

Глава 7. ФУНКЦІОНУВАННЯ ПНК НА ЕТАПІ ПОЛЬОТУ ЗА МАРШРУТОМ

Політ за маршрутом для більшості ЛА це найбільш тривалий етап польоту. Зазвичай, за такий етап вважають переліт ЛА з однієї точки простору в іншу з заданою точністю та надійністю, при цьому інших задач щодо управління ЛА не передбачається.

Початком маршрутного польоту, як правило, є ВПМ, в який ЛА виходить на заданому режимі польоту, тобто із заданими висотою, курсом і швидкістю.

Кінцевим етапом маршрутного польоту вважається КПМ, де ЛА починає маневр заходу на аеродром посадки.

7.1. Задачі, що розв'язуються за допомогою ПНК при виконанні маршрутного польоту

Управління польотом ЛА при виконанні маршрутного польоту це складний процес, у ході якого екіпажу доводиться розв'язувати широке коло задач, пов'язаних із визначенням свого місцезнаходження та напрямку подальшого польоту, а також витримуванням необхідного просторового положення. Ефективність дій при розв'язанні перелічених задач визначається великою кількістю вимог, основними з яких є своєчасність, точність і пов'язані з ними питання побудови траєкторій руху (маршрутів польоту), які забезпечують найбільш ефективне досягнення поставленої цілі. Тому автоматизація польотів за маршрутом для сучасних ПНК є однією з важливіших задач.

Основні задачі, що розв'язуються за допомогою ПНК на етапі маршрутного польоту, такі:

- вибір оптимальної траєкторії й умов виходу ЛА в задані точки траєкторії, що забезпечує високу ефективність виконання польотного завдання;

- вимірювання основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту ЛА (визначення складових вектора стану ЛА в системі координат, характерної для відповідного датчика пілотажно-навігаційної інформації);

- здійснення координатних перетворень – перехід від системи координат датчиків до системи координат, в яких розв'язуються задачі в БЦОМ, і потім до навігаційних системи координат.

- визначення поточних координат ЛА (обчислення шляху);
- корекція обчислених координат ЛА;
- розрахунок параметрів управління, які забезпечують політ за заданою траєкторією;
- індикація пілотажно-навігаційних параметрів і елементів навігаційної обстановки;
- забезпечення безпеки польоту ЛА;
- контроль працездатності ПНК у цілому, а також його окремих підсистем.

Розв'язання першої задачі може провадитися, як відзначалося раніше, під час підготовки ПНК до польоту. Однак, у ряді випадків вона може вирішуватися й у польоті при одержанні конкретного завдання екіпажем після зльоту, а також при зміні польотного завдання в повітрі. Після зльоту ЛА виводиться у ВПМ. Над ВПМ здійснюється, як правило, вмикання комплексу в роботу. Відразу ж після вмикання БЦОМ використовується інформація тільки від тих пристроїв, які до даного моменту перейшли у робочий режим справної роботи. В окремому блоці програм розраховуються основні параметри польоту ЛА і його положення в просторі. Зі сукупності справних датчиків цієї інформації використовуються ті датчики, пріоритет яких вище. На основі цієї інформації визначаються поточні фазові координати вектора стану ЛА.

Задача визначення фазових координат вектора стану ЛА вирішується в польоті безперервно або дискретно з певною частотою. Поточне положення ЛА визначається багатомірним вектором у n -мірному фазовому просторі. Наприклад, місцезнаходження ЛА визначається його географічними координатами (φ, λ) і висотою польоту (H) або ж цими трьома параметрами і трьома складовими швидкості польоту ЛА. Складовими багатомірного вектора стану ЛА крім перелічених можуть бути кути крену, тангажа, курсу, кутові швидкості руху ЛА, іт.

