

У загальному випадку управління поздовжнім рухом центра мас ЛА складається з управління висотою та швидкістю польоту.

Для управління висотою польоту суттєве значення має рівень, відносно якого вимірюється висота. При польоті ЛА прийнято розрізняти такі висоти:

- істинну (геометричну)  $H_{\text{іст}}$ ;
- барометричну (абсолютну)  $H_{\text{абс}}$ ;
- відносну  $H_{\text{від}}$ ;
- ешелону  $H_{\text{еш}}$ ;
- рельєфу місцевості  $h_p$ .

Знання істинної висоти польоту необхідно для забезпечення безпеки польоту (особливо при польотах на малих висотах), для виконання навігаційних розрахунків (при скиданні вантажів і парашутуванні), пов'язаних з визначенням місцеположення ЛА відносно точок на земній поверхні, для виконання розвідувальних і пошукових польотів. При вирішуванні багатьох з перелічених задач доцільно знання усередненої висоти, тобто істинної висоти польоту без урахування дрібної структури рельєфу підстильної місцевості.

Контроль висоти ешелону необхідний для розв'язання всіх пілотажних задач, де потрібно враховувати змінні характеристики ЛА і його силової установки залежно від висоти польоту.

Висота ешелону прийнята за основний контрольований параметр у системі вертикального ешелонування. Це необхідно для того, щоб усі ЛА мали однаковий рівень початку відліку висоти. Оскільки повітряне середовище для всіх ЛА, що знаходяться в одному районі, однакове, а їх висотоміри мають стандартне тарування, то в цьому випадку взаємно компенсуються методичні похибки висотомірів і похибки, пов'язані з відхиленням параметрів атмосфери від розрахункової. Тобто ці похибки не будуть збільшувати імовірність зіткнення ЛА один з одним.

При управлінні поздовжнім рухом ЛА також необхідно враховувати розходження параметрів, що характеризують швидкість польоту. Нагадаємо, що приладна (індикаторна) швидкість  $V_{\text{пр}}$ , а також число  $M$  польоту необхідні для розв'язання пілотажних задач, оскільки від цих параметрів залежать усі аеродинамічні характеристики ЛА і діапазони льотних обмежень.

Шляхова (земна) швидкість  $V_{\text{ш}}$  необхідна для реалізації чотиримірної навігації з витримуванням часового графіка польоту, а також у всіх інших випадках управління швидкістю, коли рух ЛА задається з наземних пунктів управління. Контроль шляхової швидкості необхідний також для розв'язання інших навігаційних задач.

Істинна повітряна швидкість  $V$  при наявності на сучасних ЛА вимірників шляхової швидкості та числа  $M$  польоту втрачає своє значення як параметр управління. Проте вимірювання істинної повітряної швидкості необхідне для розрахунку швидкості вітру  $W$ , а також для числення шляху у випадку відмови вимірника шляхової швидкості польоту ЛА.

Перелік типових задач, що розв'язуються ПНК при управлінні поздовжнім рухом ЛА на різних етапах маршрутного польоту, приведений у табл. 7.4.

Таблиця 7.4

Етап польоту	Управління висотою	Управління швидкістю
Набір висоти	При контролі $H_{\text{абс}}$	За залежністю $M$ ( $V_{\text{пр}}$ )
Політ за трасою	При стабілізації $H_{\text{еш}}$	За $V_{\text{ш}}$ відповідно до часового графіка, контроль $M$ ( $V_{\text{пр}}$ )
Розвідувальні польоти	При стабілізації усередненої $H_{\text{іст}}$	При стабілізації $M$ ( $V_{\text{пр}}$ ) і контролі $V_{\text{ш}}$
Профільний політ на малих висотах	З урахуванням попереду лежачого рельєфу місцевості та контролі $H_{\text{іст}}$	При стабілізації $M$ або контролі $V_{\text{пр}}$
Пошукове маневрування в заданому районі	За усередненої $H_{\text{іст}}$	За $V_{\text{ш}}$ з контролем параметрів $M$ і $W$
Зниження	За $H_{\text{від}}$ з одночасним контролем $H_{\text{іст}}$	При контролі залежності $M$ і $V_{\text{пр}}$

Тут задачі управління умовно розділені на три типи:

1. Контроль параметра, де розуміється його обмеження або необхідність його врахування при прийнятті яких-небудь рішень;
2. Стабілізація параметра;
3. Управління за зазначеним параметром у разі необхідності його цілеспрямованої зміни.

