 8 \text{ км} + (H-h) \text{ctg} \theta_{\text{зн}},$$

а для точки A_0 :

$$D_{\text{р.зн}} = 16 \text{ км} + (H-h) \text{ctg} \theta_{\text{зн}}$$

де h – встановлена висота кола, що дорівнює 630м; $\theta_{\text{зн}}$ – кут нахилу траєкторії зниження; H – поточна висота польоту літака.

На дальності більшої $D_{\text{р.зн}}$ здійснюється політ у режимі стабілізації барометричної висоти. При досягненні $D_{\text{р.зн}}$ літак починає зниження з постійним кутом нахилу траєкторії $\theta_{\text{зн}}$. При цьому в блоці обчислювача посадки безперервно розраховується поточне зна-

чення заданої висоти польоту H_3 , яка використовується для управління літаком на зниженні з постійним кутом нахилу траєкторії

$$H_3 = h + D \text{tg} \theta_{\text{зн}}. \quad (8.2)$$

Цим забезпечується виведення літака на рубіж закінчення зниження на висоті h (рис.8.6).

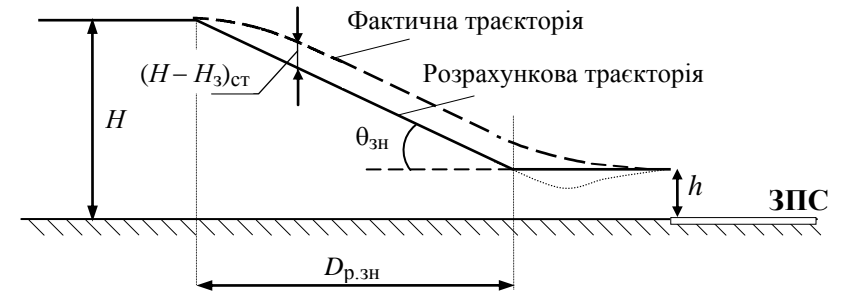


Рис.8.6

При вмиканні режиму виходу на аеродром посадки на дальності, меншій $D_{\text{р.зн}}$, обчислювач РСБН розраховує потрібний кут нахилу траєкторії $\theta_{\text{зн}}^*$, який забезпечує зниження літака до висоти кола на заданому рубежі зниження:

$$\theta_{\text{зн}}^* = \arctg \frac{H-h}{D-D_{\text{р.зн}}}.$$

У випадку, якщо $\theta_{\text{зн}}^*$ перевищує максимально допустиме значення кута нахилу траєкторії для даного типу літака, то відбувається переміщення точок A (A_1 і A_2) від ЗПС на відстань, що забезпечує зниження ЛА з допустимим кутом нахилу траєкторії й вихід літака на посадочну пряму.

Для автоматичної реалізації такого профілю передпосадкового маневру в САУ використовується режим стабілізації заданої барометричної висоти польоту. Під час зниження за програмною траєкторією задане значення висоти польоту обчислюється за формулою (8.2).

Певні проблеми при реалізації такої траєкторії зниження виникають у зв'язку з просадкою літака на етапі вирівнювання при виході на висоту круга. З метою вилучення просадки доцільно здійснювати

зниження літака за траєкторією, що лежить вище розрахованої (див. рис. 8.6) шляхом створення помилки стабілізації заданої висоти. Якщо управління заданою висотою реалізується через контур тангажа, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, то перетворити цей контур у статичний можна шляхом вилучення ізодромної ланки з кола сигналу кута тангажа з одночасним підключенням у коло формування заданого кута тангажа ϑ_3 сигналу кута тангажа горизонтального польоту $\vartheta_{г.п} = 4 \pm 2^0$

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

$$\text{де } \vartheta_3 = \vartheta_{г.п} - \frac{K_H}{K_\vartheta} (H - H_3).$$

Стала позитивна помилка відпрацювання $(H - H_3)_{ст}$ створюється сигналом $\vartheta_{г.п}$, який намагається вивести літак у горизонтальний політ. При $\vartheta_{г.п} = (3 \dots 4)^\circ$ середнє перевищення заданої висоти складає приблизно 100...150 м, тому на етапі виходу на висоту кола літак плавно без перерегулювання переходить у горизонтальний політ.