Первинну інформацію про вектор стану ЛА одержують за допомогою датчиків навігаційної та пілотажної інформації бортових систем і засобів, що входять до складу ПНК. Робота цих датчиків заснована на різноманітних фізичних принципах. Це стає причиною того, що первинна інформація про вектор стану ЛА отримується в різних системах координат. Зазвичай, ці системи координат відрізняються

няються від систем координат, що використовуються для розв'язання навігаційних задач. Задача здійснення координатних перетворень і обробки первинної інформації про вектор стану ЛА включає перерахунок складових вектора стану ЛА зі систем координат датчиків у навігаційні системи координат і переклад цієї інформації в форму, в якій розв'язуються задачі в БЦОМ. Для підвищення точності визначення складових вектора стану в БЦОМ ПНК здійснюється оптимальна, або субоптимальна обробка результатів вимірів.

Задача визначення координат ЛА розв'язується методом числення шляху з безперервною або періодичною їх корекцією. Це дозволяє широко використовувати технічні засоби в комплексі, забезпечуючи високу точність і надійність виконання польоту за рахунок вибору найкращого на кожний момент технічного засобу. Якщо в програмі польоту на даній ділянці маршруту передбачені орієнтири корекції, то екіпажу видається інформація про вихід ЛА на задану відстань відносно цих орієнтирів, необхідності та можливості виконання за ними корекції обчислених координат ЛА. Визначені при цьому поправки у вигляді різниці між розрахунковими та фактичними значеннями координат ЛА відносно орієнтирів корекції автоматично вносяться в поточні координати ЛА, які були отримані при численні шляху. Визначення поточних координат місцезнаходження ЛА є найбільш важливою задачею ПНК на етапі маршрутного польоту, від точності вирішування цієї задачі багато в чому залежать якість і ефективність ПНК ЛА.

Отримана інформація про багатомірний вектор стану ЛА порівнюється з відповідними параметрами програми даного конкретного польоту і на основі цього порівняння здійснюється розрахунок параметрів управління, які забезпечують реалізацію програми польоту. У цьому випадку БЦОМ обчислює сигнали для управління ЛА відносно ЛЗШ із видачею їх у САУ у випадку, якщо політ відбувається в автоматичному режимі, або на приладі індикації (систему єдиної індикації) при директорному (напівавтоматичному) управлінні. У польоті через певні інтервали часу повинний проводитися контроль працездатності пристроїв комплексу і локалізація виниклих несправностей шляхом реконфігурації структури комплексу або самої БЦОМ. Дії оператора при цьому повинні бути зведені до мінімуму. Типова структурна схема програми-диспетчера, що

реалізується в ПНК на етапі польоту за маршрутом, приведена на рис.7.1.

