

### 7.8. Алгоритми управління бічним рухом ЛА при польоті за маршрутом

У сучасних ПНК при введенні в БЦОМ програми автоматизованого польоту за маршрутом можна виділити такі способи формування ЛЗШ:

- завдання координат кінцевої (для етапу польоту) НТ з постановкою задачі виходу в цю точку без урахування напрямку;
- завдання ЛЗШ координатами двох НТ (у цьому випадку ЛЗШ це ортодромія на сфері або пряма лінія на площині);
- завдання ЛЗШ у вигляді лінії постійного навігаційного параметра відносно однієї або декількох НТ. Характерними випадками можуть бути:
  - а) постійний ортодромічний пеленг на НТ (ЛЗШ являє собою лінію рівних пеленгів);
  - б) постійна дальність до НТ (ЛЗШ являє собою окружність або орбіту).

На рис.7.25 зображений найбільше загальний випадок – формування ЛЗШ двома НТ (НТ<sub>1</sub> і НТ<sub>2</sub>), початок відліку курсу ЛА відповідає геодезичній СК.

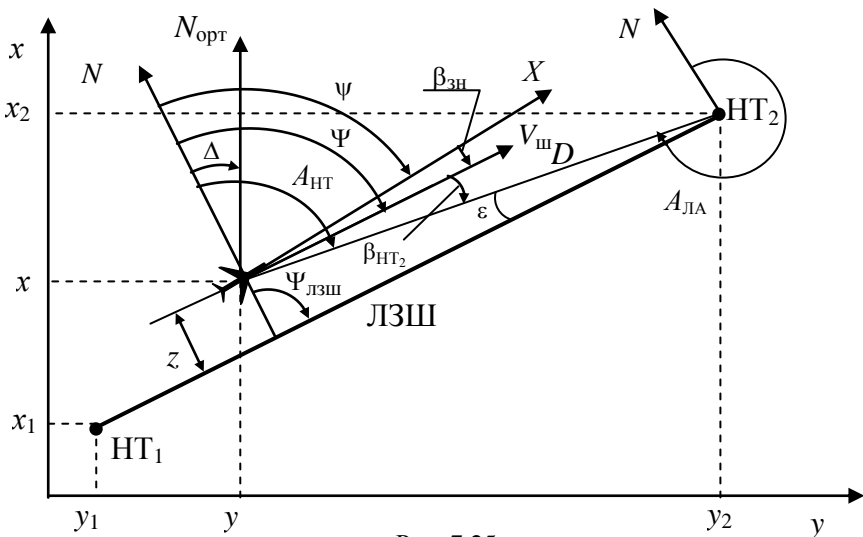


Рис. 7.25

Положення ЛА відносно ЛЗШ і кінцевої точки етапу маршруту НТ<sub>2</sub> визначається такими навігаційними параметрами:

- $\psi$  – істинним курсом польоту ЛА ;
- $\beta_{зш}$  – кутом знесення;
- $\Psi$  – істинним шляховим кутом польоту ЛА;
- $\beta_{нт2}$  – курсовим кутом НТ<sub>2</sub> ;
- $\Psi_{лзш}$  – істинним шляховим кутом ЛЗШ або ортодромії ;
- $A_{нт}$  – істинним пеленгом (азимутом) НТ;
- $A_{ла}$  – істинним пеленгом (азимутом) ЛА відносно НТ<sub>2</sub>;
- $\Delta$  – кутом сходження меридіанів;
- $\epsilon$  – кутовим бічним відхиленням ЛА відносно ЛЗШ;
- $z$  – лінійним бічним відхиленням ЛА від ЛЗШ;
- $D$  – горизонтальною дальністю до НТ<sub>2</sub>.

Залежно від того, які з навігаційних параметрів вимірюються й обчислюються на борту ЛА, а потім використовуються для керування польотом методи управління бічним рухом при польоті за маршрутом поділяють на курсовий, шляховий і маршрутний.