На особливостях оцінки координат поздовжнього руху ЛА ми зупинялися раніше, тому роздивимося основні алгоритми управління поздовжнім рухом.

Профіль польоту ЛА обирається з умов найменшої витрати палива, а також з тактичних міркувань. Типовий профіль маршрутного перельоту – перельоту з аеродрому вильоту до аеродрому призначення після зльоту та виходу на маршрут, складається з таких основних етапів: набирання висоти ешелону, крейсерський політ зі східчастою зміною ешелонів польоту; зниження до висоти передпосадкового маневрування. Профіль маршрутного польоту літаків спеціального призначення має свою специфіку і відрізняється від польоту з метою транспортного перевезення. На деяких ділянках маршрутного польоту доцільний перехід на малі висоти.

Автоматичне управління поздовжнім рухом літака на етапі крейсерського польоту зводиться до стабілізації барометричної висоти ешелону польоту. Перехід з одного ешелону на інший здійснюється в режимі автоматизованого (сумісного) управління. При цьому пілот у режимі ручного управління, змінюючи кут тангажа, задає літаку потрібну вертикальну швидкість зниження або набору висоти, а в режимі автоматичного управління САУ, стабілізуючи заданий кут тангажа, утримує задану вертикальну швидкість. Пілот, періодично втручаючись в управління, коректує вертикальну швидкість, а кінцевий етап виходу на нову висоту ешелону здійснює в режимі ручного управління, після чого знову вмикає режим стабілізації барометричної висоти нового ешелону польоту. Можна організувати й автоматичне управління зміною ешелонів польоту за сигналами з БЦОМ або з наземних пунктів управління польотом.

Режим стабілізації барометричної висоти польоту вмикається кнопкою-табло або кнопкою-лампочкою (“Нб” або “КВ”) на пульті

управління ПНК або САУ. Його доцільно вмикати з режиму стабілізації кутових положень, зокрема з режиму стабілізації кута тангажа горизонтального польоту.

За датчик відхилення літака від заданої барометричної висоти польоту – висоти, на якій здійснюється вмикання режиму, застосовуються коректори висоти. Як що до складу бортового обладнання входить система повітряних сигналів, то цю інформацію доцільніше отримувати саме від цієї системи.

За приклад наведемо типові закони управління режиму стабілізації барометричної висоти через контур формування заданого кута тангажа  $\vartheta_{зад}$  та через контур нормального перевантаження  $n_{узад}$ .

$$\begin{aligned}
 1. \quad \delta_B &= K_{\vartheta} (\vartheta - \vartheta_{зад}) + K_{\omega_z} \omega_z - K_B^{\gamma} f(|\gamma|); \\
 \vartheta_{зад} &= -\frac{1}{K_{\vartheta}} \left( K_H + K_{\dot{H}} p + \frac{K_{\ddot{H}}}{p} \right) (H - H_{зад}); \\
 2. \quad \delta_B &= K_{n_y} (n_y - n_{узад}) + K_{\omega_z} \omega_z - K_B^{\gamma} f(|\gamma|); \\
 n_{узад} &= -\frac{1}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) (H - H_{зад}).
 \end{aligned} \tag{7.34}$$

Основним сигналом законів управління є відхилення поточної барометричної висоти польоту від заданої  $(H - H_{зад})$ , яка є висотою вмикання коректора висоти.

Управління висотою польоту через контур нормального перевантаження у переважній більшості краще, оскільки такий контур більш швидкодійний й ефективніше парирує вітрові збурення, але забезпечення стійкості такого контуру при відсутності у законі управління сигналу кута тангажа потребує додаткових заходів, зокрема введення в закон управління похідної від основного сигналу.

У законах управління (7.34)  $\delta_B$  – відхилення руля висоти;

$K_{\omega_z} \omega_z$  – демпфіруючий сигнал. Складова  $f(\gamma) = \frac{1 - \cos \gamma}{\cos \gamma}$  у законах

управління призначена для компенсації втрати висоти при кренах літака. У першому законі управління для підвищення точності ста-

білізації використовується інтегральна складова  $\frac{K_{\tilde{H}}}{p}(H - H_{зад})$ .