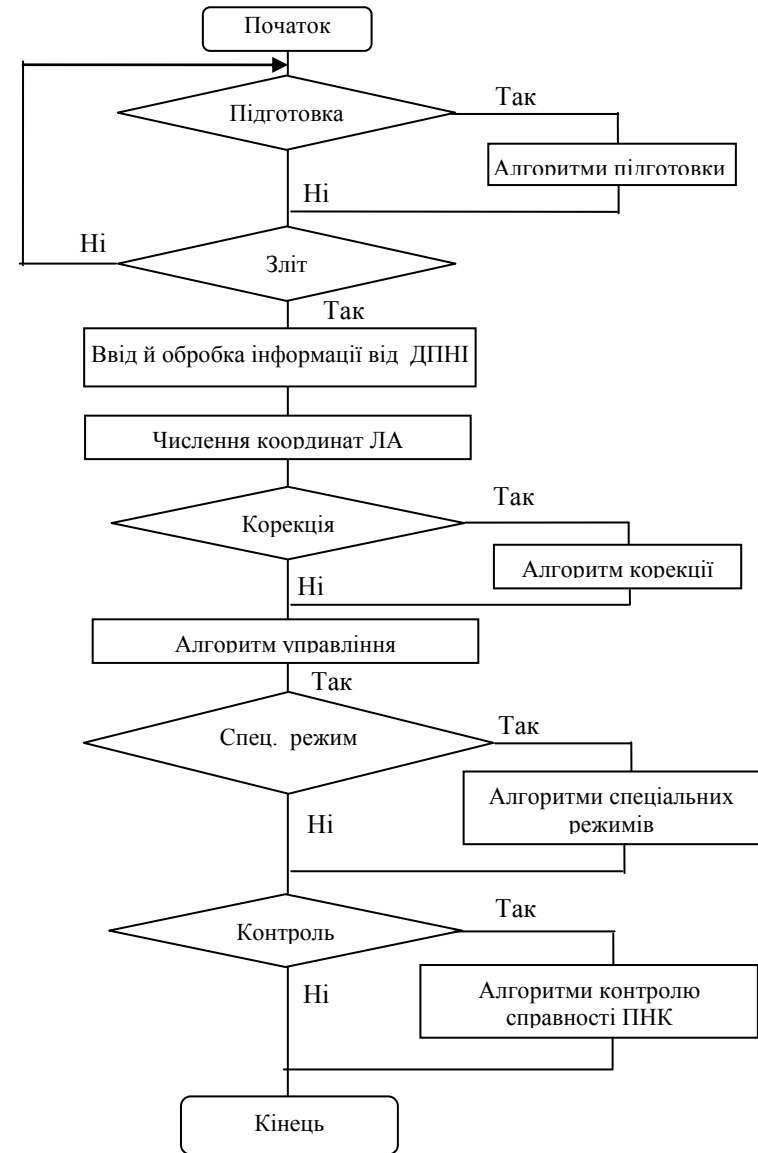


Рис. 7.1

7.2. Основні вимоги до ПНК на етапі маршрутного польоту

Вимоги до ПНК на етапі маршрутного польоту визначаються такими основними технічними характеристиками:

1. Обмеження навігаційної програми:
 - число програмованих ППМ;
 - число запасних аеродромів;
 - число програмованих орієнтирів і радіо-навігаційних точок;
 - розміри області (км × км) розв'язання навігаційних задач;
 - можливість введення оперативних даних і їх кількість.
2. Точність визначення швидкості ЛА і координат місцезнаходження ЛА:
 - в інерціальному режимі навігації (при різних варіантах виставки ІНС);
 - у курсоповітряному режимі;
 - у режимі корекції швидкості від основного датчика, наприклад, доплеровського вимірника типу ДИСС;
 - у режимі корекція координат і курсу від систем позиційної корекції (системи РСБН, РСДН, РЛС, інші).
3. Рівень автоматизації управління:
 - точність автоматизованого управління в горизонтальній та вертикальній площинах на прямолінійній траєкторії при дії різноманітних збурень (наприклад, вітрові збурення, зміна режимів польоту, зміна аеродинамічної конфігурації);
 - можливості управління швидкістю польоту та її обмеження;
 - можливості профільного польоту на малих висотах;
 - можливості спеціальних маневрів сходу з маршруту (наприклад, обхід грозових фронтів) і поверненню до нього.

Зазначені характеристики з врахуванням експлуатаційних характеристик визначають технічний рівень ПНК на етапі маршрутного польоту. Вони є складовою частиною загальних вимог до ПНК і перевіряються на іспитах.

Водночас на етапі розробки вимог до ПНК і при експлуатації ЛА використовується узагальнена характеристика, так звана надійність літаководіння.

При цьому надійність літаководіння зв'язується з конкретними характеристиками точності та надійності бортових систем ПНК, умовами польоту за маршрутом, у смислі можливості використання існуючих навігаційних систем, що в цілому дозволяє розрахувати точність літаководіння.

Надійність літаководіння є показником якості виконання польотного завдання з навігаційної точки зору. Кількісною її характеристикою є умовна імовірність $P_{лв}$ того, що ЛА протягом заданого часу буде знаходитися в припустимій області відхилення від заданої траєкторії. Вихід із цієї області вважається навігаційною подією, що виникає з імовірністю $P_{нп} = 1 - P_{лв}$.