#### Курсовий метод управління польотом за маршрутом

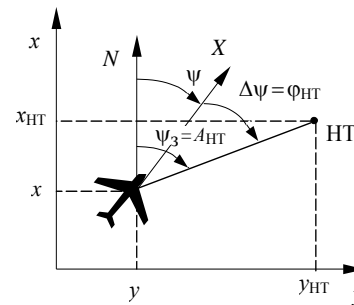


Рис. 7.26

При курсовому методі управління польотом за маршрутом ЛЗШ не фіксується, а задається тільки кінцева навігаційна точка, в яку треба вивести ЛА. Саме в цю точку спрямовується поздовжня вісь ЛА (рис.7.26) і управління здійснюється відповідно різниці між азимутом  $A_{нт}$  навігаційної точки НТ (заданим у певній системі координат напрямком на цю точку, тобто заданим курсом  $\psi_3 = A_{нт}$ ) і поточним курсом ЛА  $\psi$ , а саме за відхиленням  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ . На практиці цей метод реалізується двома технічними способами.

При курсовому методі управління польотом за маршрутом ЛЗШ не фіксується, а задається тільки кінцева навігаційна точка, в яку треба вивести ЛА. Саме в цю точку спрямовується поздовжня вісь ЛА (рис.7.26) і управління здійснюється відповідно різниці між азимутом  $A_{нт}$  навігаційної точки НТ (заданим у певній системі координат напрямком на цю точку, тобто заданим курсом  $\psi_3 = A_{нт}$ ) і поточним курсом ЛА  $\psi$ , а саме за відхиленням  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ . На практиці цей метод реалізується двома технічними способами.

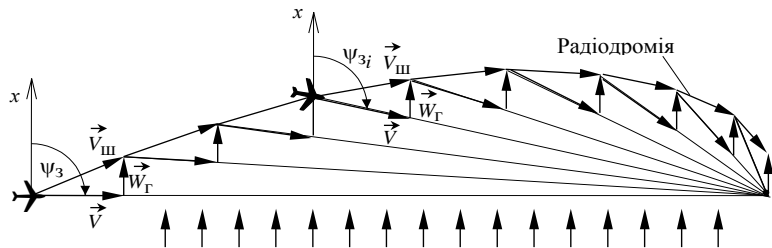


Рис. 7.27

Перший спосіб передбачає безпосереднє вимірювання  $\Delta\psi$ , як курсового кута радіостанції навігаційної точки  $\varphi_{HT} = \Delta\psi$ , що можливо, якщо в цій точці розташовані радіостанція або маяк РСБН (радіотехнічної системи ближньої навігації). Такий варіант курсового методу – це найбільш давній спосіб автоматизованого літаководіння.

Другий спосіб передбачає вимірювання поточних координат місцезнаходження ЛА ( $x, y$ ) і знання координат навігаційної точки  $HT$  ( $x_{HT}, y_{HT}$ ), що попередньо введені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу як координати певного пункту маршруту. За цією інформацією безперервно обчислюється заданий курс літака  $\psi_3$ , рівний азимуту навігаційної точки (рис.7.26) і дальність до неї:

$$\psi_3 = A_{HT} = \arctg \frac{y_{HT} - y}{x_{HT} - x};$$

$$D = \sqrt{(x_{HT} - x)^2 + (y_{HT} - y)^2}.$$

Інформація про поточний курс  $\psi$  надходить від курсових систем літака. Формуючи різницю  $\Delta\psi = \psi - \psi_3$ , можна реалізувати курсовий метод управління польотом за маршрутом.

Діючі на ЛА збурення призводять до помилок в орієнтації ЛЗШ, визначеної в певний момент часу відносно навігаційної точки (рис. 7.27). Тому, стабілізуючи закладений в пам'ять БЦОМ заданий курс, ЛА неминуче пройде мимо заданої навігаційної точки. Ось чому при реалізації курсового методу необхідно безперервно або епізодично коректувати заданий курс  $\psi_{3i}$  відповідно поточного

місцезнаходження ЛА або реалізувати управління за інформацією про поточний курсовий кут навігаційної точки.

При наявності бічної складової горизонтального вітру –  $\vec{W}_r$ , яка весь час зносить літак від заданої лінії шляху, траєкторія польоту в задану навігаційну точку за інформацією про поточний курсовий кут радіостанції буде криволінійною (див. рис. 17.2) і носить назву – *радіодромія*. Тут враховано, що при відсутності ковзання поздовжня вісь літака збігається з вектором повітряної швидкості  $\vec{V}$ , яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  на кут знесення.