Для підвищення точності можуть також використовувати закони управління з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі.

Для поліпшення якості процесів стабілізації в законі управління можуть бути присутні перша та друга похідні від сигналу відхилення  $\Delta H$ . Причому за першу похідну використовується сигнал  $V_y$ , а за другу – сигнал нормального перевантаження  $\Delta n_y$ . Наприклад, в системі управління польотом типу ВСУП-85, керуючий сигнал формується у вигляді

$$\vartheta_3 = K_H \Delta H + K_{V_y} V_y + K_{n_y} \Delta n_y.$$

При стабілізації істинної висоти польоту як основний датчик інформації використовується радіовисотомір.

Контур автоматичного управління істинною висотою польоту будується за типовою для траєкторного управління схемою, на основі найбільш швидкодійного контура – контура управління нормальним перевантаженням. На відміну від контура стабілізації барометричної висоти польоту істинна висота, яку вимірює радіовисотомір  $H_{рв}$ , може бути подана як різниця барометричної (абсолютної) висоти  $H_{абс}$  і висоти рельєфу  $h_p$ . Пілот на показчику радіовисотоміра встановлює задану висоту польоту  $H_{рв.з}$ . Сигнал різниці  $\Delta H = (H_{рв} - H_{рв.з})$  – це основний керуючий сигнал, на основі якого формується задане перевантаження  $n_{y3}$ . Структура контура управління істинною висотою польоту зображена на рис. 7.38.

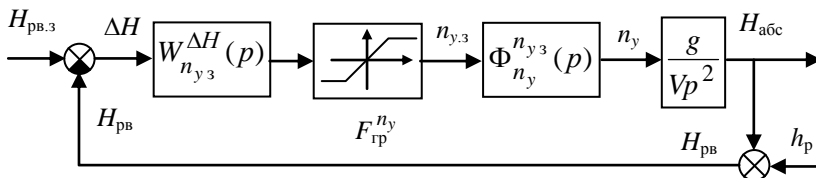


Рис. 7.38

Оскільки за внутрішній контур  $\Phi_{n_y}^{n_{y3}}(p)$  обраний контур управління нормальним перевантаженням, наприклад, з ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі, що реалізує закон управління у вигляді

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

то для забезпечення структурної стійкості контура управління висотою польоту задане значення нормального перевантаження необхідно формувати (передаточна функція  $W_{n_{y3}}^{\Delta H}(p)$ ) з урахуванням

похідної відхилення від заданої висоти. До того ж, похідна в законі управління враховує швидкість зміни рельєфу (кут схилу рельєфу). Сигнал радіовисотоміра, як правило, фільтрують, щоб згладити дрібні складки рельєфу. Задане значення нормального перевантаження обмежується, причому величина обмеження наближається до граничних можливостей літака. Таким чином, задане значення нормального перевантаження може формуватись у вигляді

$$n_{y3} = -\frac{F_{гр}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{\dot{H}} p) \frac{(H_{рв} - H_{рв.з})}{T_{\phi} p + 1}, \quad (7.35)$$

тут  $F_{гр}^{n_y}$  – функція обмеження нормального перевантаження;  $T_{\phi}$  – стала часу аперіодичного фільтру.

Основним збуренням для цього контуру є зміна висоти рельєфу  $h_p$ . Зазвичай роботу систем маловисотного контуру з радіовисотоміром аналізують на умовному рельєфі, що складається з ряду знакозмінних ухилів постійної крутості  $\mu_p$ .

Природно, що тільки за сигналами радіовисотоміра, не маючи інформації про місцевість, що знаходиться попереду, літак не в змозі подолати крутий східчастий схил рельєфу, висота якого перевищує задану висоту польоту. До того ж, він повторює плавну зміну рельєфу з деяким запізненням й інерційністю, які залежать від швидкості польоту та від маневрених можливостей літака змінювати траєкторію польоту у вертикальній площині.