8.2 Автоматизація заходу на посадку

Як вказувалося вище, задачею передпосадкового маневрування є виведення літального апарату в задану точку повітряного простору, на продовженні осі ЗПС на встановлених висоті і дальності. З цього моменту відбувається перемикання управління літаком на режим заходу на посадку. Етап заходу на посадку відноситься до найбільш складних і напружених режимів польоту.

Кінцева ціль заходу на посадку – це виведення ЛА в задану малу область повітряного простору з заданими параметрами просторового положення літака, де відбувається “прийняття рішення” про приземлення або про відхід на друге коло. У теперішній час для бортових і наземних систем залежно від висоти “прийняття рішення” і дальності горизонтальної видимості ІКАО прийняла такі експлуатаційні категорії:

- I категорія відповідає висоті “прийняття рішення” $H_{пр} \geq 60$ м при горизонтальній видимості $L_T \geq 800$ м;
- II категорія відповідає висоті “прийняття рішення” $30 \text{ м} \leq H_{пр} \leq 60$ м при горизонтальній видимості $L_T \geq 400$ м;

– III категорія відповідає висоті “прийняття рішення” $H_{пр} = 0$, а в залежності від горизонтальної видимості поділяється на три підкатегорії:

- IIIA характеризується горизонтальною видимістю $L_T \geq 200$ м;
- IIIB відповідає горизонтальній видимості $L_T \geq 50$ м;
- IIIC характеризується відсутністю горизонтальної видимості, тобто $L_T = 0$.

Траєкторія заходу на посадку формується рівносигнальними зонами курсового (КРМ) та глісадного (ГРМ) радіомаяків, переріз яких стає траєкторією заходу на посадку. Докладно про принципи побудови радіотехнічних систем посадки та формування траєкторій заходу на посадку викладалось в п. 2.7. Тут лише відмітимо, що своєрідністю контурів управління на етапі заходу на посадку є те, що для управління використовуються не лінійні відхилення від траєкторії, а кутові (ϵ_r – кутове відхилення центра мас літака від площини глісади, ϵ_k – кутове відхилення центра мас літака від площини посадкового курсу).

Після входу літака в зону дії курсового радіомаяка (цей момент сполучається за часом із закінченням останнього етапу передпосадкового маневрування) вмикається режим заходу на посадку й починається стабілізація ЛА в площині посадкового курсу за сигналом ϵ_k . Вхід літака в зону дії курсового маяка сигналізується закриттям бленкера “К” на покажчику ПНП-72 (НПП).

У вертикальній площині літак продовжує стабілізувати висоту польоту (висоту кола). Після перетинання літаком площини глісади планування він переходить на зниження за сигналами ϵ_r . Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло “Заход прод.”, або згасанням кнопки-лампочки “КВ” (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер “Г” на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

То що для будування контурів управління заходом на посадку використовуються не лінійні, а кутові (ϵ_r , ϵ_k) відхилення центра мас літака від траєкторії, визначає своєрідність динамічних характеристик цього режиму. Головною особливістю цих контурів управління стає їхня не стаціонарність. Дійсно на різних відстанях до радіомаяка (рис. 8.7) при однакових лінійних відхиленнях від траєкторії заходу

на посадку ΔH_{Γ} , кутові відхилення ε_{Γ} зростають, тобто зростає коефіцієнт підсилення основного керуючого сигналу контуру управління. Це у свою чергу спричиняє погіршення характеристик контуру управління, у контурі з'являються коливання, які збільшуються при наближенні до радіомаяка.