Курсовий метод управління польотом за маршрутом без зайвих труднощів може бути реалізований на борту ЛА, оскільки керуючий сигнал (відхилення від напрямку на навігаційну точку) достатньо просто вимірюється навігаційними датчиками й безпосередньо може використовуватися для управління ЛА. Але невизначеність напрямку траєкторії та часу виходу в задану точку маршруту при наявності бічного вітру стає головним недоліком цього методу, ось чому він використовується як резервний метод управління польотом за маршрутом.

### Шляховий метод управління польотом за маршрутом

Шляховий метод управління польотом за маршрутом – це удосконалений варіант курсового методу. При реалізації шляхового методу в задану навігаційну точку спрямовується не поздовжня вісь літака, а вектор шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  (рис.7.28), тобто управління реалізується за інформацією про відхилення поточного шляхового кута від заданого  $\Delta\Psi = \Psi - \Psi_3$ . Заданий шляховий кут розраховується, як і заданий курс, а при вимірюванні поточного шляхового кута враховується кут знесення:

$$\Psi = \psi - \beta_{zn}.$$

Тут вважається, що при відсутності ковзання  $\beta$  поздовжня вісь ЛА

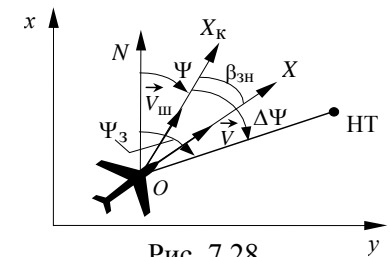


Рис. 7.28

$OX$  збігається з вектором повітряної швидкості  $\vec{V}$ , яка відрізняється від напрямку вектора шляхової швидкості  $\vec{V}_{ш}$  (вісь  $OX_k$  траекторної системи координат) на кут знесення  $\beta_{zn}$ .

Вихід на черговий пункт маршруту при реалізації цього методу здійснюється за прямою лінією (лінія найкоротшого шляху) навіть при наявності бічного вітру. Однак, якщо внаслідок діючих збурень ЛА відхилився від ЛЗШ, він вже до неї не повертається. Ось чому при реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом залишається необхідність періодично коректувати заданий шляховий кут, обчислюючи його залежно від поточного місцезнаходження ЛА, тобто періодично формувати нову ЛЗШ як лінію найкоротшої відстані до заданої навігаційної точки.

До складності реалізації шляхового методу управління польотом слід віднести відсутність на борту літака безпосередніх вимірників шляхового кута, а формування шляхового кута за інформацією про кут знесення зустрічає певні труднощі, що зв'язані з обмеженням умов функціонування доплеровського вимірника кута знесення, наприклад, понад водяною поверхнею.

Проте на сучасних ЛА шляховий метод широко застосовується при автоматичному управлінні маршрутним польотом, особливо при оперативному виборі координат чергового ППМ або іншої навігаційної точки маршруту.

На сучасних літаках автоматичне управління бічним рухом здійснюється через канал елеронів за, так званою, перехресною схемою. Руль направлення використовується для демпфірування коливань літака навколо нормальної осі та для компенсації ковзання. При реалізації автоматичного польоту за маршрутом курсовим або шляховим методом на відміну від режимів стабілізації курсу задане значення кута крену обмежується. Граничні значення заданого кута крену залежать від типу ЛА. Для важких літаків цивільної авіації вони досягають  $30^\circ$ . Обмеження пов'язані з тим, що при значних змінах напрямку маршруту величина потрібного кута крену, яка обчислюється відповідно куту розвороту на новий курс ЛЗШ, може перевищувати навіть  $90^\circ$ . Закони управління, напри-

клад, в контурах із ізодромним зворотним зв'язком у сервоприводі мають вигляд:

$$\frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

де при реалізації курсового методу  $\gamma_3 = F_{гр} \frac{K_\psi}{K_\gamma} (\psi - \psi_3)$ ;

при реалізації шляхового методу  $\gamma_3 = F_{гр} \frac{K_\psi}{K_\gamma} (\Psi - \Psi_3)$ .

Тут  $\frac{T_i p}{T_i p + 1}$  – ізодромна ланка у колі зворотного зв'язку сервопривода, яка зберігаючи інтегровальні властивості рульового агрегату, забезпечує підвищену точність управління;  $\delta_e$  – відхилення елеронів;  $K_\gamma, K_\psi, K_\Psi, K_{\omega_x}$  – передаточні числа;  $(\gamma - \gamma_3)$  – відхилення поточного кута крену від заданого;  $K_{\omega_x} \omega_x$  – складова з кутової швидкості крену, яка забезпечує демпфірування кутових коливань літака;  $F_{гр}$  – функція, що формує граничні значення заданого кута крену (функція обмеження заданого кута крену).