Оцінимо граничні можливості маловисотного контуру з радіовисотометром. При цьому будемо вважати, що ЛА з нульовим кутом похилу траєкторії підлітає до висхідного схилу перешкоди (рис.7.39) і в точці 1 система миттєво реагує на наявність перешкоди шляхом формування максимально припустимого заданого перевантаження  $n_{у\max}$ .

Контур перевантаження з деяким перехідним процесом виводить ЛА на задане перевантаження  $n_{у\зад}$ .

Далі політ відбувається з цим значенням перевантаження. Внаслідок цього збільшується ви-

сота польоту ЛА (відносно точки 1), але істинна висота зменшується, тому що є інтенсивне збільшення висоти рельєфу місцевості. Мінімальне значення істинної висоти має місце в точці 3, де вектор швидкості польоту паралельний схилу гори.

Оскільки ми при розгляданні ідеалізуємо профіль рельєфу і характеристики системи управління, то немає сенсу розраховувати точну зміну істинної висоти. Уявимо процес польоту таким чином, що на ділянці 1–2 існує тільки запізнювання контуру управління на час виходу на задане перевантаження  $t_{\text{вих}}$ , а в точці 2 перевантаження  $n_{у\max}$  виникає миттєво.

Максимальна просадка літака в точці 3, яку можна назвати динамічною похибкою системи  $\Delta H_{\text{д}}$ , при зроблених вище припущеннях легко розраховуються з геометричних співвідношень (рис.7.39):

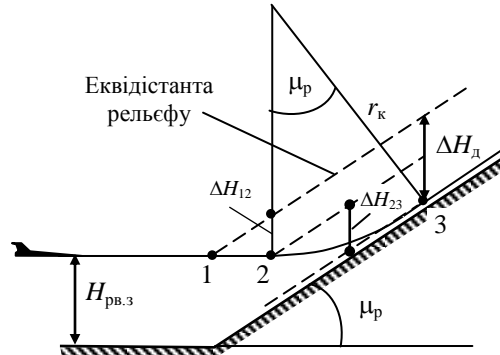


Рис. 7.39

$$\begin{aligned} \Delta H_{\text{д}} &= \frac{\Delta H_{12} + \Delta H_{23}}{\cos \mu_p}; \\ \Delta H_{12} &= V_{\text{ш}} t_{\text{вих}} \sin \mu_p; \\ \Delta H_{23} &= r_{\text{в}} (1 - \cos \mu_p). \end{aligned} \quad (7.36)$$

Ураховуючи, що радіус маневру в вертикальній площині

$$r_{\text{в}} = \frac{V_{\text{ш}}^2}{g n_{у\max}},$$

та використовуючи залежності (7.36), можна оцінити мінімальну задану висоту польоту  $H_{\text{рв.з min}}$ , яку можна реалізувати в системах з радіовисотоміром. При відомих характеристиках ЛА ( $t_{\text{вих}}$ ,  $n_{у\max}$ ), швидкості польоту ЛА, максимальної крутості схилів району польотів ( $\mu_p$ ), і точності РВ  $\sigma_{H_{\text{рв}}}$  маємо

$$H_{\text{рв.з min}} = H_{\text{без}} + \Delta H_{\text{д}} + \sigma_{H_{\text{рв}}},$$

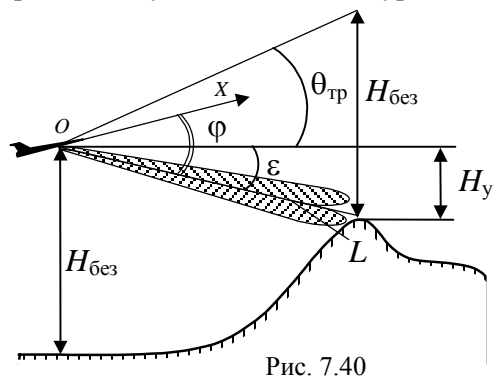
де  $H_{\text{без}}$  — мінімальна істинна висота безпечного польоту.

У сучасних ПНК системи автоматичного управління, що реалізують такий спосіб маловисотного польоту, у змозі забезпечити політ не нижче 200...300 м над рівнинною або слабко пересіченою місцевістю зі схилами, крутість яких не перевищує 5...10°, а також над водяною поверхнею.