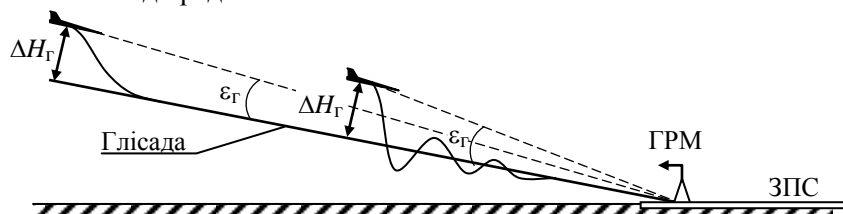


Рис. 8.7

При малих кутових відхиленнях від траєкторії заходу на посадку, наприклад, ε_{Γ} лінійні відхилення визначаються як $\Delta H_{\Gamma} = L_{\Gamma} / \varepsilon_{\Gamma}$, де L_{Γ} – дальність від літака до ГРМ, тобто $\varepsilon_{\Gamma} = \Delta H_{\Gamma} / L_{\Gamma}$. Аналогічно $\varepsilon_{\kappa} = \Delta z / L_{\kappa}$, де L_{κ} – дальність від літака до КРМ; Δz – лінійне відхилення від площини посадкового курсу. Це обумовлює аналогічність контурів управління висотою польоту (контурів управління бічним рухом центра мас) і контурів управління заходом на посадку.

Наприклад, для системи автоматичного управління САУ-1Т літака АН-22 закон управління в каналі елеронів на етапі заходу на посадку має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} \left(K_{\varepsilon_{\kappa}} \varepsilon_{\kappa} + \frac{p}{T_{\phi 2} p + 1} K_{\dot{\varepsilon}_{\kappa}} \varepsilon_{\kappa} \right) + F_{\psi} \Delta \psi + K_{\gamma} \gamma + K_{\omega_x} \omega_x,$$

тут F_{ψ} – функція з зоною нечутливості $\pm 17^{\circ}$.

Сигнал $\Delta \psi = \psi - \psi_{\text{зпс}}$ у законі управління іздромується або взагалі відключається при незначних відхиленнях літака від курсу ЗПС. Це підвищує точність стабілізації центра мас літака на заданій траєкторії при дії бічного вітру, оскільки звільнення курсу від необхідності точної стабілізації дозволяє літаку парити вітрові збурення розворотом на вітер, утримуючи центр мас на рівносигнальній зоні КРМ. Величина цієї зони дорівнює не більше $\pm 15... 18^{\circ}$, оскільки на етапі приземлення літак повинний встигнути розвернути поздовжню вісь за напрямком ЗПС. Аналогічний закон управління використовується в системі управління ВСУП-85 літака ІЛ-96-300 на етапі

виходу на курсову зону, де задане значення кута крену формується як

$$\gamma_z = F_{\Gamma p}^{\gamma} \left(K_{\varepsilon_{\kappa}} \varepsilon_{\kappa} + \frac{p}{T_{\dot{\varepsilon}_{\kappa}} p + 1} K_{\dot{\varepsilon}_{\kappa}} \varepsilon_{\kappa} \right) + K_{\psi} F_{\psi} \Delta \psi + K_{\dot{\psi}} F_{\dot{\psi}} \frac{p}{T_{\dot{\psi}} p + 1} \Delta \psi,$$

тут у границях зони обмеження сигнал $\Delta \psi$ не відключається, а іздромується; $F_{\Gamma p}^{\gamma}$ – функція обмеження заданого кута крену, змінює максимально припустимий кут крену з 30° на висоті 400 м до 2° на висоті 3 м.

Для забезпечення структурної стійкості контура управління в закон управління вводиться сигнал похідної $p \varepsilon_{\kappa}$. Для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигналу ε_{κ} в законах управління передбачається фільтрація керуючого сигналу.

Після перетину літаком площини глісади канал руля висоти перемикається на режим зниження по глісаді. Як правило, це сигналізується спалахуванням, наприклад, кнопки-табло “Заход прод.”, або згасанням кнопки-лампочки “КВ” (відключення стабілізації висоти польоту). Бленкер “Г” на лицьовій панелі приладу ПНП-72 (НПП) закривається.