При реалізації управління через контур крену з жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі для підвищення точності в закони формування  $\gamma_3$  додають інтегральні складові, наприклад, за законом управління:

$$\delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x,$$

при реалізації курсового методу  $\gamma_3 = \frac{F_{гр}}{K_\gamma} \left( K_\psi + \frac{K_{\tilde{\psi}}}{P} \right) (\psi - \psi_3)$ .

При реалізації шляхового методу управління польотом за маршрутом замість сигналу  $(\psi - \psi_3)$  використовують інформацію про відхилення поточного шляхового кута від заданого.

Маршрут ЛА зазвичай проходить за повітряними трасами й складається з відрізків окремих ортодромій, які з'єднують суміжні пункти маршруту. Політ за заданими ортодроміями реалізується за допомогою маршрутного методу.

### Маршрутний метод управління польотом за маршрутом

Маршрутний метод управління польотом дозволяє утримувати літак на заданій траєкторії, усуваючи відхилення  $z$  центра мас

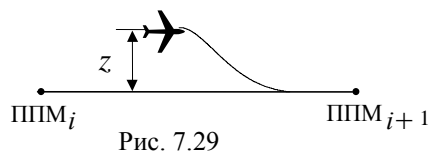


Рис. 7.29

ЛА від лінії заданого шляху (рис. 7.29). Цей метод потребує інформації про параметри відхилення від ЛЗШ: величину бічного відхилення  $z$ , швидкість зміни бічного відхилення

$\dot{z}$ , дальність  $D$  до чергового ППМ.

Обчислення  $\Delta z$ ,  $\dot{z}$ ,  $D$  для реалізації маршрутного методу керування польотом здійснюється або в етапно-ортодромічній (рис. 7.30) системі координат, або в спільній для всіх етапів системі координат (рис. 7.31).

У першому варіанті для кожного етапу польоту між навігаційними точками ППМ<sub>*i*</sub> та ППМ<sub>*i+1*</sub> використовується своя система координат  $Ox'y'$ , вісь  $Ox'$  якої з'єднує точки ППМ<sub>*i*</sub> та ППМ<sub>*i+1*</sub>, і параметри, що необхідні для управління маршрутним методом, визначаються за формулами:

$$z = y'; \quad \dot{z} = V_{шy}; \quad D = \sqrt{(S - x')^2 + (y')^2},$$

де  $x', y'$  – поточні координати центра мас ЛА;

$V_{шy}$  – проекція вектора шляхової швидкості на вісь  $Oy'$ ;

$S$  – відстань між ППМ<sub>*i*</sub> та ППМ<sub>*i+1*</sub>.

Величина залишкової дальності  $D$  необхідна для обчислення точки початку розвороту для виходу на наступну ортодромію.

Другий варіант передбачає обчислення параметрів руху в спільній для всіх етапів системі координат  $Oxy$ . Тут обчислення виконуються за очевидними співвідношеннями, що впливають з рис. 7.31:

$$\varepsilon = A_{HT} - \psi_{ЛЗШ} = \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y}{x_{i+1} - x} \right| - \arctg \left| \frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right|;$$

$$D = \sqrt{(x_{i+1} - x)^2 + (y_{i+1} - y)^2};$$

$$z = D \sin \varepsilon.$$

У цьому варіанті певні труднощі виникають при обчисленні  $\dot{z}$ , тому якщо цей параметр необхідний для формування управління на етапі польоту за маршрутом, то його отримують шляхом диференціювання сигналу  $z$  безпосередньо в обчислювачі САУ. Інші навігаційні параметри розраховуються в обчислювачі навігаційного комплексу.

Маршрутний метод керування польотом широко застосовується при польоті за запрограмованими маршрутами, які закладені в пам'ять БЦОМ навігаційного комплексу, що має у своєму складі інерціальну систему навігації.