Надійність літаководіння оцінюється тими ж математичними методами, що і надійність технічних пристроїв.

7.3. Загальний підхід до розрахунку надійності літаководіння за технічними характеристиками ЛА та ПНК.

Для того, щоб розрахувати надійність літаководіння для конкретних умов застосування при відомих характеристиках ПНК необхідно розв'язати такі дві задачі:

1. Знайти функціональну залежність можливості виконання польотного завдання з навігаційної точки зору від точності літаководіння

$$P_a = P_a(\sigma),$$

де σ – похибка літаководіння (або величина потрібної точності).

2. Знайти (для конкретних характеристик точності і надійності систем ПНК, а також умов їх застосування в даному польоті) імовірнісну характеристику наявної точності літаководіння у вигляді функції умовної імовірності.

$$P_b = P_b(\sigma_n \leq \sigma),$$

де σ_n – деяка змінна величина, що характеризує наявну точність.

Для ПНК із високим ступенем функціонального резервування навігаційних підсистем така задача дуже складна та громіздка. Це пов'язано з тим, що необхідно перелічити всі можливі варіанти функціонування ПНК, варіанти збурень і для всіх випадків розрахувати як імовірність конкретної події, так саме і точність літаководіння для цієї події.

Якщо функції $P_a(\sigma)$ і $P_b(\sigma)$ знайдено, то надійність літаководіння знаходиться як добуток

$$P_{\text{ЛВ}} = P_a P_b$$

за однією з двох методик, схематично зображених на рис.7.2:

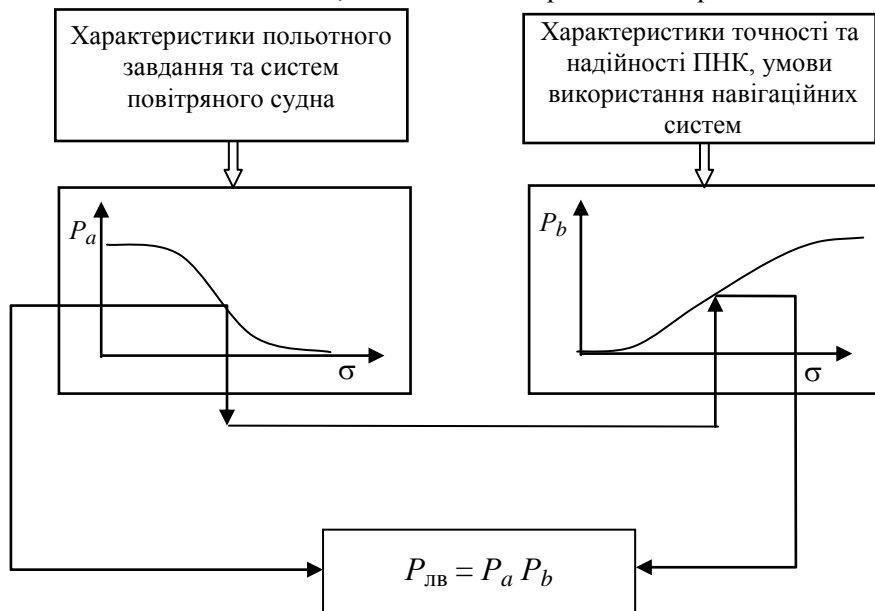


Рис. 7.2

1. Задається імовірність виконання навігаційної задачі й за функцією $P_a(\sigma)$ розшукується (σ) . Потім за функцією $P_b(\sigma)$ при врахуванні $\sigma = \sigma_{\text{н}}$ розшукується P_b і $P_{\text{ЛВ}} = P_a P_b$.

2. Для конкретних умов визначаються реальні характеристики P_b і $\sigma_{\text{н}}$, а потім за функціональною залежністю $P_a(\sigma)$ при підстановці $\sigma = \sigma_{\text{н}}$ обчислюється можливість виконання поставленої задачі P_a і $P_{\text{ЛВ}} = P_a P_b$.