Для форсованого виходу літака на глісаду зниження у закон управління деяких систем управління підключається сигнал Θ_{Γ} , який у момент перетину літаком глісади надходить на руль висоти, переводячи літак у режим зниження. Іздромна ланка в колі цього сигналу поступово онулює його й у подальшому літак утримується на глісаді основним керуючим сигналом ε_{Γ} – відхиленням літака від рівносигнальної зони глісадного радіомаяка (ГРМ). Наприклад, закон управління системи автоматичного управління літака з іздромним зворотним зв'язком у сервоприводі має вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_b = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} \left(K_{\varepsilon_{\Gamma}} \varepsilon_{\Gamma} + \frac{K_{\dot{\varepsilon}_{\Gamma}} p}{T_{\phi} p + 1} \varepsilon_{\Gamma} \right) + W_g(p) \vartheta + \frac{T_{\Theta} p}{T_{\Theta} p + 1} \Theta_{\Gamma} + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z$$

Як і в бічному каналі для подавлення високочастотних радіотехнічних завад сигнал ε_{Γ} фільтрується, а для підвищення точності

стабілізації літака на глісаді планерування сигнал кута тангажа ізодромується, забезпечуючи можливість парирувати шляхом зміни кута тангажа вертикальні вітрові збурення, а також змінювати кут тангажа на етапі виходу на глісаду. Для забезпечення структурної стійкості контура в закон управління вводиться похідна $p\varepsilon_r$. Іздромування кута тангажа може здійснюватися через фільтр першого порядку

$$W_g(p) = K_g \frac{T_3 p}{T_3 p + 1}, \quad \text{або через фільтр другого порядку}$$

$$W_g(p) = K_g \frac{p(a_2 p^2 + a_1 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}.$$

У деяких системах для компенсації збурень, що виникають при випуску механізації крила та шасі передбачаються додаткові сигнали.

Особливістю контурів управління заходом на посадку є їхня не стаціонарність. Для врахування цієї особливості при заході на посадку за інформацією системи посадки типу СП-50 (СП-70) у законах управління передбачається корекція керуючих сигналів. Особливо сильно не стаціонарність проявляється у поздовжньому каналі, оскільки глісадний радіомаяк розташовується у районі точки приземлення літака, а курсовий маяк КРМ приблизно за 1 км від кінця ЗПС. Тому саме в поздовжньому каналі заходам забезпечення стійкості контурів приділяється значна увага.

Основний засіб збереження стійкості контура – це зменшення коефіцієнта підсилення сигналу ε_r в міру наближення літака до ГРМ. Цього можна досягти вимірюванням дальності від літака до ГРМ, але система типу СП не має дальномірного каналу, тому інформацію про дальність до ГРМ отримують опосередковано.

Найбільш просто корекція реалізується двократною зміною коефіцієнта підсилення при прольоті літаком дальнього (ДПРМ) та ближнього (БПРМ) приводу, така корекція реалізована у системах автоматичного управління першого покоління.

Може бути реалізована корекція за часом польоту по глісаді. При цьому моменти корекції уточнюються залежно від умов заходу на посадку та від характеристик глісадного маяка, зокрема від крутості глісади. Для чого до перетину літаком глісади вимірюється швидкість зміни ε_r , яка несе інформацію про швидкість польоту літака, про висоту перетину глісади, про крутість глісади. Якщо літак захо-

дить на посадку на стандартний глісадний маяк, на стандартній висоті, зі стандартною швидкістю, моменти корекції також стандартні. При зміні цих умов, тобто якщо $p\varepsilon_r \neq (p\varepsilon_r)^*$ - де $(p\varepsilon_r)^*$ - певна стандартна швидкість зміни сигналу глісадного радіомаяка, то моменти корекції змінюються. Така корекція реалізована у системі траєкторного управління "Борт-45" бортової системи управління АБСУ-145м.

У деяких системах, наприклад, в САУ-1Т, інформацію про дальність до глісадного радіомаяка отримують побічно за інформацією про поточну істинну висоту польоту. При цьому вважається, що літак знаходиться на глісаді, а рельєф у районі аеродрому в напрямку ЗПС плоско-рівнинний. Корекція реалізується за інформацією від радіовисотоміра.