При реалізації автоматичного польоту за маршрутом маршрутним методом використовують закони управління бічним рухом центра мас. Управління реалізується через контур крену, використовуючи сервоприводи з жорстким або ізодромним зворотним

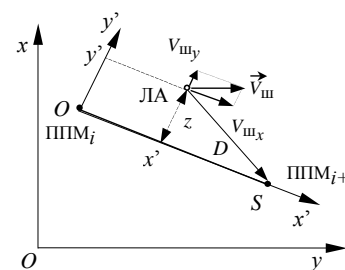


Рис. 7.30

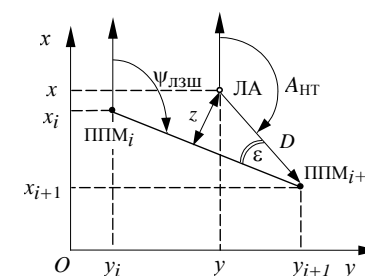


Рис. 7.31

зв'язком:

$$\delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x; \quad \frac{T_i p}{T_i p + 1} \delta_e = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \omega_x.$$

А  $\gamma_3$  може формуватись за двома типовими законами:

$$\gamma_3 = -\frac{F_{ГР}}{K_\gamma} (K_z + K_{\dot{z}} p) z; \quad (7.30)$$

$$\gamma_3 = -\frac{F_{ГР}}{K_\gamma} [K_z z - K_\psi (\psi - \psi_{ЛЗШ})], \quad (7.31)$$

тут  $F_{гр}$  – функція обмеження заданого кута крену;  $z$  – бічне відхилення центра мас літака від ЛЗШ;  $\psi - \psi_{ЛЗШ}$  – відхилення поточно-го курсу ЛА від курсу ЛЗШ.

Похідна  $\dot{z}$  у законі (7.30) формування  $\gamma_z$ , забезпечує структурну стійкість контуру управління. Закон управління (7.31) передбачає контроль курсу. Наявність у законі управління сигналу  $\psi - \psi_{ЛЗШ}$  свідчить про те, що управління здійснюється через контур ризику на відміну від попереднього закону управління. Аналіз статичних характеристик таких контурів, показує, що при дії бічного вітру закон управління типу (7.31) не забезпечує безпомилкової стабілізації центра мас літака на заданій лінії шляху. Ось чому доцільніше замість сигналу  $\psi - \psi_{ЛЗШ}$  формувати сигнал відхилення від шляхового кута заданої лінії шляху  $\Psi - \Psi_{ЛЗШ}$ , тобто враховувати кут знесення (бічний вітер).

Політ за маршрутом відносять до категорій етапів польоту, на яких декілька знижені вимоги до точнісних характеристик утримання літака на ЛЗШ і це дозволяє використовувати закони управління без введення додаткових інтегральних складових, які знижують стійкість контурів управління. Однак, якщо для інших режимів роботи САУ вже передбачені заходи поліпшення точнісних характеристик (наприклад, використовується сервопривод з ізодромним зворотним зв'язком), то змінювати структуру каналу управління (замінювати ізодромний зворотний зв'язок на жорсткий) недоцільно.

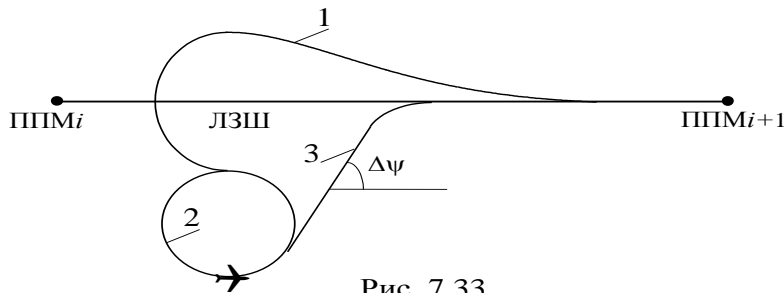


Рис. 7.33

Маршрутний метод управління польотом використовується в достатньо малій області лінійних бічних відхилень від ЛЗШ. Як правило, ці відхилення лежать у межах 1,5...2 км від ЛЗШ.

Однак у деяких випадках при польоті за маршрутом можуть виникати ситуації, коли відхилення літака від ЛЗШ буде значним. Це може бути в таких типових ситуаціях:

- після зльоту ЛА з курсом ЗПС, який сильно відрізняється від шляхового кута першої ортодромії маршруту;
- при переході на ортодромію, яка проходить під значним кутом довороту до поточної ортодромії;
- при навмисному відході від запрограмованого маршруту заради подолання грозової хмарності;
- після проведення корекції значних навігаційних похибок.