Використання методик 1 і 2, дозволяє аналізувати конкретні ситуації (штурманські плани польоту) і розробляти вимоги до нових типів ПНК, аналізуючи різноманітні варіанти залежностей $P_b(\sigma)$ при заданій надійності $P_{\text{ЛВ}}$ для найбільш відповідальних навігаційних задач.

Вимоги щодо точності витримування заданої траєкторії (для чотирьохмірної навігації) можуть бути описані таким чином. Для кожної точки заданої траєкторії (рис.7.3), уздовж якої повинний рухатися ЛА, заданої набором параметрів $t_i, \lambda_i, \varphi_i, H_i$, може бути призначена область допустимих відхилень. Ця область переміщую-

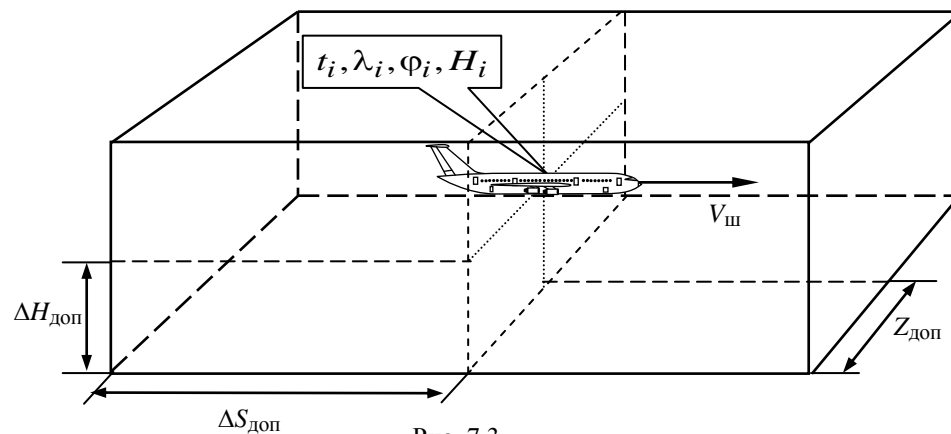


Рис. 7.3.

чись уздовж заданої траєкторії з розрахунковою шляховою швидкістю $V_{\text{ш}}$ може визначати допустимі розміри таких конкретних характеристик заданої точності:

- бічного відхилення від ЛЗШ ($Z_{\text{доп}}$);
- відхилення від заданого на момент часу t_i положення на ЛЗШ ($\Delta S_{\text{доп}}$);
- відхилення від заданої висоти ($\Delta H_{\text{доп}}$).

Додатковою характеристикою точності є допустимі відхилення шляхового кута ($\Delta \Psi_{\text{доп}}$) і кута похилу траєкторії ($\Delta \Theta_{\text{доп}}$) від заданих значень.

Точність витримування заданої траєкторії за часом безпосередньо пов'язана з поздовжнім відхиленням

$$\Delta t_{\text{доп}} = \frac{\Delta S_{\text{доп}}}{V_{\text{ш}}}$$

На практиці задається або характеристика $\Delta t_{\text{доп}}$ або $\Delta S_{\text{доп}}$.

Незважаючи на різноманіття перелічених точнісних характеристик, головною для більшості застосувань є помилка бічного відхилення, тобто $Z_{\text{доп}}$.

Роздивимось декілька прикладів формування вимог до $Z_{\text{доп}}$ і побудови функції $P_d(\sigma)$, акцентуючи увагу на двох задачах, що виникають при літаководінні за маршрутом:

1. Вихід із заданою точністю в деяку точку простору (при цьому додатковою умовою часто стає завдання напрямку виходу). Точність прямування вздовж інших ділянок маршруту або не задається, або може бути істотно менша, ніж для заданої точки.

2. Забезпечення заданої точності літаководіння на всьому маршруті або на дуже великих ділянках маршруту.