І наприкінці, інформацію про дальність до глісадного маяка отримують з використанням процедури ідентифікації. Для цього в обчислювачі САУ створюють математичну модель процесу заходу на посадку, яка у загальному вигляді може бути подана як функція $\ddot{\varepsilon}_r = f(\ddot{H}, V, L)$, інформація $\ddot{\varepsilon}_r$ використовується як найбільш інфор-

мативна. Порівнюючи інформацію $\hat{\varepsilon}_r$ математичної моделі й інформацію $\ddot{\varepsilon}_r$ самого процесу заходу на посадку отримують оцінку

$\Delta = \ddot{\varepsilon}_r - \hat{\varepsilon}_r$. Змінюючи в математичній моделі параметр L – дальність до глісадного маяка, добиваються мінімізації цієї оцінки, а отримане в наслідок такої процедури значення L використовується для корекції основного керуючого сигналу.

Характеристики сучасних радіомаяків типу MLS дозволяють створювати бортові системи управління, що забезпечують повністю автоматичне приземлення літака за III категорією ІКАО. Однак цьому заважає наявність радіозавад і викривлень рівносигнальних зон, які обумовлюються складовими додаткового випромінювання від нерухомих або рухомих об'єктів. Для подавлення цих завад в існуючих системах заходу на посадку використовують фільтрацію сигналів радіотехнічних систем, в сучасних системах ця проблема розв'язується шляхом комплексної обробки інформації курсоглісадних приймачів й інерціальної системи для формування сигналів лінійного відхилення від траєкторії заходу на посадку та швидкості його зміни. При цьому забезпечується більш ефективне подавлення

радіозавод та вітрових збурень без внесення запізнювання в отриману інформацію. За таким принципом побудований режим заходу на посадку в системі управління ВСУП-85 літаків ИЛ-96-300, ТУ-204.

8.3. Управління рухом літака на етапі посадки

У цьому випадку під терміном посадка ми будемо розуміти етапи вирівнювання і приземлення літального апарату на ЗПС.

Автоматизація режиму посадки є складною проблемою, яка ще не отримала повного свого вирішення. Цей етап польоту характеризується значною нестационарністю, як через зменшення швидкості польоту й збільшення кута атаки, що наближується до критичного, так і внаслідок аеродинамічного впливу землі. Час, що відводиться на виконання цього етапу польоту дуже малий та сумірний з часом перехідних процесів стабілізації літака на заданій траєкторії при дії різних збурень, що може призвести до неможливості парирования цих збурень і до зростання помилок управління.

Зважаючи на близькість землі, до контурів управління пред'являються дуже жорсткі вимоги. Наприклад:

- на висоті 30 м точність польоту літака вздовж глісади повинна бути $\pm 9,6$ м;
- у точці приземлення вертикальна швидкість $V_{у\text{приз}}$ не повинна перевищувати $1,5$ м/с;
- точка приземлення має знаходитися в межах 150...320 м від джерела глісади в поздовжньому напрямку і в межах $\pm 8,2$ м від осі ЗПС.

Вказані вимоги повинні бути витримані за таких умов: зустрічний вітер 46 км/год, ходовий вітер до 18 км/год, бічний вітер до 28 км/год.

Зауважимо, що на цьому етапі окрім вимог до точності управління рухом центра мас літака пред'являються вимоги й до кутових параметрів руху. Це обумовлено тим, що в момент дотику до посадкової смуги літак повинен мати певне кутове положення й певну орієнтацію вектора швидкості відносно ЗПС.

Важливим питанням на цьому етапі є будівництво посадкової траєкторії, яка забезпечує приземлення літака в заданій точці ЗПС із необхідними параметрами руху.

Із принципової точки зору саме просте розв'язання цієї задачі – це призначення незбуреної траєкторії як продовження глісади, аж до землі. У теперішній час пропонуються різні способи побудови траєкторії приземлення й автоматичного управління поздовжнім рухом літака на цій траєкторії.