У цих випадках застосування лінійних законів управління неможливо. Оскільки, з одного боку, вимоги до повільності й аперіодичності виходу на ЛЗШ можуть призвести до такої ситуації, що ЛА не зможе вийти на ЛЗШ за час, що залишився, (рис.7.32).

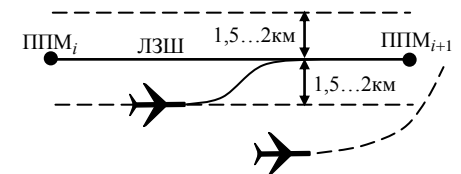


Рис.7.32

З іншого боку при значному  $z$  літак з максимальним кутом крену розвертається в бік ЛЗШ на кут  $\pm 90^\circ$ , однак при цьому сигнали  $K_z pz$  або  $K_\psi (\psi - \psi_{ЛЗШ})$  не можуть “подолати” сигналу  $K_z \Delta z$ , щоб переключити крен в інший бік, і літак продовжує розворот, але вже в сторону протилежну напрямку маршруту.

У міру зменшення  $z$  і збільшення  $(\psi - \psi_{ЛЗШ})$  для закону управління (7.31) може такі відбутися зміна знаку крену, але літак вийде на ЛЗШ зі значним перерегулюванням (рис. 7.33, траєкторія 1). Не виключена ситуація, коли  $z$  не встигає зменшитись до необхідної величини, а літак вже виконав розворот на  $\pm 180^\circ$ . У цьому випадку здійснюється безперервний рух літака по колу з максимальним кутом крену (траєкторія 2).

Уникнути цього неприємного явища можна шляхом обмеження сигналу  $z$  деякою величиною  $z_{гр}$ . Якщо поставити задачу виходу до ЛЗШ під фіксованим кутом  $\pm\Delta\psi$  (траєкторія 3), то величину  $z_{гр}$  можна розрахувати за рівняннями (7.30), (7.31)

$$z_{гр} = -\frac{K_z}{K_z} V_{ш} \sin \Delta\psi \quad \text{або} \quad z_{гр} = \frac{K_\psi}{K_z} \Delta\psi,$$

тут  $V_{ш} \sin \Delta\psi = \dot{z}$  – фіксована швидкість зміни бічного відхилення. А закони формування  $\gamma_3$  у цьому випадку перетворюються до вигляду

$$\gamma_3 = -\frac{F_{гр}}{K_\gamma} (K_z F(z) + K_z p z)$$

або

$$\gamma_3 = -\frac{F_{гр}}{K_\gamma} [K_z F(z) - K_\psi (\psi - \psi_{лзш})],$$

$$\text{де } F(z) = \begin{cases} z_{гр} & \text{при } |z| > |z_{гр}| \\ z & \text{при } |z| \leq |z_{гр}| \end{cases}$$

Існують також інші методи виходу на ЛЗШ, які реалізують траєкторії оптимальні з точки зору мінімуму пройденої відстані або мінімуму часу та витрати пального.

Принцип побудови оптимальної траєкторії може бути таким. При значних відхиленнях ЛА від ЛЗШ необхідно виконати розворот з розрахунковим для даної швидкості польоту радіусом розвороту

$$R_p = \frac{V_{ш}^2}{g \operatorname{tg} \gamma_p}$$

на напрямок, перпендикулярний ЛЗШ (рис. 7.34).

Потім необхідно стабілізувати цей напрямок польоту, причому тут вигідніше фіксувати не жорстку траєкторію виходу і стабілізувати ЛА на ній, а витримувати шляховий кут, рівний  $\Psi_3 = \Psi_{лзш} \pm 90^\circ$ .

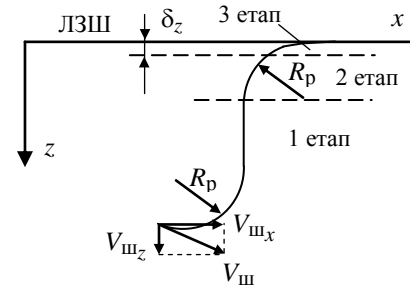


Рис. 7.34

У цьому випадку щораз при сході з лінії виходу під дією збурень буде формуватися нова траєкторія найкоротшого шляху до ЛЗШ. Таке управління повинно відбуватися до  $|z| = R_p$ . Цю ділянку назовемо першим етапом виходу. Далі, на другому етапі необхідно накрентити літака на кут

$\gamma_p$  і забезпечити його прямування за окружністю радіусом  $R_p$  дотичною до ЛЗШ. І, нарешті, на третьому етапі при деякому малому  $|z| = \delta z$  система управління використовує закон стабілізації ЛА на ЛЗШ.