У перших трьох прикладах розв'язується перша задача, а в останньому прикладі – друга.

Приклад 1. Вихід у район візуального виявлення запрограмованого орієнтира.

Припустимо бічне відхилення визначається з умов візуального виявлення орієнтира при польоті за заданим маршрутом, що проходить через орієнтир.

Основною характеристикою виявлення наземного орієнтира є дальність виявлення $D_{\text{вияв}}$, яка залежить від значного числа різних чинників. Залежності врахування деяких чинників достатньо добре вивчені експериментально і на їхній основі отримані емпіричні формули. Найбільш простою із них є залежність дальності візуального виявлення від висоти польоту в умовах хорошої видимості:

$$D_{\text{вияв}} = k\sqrt{H},$$

де $D_{\text{вияв}}$ – дальність виявлення орієнтира, км; H – істинна висота польоту, м; k – коефіцієнт, враховуючий параметри виявленого орієнтира, ($k \in [1,5 \dots 1,8]$ для великих міст, аеродромів; $k \in [0,5 \dots 0,8]$ для малих населених пунктів; $k \in [0,1 \dots 0,2]$ для малорозмірних орієнтирів).

Цілком очевидно, якщо $Z > D_{\text{обн}}$, то ціль не буде виявлена. Припустимо бічну похибку $Z_{\text{доп}}$ можна приблизно визначити, використовуючи співвідношення

$$Z_{\text{доп}} = (0,3 \dots 0,6 D_{\text{вияв}})$$

Існує емпірична формула для $D_{\text{вияв}}$, яка крім висоти враховує ряд інших чинників, у тому числі величину r , що характеризує точність літаководіння в зоні пошуку об'єкта.

Для малорозмірних об'єктів ця формула має вигляд:

$$D_{\text{вияв}} = 0,1\sqrt{H\sqrt{L}} \exp\left\{-0,12\frac{V_{\text{ш}}}{100} + 0,78\left(1 - \frac{r}{185}\right)^3\right\}, \quad (7.1)$$

де $D_{\text{вияв}}$ – дальність візуального виявлення (км); H – істинна висота польоту (м); L – метеорологічна видимість (км); $V_{\text{ш}}$ – шляхова швидкість польоту (км/год); r – радіус зони пошуку об'єкта (м).

Для відповідних умов $Z_{\text{доп}}$ може бути знайдене числовим розв'язанням рівняння (7.1), підставляючи $D_{\text{вияв}} = r = Z_{\text{доп}}$.

Приклад 2. Вихід у район виявлення запрограмованого орієнтира радіолокаційними пристроями

Необхідно здійснити вихід у район запрограмованого наземного орієнтира. Припустимо бічне відхилення визначається з умов виявлення орієнтира на екрані візирного пристрою (наприклад, РЛС). Зона видимості візира обмежена розміром $D_{\text{вияв}}$ і кутом сканування ϵ (рис. 7.4).

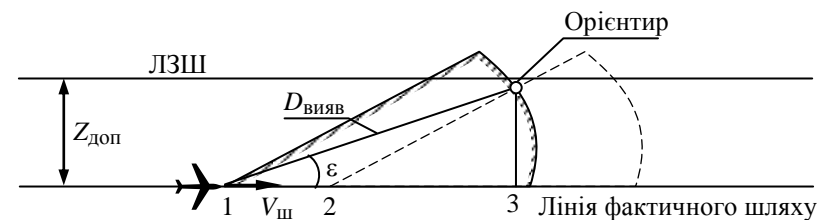


Рис. 7.4

Орієнтир буде виявлено, якщо він буде знаходитися на екрані візира не менше деякого часу $t_{вп}$, необхідного для його впізнання. Будемо вважати, що для конкретних умов і типу орієнтира значення $D_{вияв}$, $t_{вп}$, ε , $V_{ш}$ відомі. Тоді залежність $Z_{доп}(D_{вияв}, t_{вп}, \varepsilon, V_{ш})$ отримаємо з граничного випадку, коли при прямолінійному польоті орієнтир знаходиться на екрані на протязі $t_{1,2} = t_{вп}$ (див. рис. 7.4).