Маловисотний політ над складним, сильно пересіченим рельєфом можливий тільки за інформацією про місцевість, що знаходиться попереду. Цю інформацію можна отримати за допомогою радіолокаційного дальноміра, візувальний промінь якого нахилений до земної поверхні. За допомогою такого дальноміра реалізують маловисотний політ зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти.

В основному, на цей час для цієї цілі застосовуються моноімпульсні РЛС. Приймальна антена таких РЛС має два основних пелюстки діаграми спрямованості, які зміщені за кутом місця. Площина їх перетинання створює рівносигнальний напрям, за яким здійснюється вимірювання параметрів точки рельєфу (рис.4.40).

За допомогою таких моноімпульсних РЛС вимірюються не два параметри, як у звичайних бортових РЛС, а три: курсовий кут і дальність до точки земної поверхні та її кут місця. Знання курсового кута перешкоди  $\varphi$  дозволяє визначити її положення відносно поздовжньої осі ЛА  $OX$ , а похила дальність  $L$  і кут місця  $\varepsilon$  забезпечують визначення так званої упередженої висоти  $H_y$  – істинної висоти ЛА понад перешкодою (рис. 7.40), якщо подальший політ буде здійснюватися без виконання маневру у вертикальній площині



$$H_y = L \sin \varepsilon. \quad (7.37)$$

Порівняння упередженої висоти  $H_y$  з безпечною заданою висотою  $H_{без}$  дозволяє судити про ступінь безпеки даної перешкоди і про необхідність виконання маневру для її обльоту.

Бортові РЛС, що використовуються для маловисотного польоту залежно від параметра вимірювання діляться на три основні групи:

- РЛС із нерухомим відносно поздовжньої осі напрямком виміру;
- РЛС, в яких є можливість управляти кутовим положенням антени і завдяки цьому стежити за деякою точкою на поверхні;
- РЛС із скануванням напрямку виміру, що дозволяє спостерігати з достатньо високою періодичністю багато точок попередлежачої місцевості.

Параметри, що вимірюються за допомогою моноімпульсної РЛС, використовуються для індикації на спеціальних екранах рельєфу перешкод, які являють собою небезпеку для польоту.

На екрані планового індикатора зображуються в тому або іншому вигляді всі перешкоди, для яких виконується умова  $(H_{без} - H_y) < 0$ , тобто всі перешкоди, упереджена висота польоту над котрими менше заданої безпечною (рис.4.41, а). Крім обрисів

рельєфу місцевості на екрані відображується курсова лінія, що вказує напрямок поздовжньої осі ЛА відносно перешкод. Такий спосіб індикації забезпечує обхід перешкод маневром у горизонтальній площині, для чого курс ЛА змінюється таким чином, щоб курсова риска проходила у вільних від перешкод зонах.

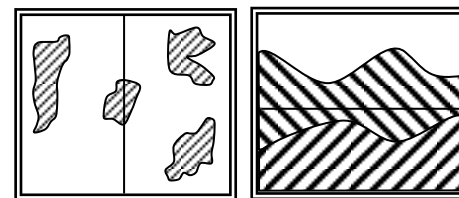


Рис. 7.41

При профільному відображенні (рис.7.41, б) на екрані індикатора формується зображення у вигляді с

рису вертикального перерізу рельєфу на заданій дальності від ЛА.

Як правило, вибирається декілька перерізів на різних (але постійних) дальностях до ЛА. При скануванні антени в азимуті для кожного напрямку на заданій дальності розраховується висота польоту над обрисом перерізу за формулою (7.37) і на екрані відображується лінія цього обрису. Положення точок цієї лінії у вертикальній площині визначається величиною різниці  $\Delta H = H_y - H_{без}$ , що відраховується від горизонтальної риси ( $\Delta H = 0$ ). Для польоту над рельєфом на висоті не менш безпечної, марка горизонтальної риси повинна втримуватися на лінії обрису перерізу. На екрані додатково зображується індекс, що вказує напрямок траєкторії польоту і характеризує тенденції зміни висоти.

З використанням інформації від РЛС може бути організоване як ручне управління ЛА за різноманітними індикаторами рельєфу (рис.7.41), так і автоматичне (або директорне) управління.