На першому етапі виходу ЛА на ЛЗШ польоту, перпендикулярному ЛЗШ,  $V_{ш_x} = 0$ , де  $V_{ш_x}$  – складова шляхової швидкості польоту ЛА уздовж ЛЗШ. Знаючи значення  $V_{ш_x}$  можна реалізувати закон управління виду:

$$\gamma_3 = -K_z V_{ш_x} \operatorname{sign}(z),$$

тут  $\operatorname{sign}(z)$  необхідний для врахування напрямку виходу на ЛЗШ (зліва або справа від ЛЗШ). При такому законі управління основна частина розвороту здійснюється з розрахунковим креном, що формується шляхом обмеження великих значень  $\gamma_3$ ; при підході до напрямку виходу ( $V_{ш_x} = 0$ ) крен плавно зменшується до нуля, а надалі за рахунок  $\gamma_3 \neq 0$  парируються виникаючі збурення.

На другому етапі виходу на ЛЗШ необхідна більша точність управління, у порівнянні з маневрами розвороту і рухом до ЛЗШ, що виконуються на першому етапі. Тут повинний здійснюватися контроль прямування по траєкторії виходу (окружності) і корекція куту крену при відхиленнях від заданого прямування. При цьому, так само, як і на першому етапі, небажано стабілізувати обрану в початковий момент жорстку траєкторію. Тому управління здійсню-

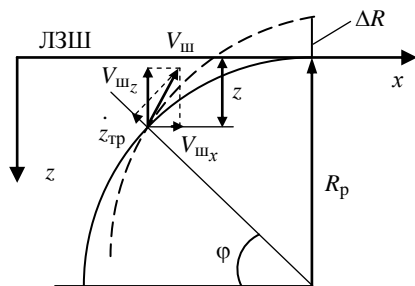


Рис. 7.35

для кожного моменту часу визначається як

$$\varphi = \arcsin \frac{R_p - |z|}{R_p},$$

Можливі два варіанти законів управління з використанням швидкісної похибки  $\dot{z}_{\text{ТР}}$ .

Перший варіант передбачає формування основного сигналу заданого крену  $\gamma_p$  і додаткового сигналу, що парює випадковій відхиленню вектора швидкості ( $\dot{z}_{\text{ТР}}$ ) від розрахункової траєкторії розвороту. Закон формування заданого кута крену у цьому випадку буде мати вигляд:

$$\gamma_3 = \gamma_p \text{sign} z - K_{\dot{z}} \dot{z}_{\text{ТР}}.$$

У другому варіанті з метою уніфікації законів управління першого та другого етапів розрахунковий крен розвороту в закон управління не включається, а використовується тільки сигнал швидкісної похибки управління, тобто

$$\gamma_3 = -K_{\dot{z}} \dot{z}_{\text{ТР}}$$

При такому законі управління виникає статична похибка  $\Delta \dot{z}_{\text{ТР}}$ , яка залежить від розрахункового крену  $\pm \gamma_p$ , тобто

$$\Delta \dot{z}_{\text{ТР}} = \frac{\mp \gamma_p}{K_{\dot{z}}}.$$

ється не за лінійним відхиленням від окружності виходу, а за швидкістю відхилення від цієї траєкторії, тобто за  $\dot{z}_{\text{ТР}}$  (рис. 7.35), значення якої розраховується за формулою

$$\dot{z}_{\text{ТР}} = V_{\text{ш}z} \sin \varphi + V_{\text{ш}x} \cos \varphi \text{sign}(z),$$