Найбільш широко відомі такі методи побудови траєкторії приземлення (рис. 8.8):

1. Посадка за заздалегідь заданою (програмною) траєкторією приземлення. Для будівництва такої траєкторії пропонується використовувати радіолокаційні системи посадки.

2. Посадка літака в задану точку ЗПС. При реалізації цього способу управління пропонується при відхиленні літака від заданої траєкторії розраховувати в обчислювачі траєкторного управління нову траєкторію, яка забезпечує приземлення літака в задану точку ЗПС.

3. Посадка літака за експоненціальною траєкторією, не жорстко заданою відносно ЗПС. При відхиленні літака під впливом збурень від заданої траєкторії траєкторія посадки зміщується вздовж осі ЗПС, тобто та ж сама траєкторія будується вже з нової точки місцезнаходження літака.

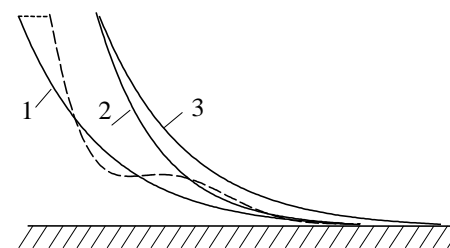


Рис. 8.8

Перший та другий спосіб забезпечують високу точність приземлення при дії збурень і при випадкових відхиленнях літака від траєкторії приземлення. Однак реалізація першого способу зустрічає труднощі, що пов'язані з колива-

льним характером перехідних процесів повернення літака на траєкторію посадки і можливістю жорстких ударів об посадкову смугу, якщо збурення виникає в момент дотику до ЗПС. Другий спосіб більш ефективний, але для його реалізації необхідна додаткова інформація про дальність до точки приземлення. Крім того, при дії висхідного потоку повітря існує тенденція значного збільшення крутості траєкторії приземлення й жорсткості посадки. Ось чому ці спосо-

би можуть використовуватися, в основному, в системах посадки палубних літаків.

При експоненціальному нежорсткому способі формування траєкторії дія збурень призводить до значного розкиду точок приземлення, однак у зв'язку з простотою апаратної реалізації цей метод може знайти більш широке розповсюдження.

При експоненціальному способі формування траєкторії вертикальна швидкість має задаватися пропорційно фактичній висоті польоту

$$\dot{H}_3 = -\frac{1}{T} H,$$

де T – стала часу експоненти.

Розв'язання цього рівняння дає поточне значення висоти

$$H_3(t) = H_0 e^{-\frac{t}{T}}.$$

Але використання такого закону для формування траєкторії посадки значно збільшує дистанцію приземлення, оскільки дотик літака до посадкової смуги (до асимптоти експоненти) теоретично відбувається тільки в безкрайності. Щоб уникнути цього, асимптота експоненти повинна розташовуватись (рис. 8.9) нижче ЗПС на рівні $H_{ac} = TV_{у\text{приз}}$. При $T = 2 \dots 5 \text{ с}$ і $V_{у\text{приз}} = 0,3 \dots 0,6 \text{ м/с}$ глибина залягання асимптоти дорівнює $H_{ac} = 0,6 \dots 3 \text{ м}$.

Така траєкторія реалізується при формуванні вертикальної швидкості у вигляді:

$$\dot{H}_3 = -\frac{H + H_{ac}}{T}.$$

На етапі приземлення виключається можливість використання інформації безпосередньо від датчиків нормального перевантаження навіть для контурів стійкості та керованості, оскільки в момент жорсткого дотику до ЗПС сигнал датчика перевантаження може призвести до непередбачених різких відхилень руля висоти. Управ-

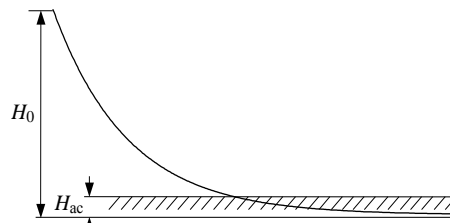


Рис. 8.9

ління на етапі приземлення реалізується через той же самий контур, що й на етапі заходу на посадку, щоб вилучити перехідні процеси при зміні структури контура управління, тобто через контур тангажа.