У системах, що забезпечують виконання автоматичного маловисотного польоту ЛА реалізується кутомірний метод і метод, заснований на стабілізації похилої дальності. Сутність кутомірного способу заснована на визначенні і витримуванні кута похилу траєкторії, витримування якого забезпечить політ ЛА над перешкодою на висоті, не меншій від  $H_{без}$ . Потрібний кут похилу траєкторії можна визначити з рис.7.40.

$$\operatorname{tg} \theta_{зад} = (H_{без} - L \sin \varepsilon) / L \cos \varepsilon.$$

При малих кутах

$$\theta_{\text{зад}} = \frac{H_{\text{без}}}{L} \varepsilon. \quad (7.38)$$

При реалізації цього способу параметр  $H_{\text{без}}$  задається, а  $L$  і  $\varepsilon$  вимірюються за допомогою моноімпульсних РЛС.

Отримане за допомогою співвідношення (7.38) значення кута  $\theta_{\text{зад}}$  порівнюється з фактичним його значенням, і сигнал, пропорційний їх різниці  $\Delta\theta = \theta - \theta_{\text{зад}}$ , використовується для управління польотом ЛА у вертикальній площині. Маневрування для обльоту перешкоди повинно починатися на деякій дальності від неї, тому в системах, що реалізують цей спосіб, вводяться обмеження похилої дальності та кута похилу траєкторії з урахуванням динамічних характеристик ЛА. Після прольоту над перешкодою здійснюється зниження ЛА. Для формування сигналу на зниження і польоту до наступної перешкоди на висоті, рівній  $H_{\text{без}}$  використовується інформація від радіовисотоміра.

У способі, заснованому на стабілізації похилої дальності, вимірюється та втримується в польоті деяке постійне значення похилої дальності до земної поверхні. Якщо вимірювання похилої дальності до земної поверхні здійснюється при певному куті похилу променя РЛС ( $\varepsilon = \text{const}$ ), то витримування в польоті постійного значення похилої дальності до земної поверхні на ділянці підвищення рельєфу забезпечує виконання польоту за обвідною траєкторією. Величина постійної похилої дальності встановлюється з урахуванням динамічних характеристик ЛА.

У цьому способі в польоті за допомогою моноімпульсної РЛС вимірюється похила дальність  $L$  до поверхні Землі при певному постійному значенні кута похилу вимірювального променя  $\varepsilon_0$ . Порівняння поточної похилої дальності із заданим її значенням  $L_3$  дає можливість розрахувати сигнал для зміни істинної висоти (рис.7.42)

$$\Delta H_1 = (L_3 - L) \sin \varepsilon_0,$$

Таким чином, зміна рельєфу, що знаходиться попереду, призводить до зміни похилої дальності  $L$ , яка повинна бути усунена за рахунок зміни істинної висоти польоту.

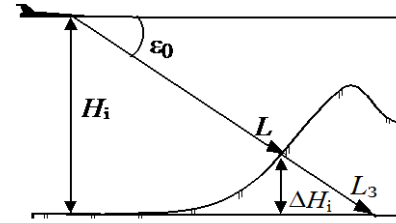


Рис. 7.42

задана похила дальність. Тоді

$$n_{y3} = -\frac{F_{\text{ГР}}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_L + K_L p) \frac{(L - L_3)}{T_{\Phi} p + 1}.$$

При стабілізації похилої дальності певні проблеми виникають при обльоті вершини та заднього схилу рельєфу, оскільки при цьому, по-перше, втрачається інформація від РЛС в момент переходу променя дальноміра за вершину. Тому при обльоті вершини в цей момент доцільно переходити на управління від радіовисотоміра або вмикати режим приведення до горизонту. По-друге, вихід над

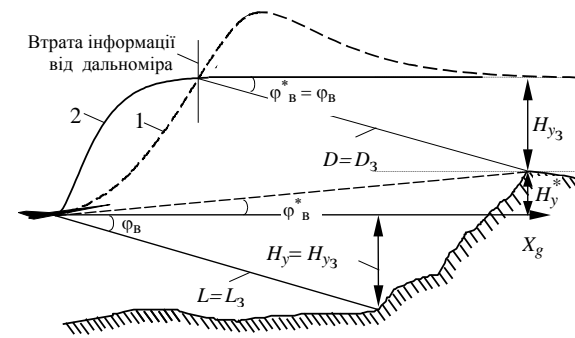


Рис.7.43

вершиною здійснюється з великим перерегулюванням (рис.7.43 траєкторія 1), оскільки обліт переднього схилу виконується з позитивним перевантаженням навіть до вершини.