Запишемо вираз для відрізків між відповідними точками:

$$S_{1,3} = \sqrt{D_{вияв}^2 - Z_{доп}^2}; \quad S_{1,2} = V_{ш} t_{вп}; \quad S_{2,3} = Z_{доп} \text{ctg} \varepsilon.$$

Очевидно, що $S_{1,3}^2 = (S_{1,2} + S_{2,3})^2$.

Підставимо сюди вираз для відрізків і одержимо квадратне рівняння відносно $Z_{доп}$:

$$D_{вияв}^2 - Z_{доп}^2 = (V_{ш} t_{вп})^2 + 2V_{ш} t_{вп} Z_{доп} \text{ctg} \varepsilon + Z_{доп}^2 \text{ctg}^2 \varepsilon.$$

Виконав деякі перетворення отримаємо

$$\frac{Z_{доп}^2}{\sin^2 \varepsilon} + \frac{Z_{доп}}{\sin \varepsilon} 2V_{ш} t_{вп} \cos \varepsilon - (D_{вияв}^2 - V_{ш}^2 t_{вп}^2) = 0.$$

Розв'язуючи останнє рівняння, можна одержати вираз для $Z_{доп}$.

Приклад 3. Вихід у район фотографування наземного об'єкта з заданої висоти польоту.

Потрібно зробити фотографування заданого об'єкта, розташованого на ЛЗШ, з висоти польоту H . Знайдемо $Z_{доп}$ з умов, що об'єкт розміром l_0 повинний цілком потрапити в кадр аерофотоапарата (АФА) шириною $l_k = K_{АФА} H$. Врахуємо також можливі відхилення осі АФА з крену на кут $\gamma_{доп}$.

Використовуючи рис. 7.5, отримаємо

$$Z_{доп} = \frac{l_k - l_0}{2} - H \text{tg} \gamma_{доп}.$$

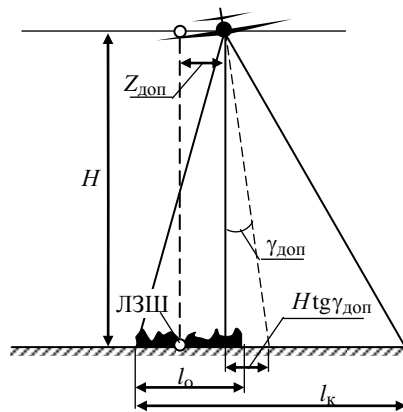


Рис. 7.5

У розглянутих прикладах ми знаходимо $Z_{доп}$ для деякої заданої точки маршруту. Вважаючи при цьому, що для $Z \leq Z_{доп}$ задача з навігаційної точки зору буде розв'язана, а для $Z > Z_{доп}$ не буде виконана. Враховуючи, що реальні похибки літаководіння розподілені за нормальним законом, можна перейти від $Z_{доп}$ до $\sigma_{z доп}$ і розрахувати можливість виконання задачі $P_a(Z \leq Z_{доп})$ залежно від $\sigma_{z доп}$ за формулою

$$P_a(Z) = 2\Phi_0\left(\frac{Z_{доп}}{\sigma_{z доп}}\right),$$

де $\Phi_0(z)$ – інтеграл імовірностей Лапласа-Гаусса, таблиця значень якого наводиться в довідниках з теорії імовірностей.

Приклад 4. Політ за маршрутом у заданому коридорі

Виконується політ за заданим маршрутом. Необхідно забезпечити виконання польоту таким чином, щоб на протязі усього маршруту бічне відхилення ЛА від ЛЗШ не перевищувало $Z_{доп}$.