На етапі зниження по “продовженню глісади” ϑ_3 формується за інформацією про запам'ятовану при польоті по глісаді вертикальну швидкість зниження:

$$\vartheta_3 = \frac{K_{\dot{H}}}{K_{\vartheta}} (V_y - V_{y_3}),$$

де $V_{y_3} \approx -3,5 \text{ м/с}$,

а, починаючи з висоти $H \approx 20 \text{ м}$, $V_{y_3} = -\frac{H + H_{ac}}{T}$.

На певній висоті автомат тяги переводить двигуни в режим малого газу і літак, знижуючись і витримуючи задану вертикальну швидкість, починає збільшувати кут атаки і відповідно кут тангажа до посадкових значень. Природно, що в законі управління рулем висоти сигнал поточного кута тангажа повинен іздромуватись. Узагальнений закон управління на етапі приземлення може мати вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_B = K_{\vartheta} \frac{T_{\vartheta} p}{T_{\vartheta} p + 1} \vartheta + K_{\dot{H}} (V_y - V_{y_3}) + K_{\omega_z} \frac{T_{\omega_z} p}{T_{\omega_z} p + 1} \omega_z.$$

Основні труднощі при реалізації розроблених алгоритмів автоматичного управління на етапі приземлення виникають при отриманні достовірної інформації про вертикальну швидкість зниження та про істинну висоту польоту.

Управління бічним рухом на етапі приземлення здійснюється за сигналами КРМ аналогічно етапу заходу на посадку. Особливістю етапу приземлення є те, що в момент дотику літака до посадкової смуги він повинен мати курс, що дорівнює курсу ЗПС.

Пілот у режимі ручного управління безпосередньо перед приземленням за допомогою руля направлення розвертає літак вздовж осі ЗПС. Як варіант, такий спосіб управління бічним рухом можна використовувати й при автоматичному управлінні. Канал елеронів безпосередньо перед приземленням перемикається в режим стабілізації нульового кута крену, а канал руля направлення починає стабілізувати курс ЗПС в режимі плоского розвороту. Після дотику до ЗПС у закон управління каналу руля направлення підключається си-

гнал відхилення ε_k від ε_{k0} – положення центра мас літака відносно площини посадкового курсу в момент дотику до ЗПС.

Наприкінці зауважимо, що при напівавтоматичному (директорному) управлінні закони відхилення командних стрілок директорних приладів практично не відрізняються від законів управління рульових агрегатів. Саме директорне управління пілот частіше всього використовує на етапі заходу на посадку та на етапі приземлення, оскільки пілоту психологічно важко залишатись байдужим до управління на таких відповідальних етапах польоту.

Контрольні питання

1. У чому особливість побудови траєкторії виходу в зону аеродрому посадки?
2. Як формується траєкторія виведення літака на запасний аеродром посадки в горизонтальній площині за інформацією від навігаційної системи ближньої навігації і посадки типу РСБН?
3. Для чого застосовують передпосадковий маневр “коробочка” і як вона виконується?
4. Як формується основна траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині для літаків цивільної авіації?
5. Як формується траєкторія передпосадкового маневру у вертикальній площині в системі РСБН?
6. За якими параметрами класифікують системи забезпечення посадки літака?
7. Які навігаційні засоби забезпечують формування траєкторії заходу на посадку? Яким чином наземні засоби забезпечення посадки розташовуються відносно ЗПС?
8. У чому головна особливість цих контурів управління заходом на посадку?
9. Які існують заходи боротьби з нестационарністю в контурах управління заходом на посадку?
10. Які існують способи побудови траєкторії приземлення?
11. У якому вигляді можна побудувати експоненціальну траєкторію приземлення? Запишіть можливий варіант закону управління позадвжнім рухом літака на етапі приземлення.
12. Який алгоритм управління бічним рухом можна використовувати при автоматичному управлінні на етапі приземлення?