де  $\varphi$  – кут розвороту поточної точки заданої окружності, який

Під впливом цієї похибки ЛА буде безперервно віддалятися від розрахункової окружності зі швидкістю збільшення радіуса  $\dot{R}_p = |\Delta \dot{z}_{\text{ТР}}|$ . До моменту виходу на ЛЗШ похибка буде мати значення

$$\Delta R = \dot{R}_p t_p, \quad (7.32)$$

де  $t_p$  – час розвороту на  $90^\circ$ , значення якого можна приблизно оцінити за формулою

$$t_p \approx \frac{2\pi R_p}{V_{\text{ш}}}. \quad (7.33)$$

Для усунення похибки виходу на ЛЗШ ( $z = \Delta R$ ), можна, не змінюючи вигляду закону управління, посунути вздовж осі  $z$  центр розрахункової окружності на величину  $\Delta R$ , яка обчислюється відповідно до (7.32), (7.33) за формулою

$$\Delta R = \frac{2\pi R_p \gamma_p}{V_{\text{ш}} K_{\dot{z}}}$$

У законі управління це відіб'ється тільки на обчисленні кута  $\varphi$ , який буде відповідати новій заданій траєкторії:

$$\varphi' = \arcsin \frac{R_p - |z| + \Delta R}{R_p}.$$

На практиці обчислення значення  $\Delta R$  виконується заздалегідь для типових умов польоту і використовується в алгоритмах у вигляді постійного значення, наприклад,  $\Delta R = 1$  км.

Такий метод ліквідації значних відхилень ЛА від ЛЗШ застосовується, як правило, для маневрених легких і середніх ЛА.

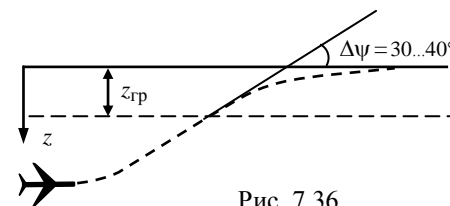


Рис. 7.36

Для важких ЛА частіше використовується інший метод ліквідації великих відхилень від ЛЗШ. Суть цього методу така. При виконанні умови  $z > |z_{гр}|$  (рис.7.36) літак починає розворот убік ЛЗШ.

При досягненні певної різниці між заданим шляховим кутом ортодромії і поточним курсом  $\Delta\psi = \psi - \psi_{ЛЗШ} \approx 30..40^\circ$  здійснюється стабілізація ЛА на траєкторії, розташованій під кутом  $30^\circ..40^\circ$  до ЛЗШ. Управління на цій траєкторії здійснюється або шляховим, або курсовим методом. При вході в зону  $z_{гр}$  відбувається перемикання автоматики на режим стабілізації відносно ЛЗШ.

Як було відзначено вище, маршрут польоту ЛА складається з окремих ортодромій, заданих поворотними пунктами маршруту або ППМ. Відрізки ортодромій, які задають ЛЗШ у районі ППМ, сполучені між собою дугою окружності з радіусом, що дорівнює радіусу розвороту ЛА.

При польоті вздовж поточної ортодромії (ЛЗШ<sub>1</sub>, рис.7.37) безупинно контролюється залишкова дальність до ППМ  $D$ , а також розраховується так зване лінійне упередження розвороту (ЛУР), тобто дальність до ППМ, на якій потрібно почати розворот.

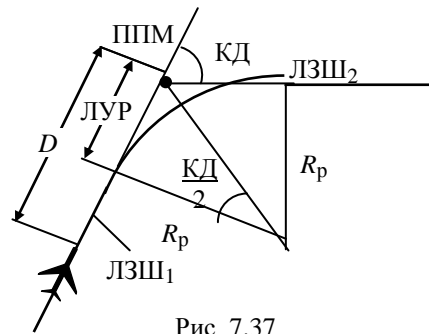


Рис. 7.37

Величина ЛУР визначається поточним значенням швидкості  $V_{ш}$  і креном  $\gamma_p$ , який у свою чергу залежить від маневрених характеристик ЛА і обчислюється, як впливає з рис.7.37, за формулою

$$ЛУР = R_p \operatorname{tg} \frac{КД}{2}; \quad R_p = \frac{V_{ш}^2}{g \operatorname{tg} \gamma_p}$$

де  $КД = \psi_{ЛЗШ_2} - \psi_{ЛЗШ_1}$  – кут довороту (зміни курсу) при переході на чергову ортодромію;  $R_p$  – радіус розвороту.

У точці, де виконується співвідношення  $D = ЛУР$ , алгоритм управління переключається на ЛЗШ<sub>2</sub>, величина  $z$  обчислюється відносно нової траєкторії і управління виходом на ЛЗШ здійснюється за одним із вище наведених алгоритмів.