Для розв'язання цієї проблеми можна організувати, наприклад, такий спосіб обльоту вершини. У момент зустрічі променя дальноміра з перешкодою – цей момент визначається як різке та тривале збільшення заданого нормального перевантаження

$$n_{y_3} = (K_L + K_{Lp}) \frac{(L - L_3)}{T_{\phi} p + 1} \geq n_{y_3}^* \quad \text{при } \Delta t > \Delta t^*,$$

за задане перевантаження обирається граничне і літак переходить у кабрирування. Одночасно промінь дальноміра починає сканувати вверх, розшукуючи вершину схилу – кут візування рельєфу  $\varphi_B^*$ , на якому починає втрачатися інформація від радіолокаційного дальноміра. Для цього кута візування розраховується поточна упереджена висота у районі вершини схилу:

$$H_y^* = L \sin \varphi_B^*,$$

яка порівнюється з заданою безпечною висотою, й на основі цієї різниці формується задане перевантаження для виходу на висоту прольоту вершини:

$$n_{y_3} = -\frac{F_{\Gamma p}^{n_y}}{K_{n_y}} (K_H + K_{H p}) \frac{(H_y^* - H_{y_3})}{T_{\phi} p + 1}.$$

Літак енергійно, але без перерегулювання виходить на задану висоту для обльоту вершини (траєкторія 2).

На протязі виконання маневру промінь дальноміра продовжує стежити за вершиною схилу, надаючи інформацію про  $L$  та  $\varphi_B^*$  для обчислення поточного значення  $H_y^*$ , доки кут візування рельєфу не досягне свого вихідного значення ( $\varphi_B^* = \varphi_B$ ), після чого вмикається режим стабілізації антени у просторі за допомогою гіростабілізатора. Подальший політ над вершиною призводить до втрати інформації від дальноміра. У цьому випадку доцільно переходити або на управління від радіовисотоміра, або починати поступове зниження аж до наступного підвищення рельєфу (до відновлення інформації дальноміра).

Зауважимо, що при обльоті переднього схилу ( $\mu_p > 0$ ) зі стабілізацією похилої дальності або випередженої висоти істинна висота польоту збільшується. Тому після перемикання управління на радіовисотомір за задану істинну висоту приймається висота у момент вмикання з плавним зменшенням її до висоти, встановленої на показчику радіовисотоміра.

Існують й інші методи управління маловисотним польотом з використанням інформації про висоту місцевості, що знаходиться попереду, наприклад, шляхом оперативного програмування траєкторії польоту. При застосуванні дальноміра зі скануючою антеною виникає можливість визначення висоти перешкод, які не можуть бути подолані тільки за інформацією радіовисотоміра. При підльоті до цих перешкод управління перемикається на стабілізацію похилої дальності або випередженої висоти за вище викладеним алгоритмом, а після прольоту вершини знову вмикається стабілізація істинної висоти польоту.

Для забезпечення виходу ЛА в задані точки маршруту в призначений час за керуючий параметр повинна використовуватися шляхова швидкість ЛА. Умовою розв'язання цієї задачі стає рівність фактичної шляхової швидкості її розрахунковому (заданому) значенню, яке забезпечує прибуття в задану точку в призначений час, тобто

$$V_{\text{ш}} = V_{\text{ш}_3} = S_{\text{зал}} / (t_3 - t),$$

де  $S_{\text{зал}}$  – дальність, що залишилась до заданої точки;  $t$ ,  $t_3$  – поточний і заданий час виходу ЛА в задану точку.

Проте скористатися цим співвідношенням не можна через неможливість безпосереднього управління в польоті шляховою швидкістю ЛА. Тому для розв'язання цієї задачі застосовуються непрямі способи, що засновані на управлінні повітряною швидкістю ЛА. Сутність одного з них така.

Припустимо, що етап заданого маршруту, за яким ЛА виходить в деяку кінцеву точку, є прямолінійним (ортодромічним), тобто при розв'язанні цієї задачі необхідно використовувати етапно-ортодромічну СК.

Розв'язання задачі починається з обчислення часу польоту до заданої точки і відстані до цієї точки

$$t_{\text{зал}} = t_3 - t; \quad S_{\text{зал}} = S - y,$$

де  $S$  – довжина етапу,  $y$  – відстань, що пройдена ЛА за маршрутом до поточного моменту часу  $t$ .

Далі розраховується величина проекції потрібної (заданої) повітряної швидкості на ортодромічний напрямок етапу маршруту

$$V_{y3} = (S_{зал} / t_{зал}) - W \cos \delta_{орт},$$

де  $W$  – швидкість вітру,  $\delta_{орт}$  – ортодромічний напрямок вітру.

Задане значення повітряної швидкості, що забезпечує прибуття ЛА в задану точку траєкторії польоту в момент часу  $t_3$ , визначається як:

$$V_3 = V_{y3} / \cos \psi_{орт},$$

де  $\psi_{орт}$  – ортодромічний курс ЛА.

Нарешті, розраховується потрібна зміна повітряної швидкості

$$\Delta V = V - V_3,$$

де  $V$  – значення істинної повітряної швидкості ЛА в поточний момент часу.

Саме за параметром  $\Delta V$  здійснюється управління рухом ЛА з метою забезпечення прибуття в задану точку маршруту в призначений час.

Управління швидкістю може бути реалізоване через канал руля висоти або автомат тяги. Природно, що управління швидкістю польоту через канал руля висоти потребує змінювати висоту польоту для витримування заданої швидкості, тому цей канал використовується тільки на етапах набору висоти та зниження. Управління швидкістю польоту на трасах без зміни висоти забезпечує канал автомата тяги. Автомат тяги забезпечує стабілізацію заданої швидкості польоту за рахунок зміни тяги двигуна, при цьому виконавчі механізми автомата тяги переміщують безпосередньо РУД (рукоятки управління двигунами). Управління двигуном повинно бути плавне з використанням повільних сервоприводів. У таких приводах доцільно реалізовувати швидкісні зворотні зв'язки, для забезпечення потрібних точнісних характеристик контурів стабілізації заданої швидкості польоту.

Як приклад режиму управління швидкістю польоту може бути приведений закон управління автомата тяги бортової системи управління АБСУ-154

$$p\delta_{ст} = \frac{1}{T_{\phi} p + 1} \left[ K_V \Delta V + \frac{p}{T_1 p + 1} K_V \Delta V + W_{\theta}(p) \theta \right];$$

тут  $\delta_{ст}$  – переміщення сектора газу ( $p\delta_{ст}$  – швидкість переміщення);  $\Delta V = V - V_3$  – основний керуючий сигнал. Позиційну складову основного керуючого сигналу (у законі управління зі швидкісним зворотним зв'язком це похідна від  $\Delta V$ ) отримують шляхом диференціювання. Аперіодичний фільтр зі сталою часу  $T_{\phi}$  забезпечує плавність зміни керуючих сигналів.

Остання складова закону управління реалізує комбіноване управління швидкістю польоту і кутом тангажа. При цьому зміна швидкості польоту через зміни кута тангажа попереджається додатковими переміщеннями РУД.

1. Перелічити основні задачі, розв'язуванні ПНК на етапі маршрутного польоту.
2. Які основні вимоги пред'являються до ПНК на етапі маршрутного польоту?
3. Які системи координат використовуються в ПНК при розв'язанні задач навігації та управління?
4. Перелічити основні алгоритми визначення пілотажно-навігаційних параметрів польоту ПС.
5. Як визначаються координати місцезнаходження ПС?
6. За рахунок чого в ПНК підвищується точність навігації?
7. Перелічити основні навігаційні лінії положення.
8. Яким чином виконується корекція координат поточного місцезнаходження ПС за допомогою РСБН?
9. Яким чином виконується корекція координат поточного місцезнаходження ПС за допомогою РСДН?
10. Які існують методи польоту за маршрутом?
11. Які алгоритми використовуються при виході літака на ЛЗШ при реалізації маршрутного методу?
12. Від яких параметрів польоту залежить ЛУР?