Довжина траси характеризується часом польоту $T_{п}$, а похибка літаководіння описується квазістаціонарною випадковою функцією з нормальним законом розподілу і з відомими характеристиками кореляційної функції $R_Z(\tau)$ при середньоквадратичному відхиленні похибки літаководіння σ_Z і математичному сподіванні $m_Z = 0$ (див.рис.7.6).

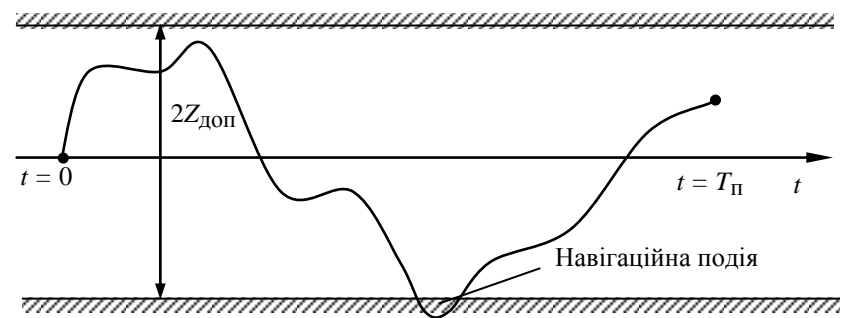


Рис. 7.6

Цей приклад відрізняється від попередніх, оскільки припустиме бічне відхилення $|Z| \leq Z_{\text{доп}}$ (невихід за межі коридору) визначається на всьому протязі маршруту.

Тому в цьому випадку необхідно враховувати час польоту та часові характеристики зміни похибки літаководіння. Похибки літаководіння можна описати як другу похідну від нормованої кореляційної функції при нульовому аргументі, тобто $R_z''(0)$.

Для зазначених умов можливість невиходу за межі призначеної зони можна розрахувати за формулами:

$$P_a(Z) = e^{N_t};$$

$$N_t = \frac{T_{\text{п}}}{\pi} \sqrt{R_z''(0) \exp\left(-\frac{1}{2} \frac{Z_{\text{доп}}^2}{\sigma_z^2}\right)} \quad (7.2)$$

де N_t – середнє число виходів за межі припустимої зони за час T_n .

Найбільш вдала апроксимація нормованих кореляційних функцій досягається застосуванням одного з виразів:

$$R_z(\tau) = e^{-\alpha\tau^2};$$

$$R_z(\tau) = e^{-\alpha|\tau|} \left(\cos \omega\tau + \frac{\alpha}{\omega} \sin \omega|\tau| \right); \quad (7.3)$$

$$R_z(\tau) = e^{-\alpha\tau^2} \cos \omega\tau.$$

Тоді другі похідні від нормованої кореляційної функції при нульовому значенні аргументу ($\tau = 0$), відповідно, будуть мати вигляд:

$$R_z''(0) = 2\alpha;$$

$$R_z''(0) = \alpha^2 + \omega^2;$$

$$R_z''(0) = 2\alpha + \omega^2. \quad (7.4)$$

В цих виразах параметр α показує ступінь згасання кореляційного зв'язку між перетинами випадкового процесу, а параметр ω характеризує переважні з інтенсивності частоти в коливальному спектрі цього процесу.

Формула (7.2)...(7.4) для конкретних умов дає потрібну функціональну залежність $P_a(Z) = P_a(\sigma_z \text{ доп})$.

Для двомірної або тривимірної задач літаководіння аналогічно можна знайти $P_a(H) = P_a(\sigma_H \text{ доп})$ і $P_a(S) = P_a(\sigma_S \text{ доп})$, а потім повну характеристику можливості виконання навігаційної задачі. Припускаючи, що відхилення в бічному та подовжньому напрямках, а також по висоті незалежні, можна отримати

$$P_a = P_a(Z)P_a(H)P_a(S).$$

Відзначимо, що повна похибка літаководіння, яка визначає реальні відхилення ЛА від заданого маршруту на карті, визначається трьома основними причинами і відповідними їм похибками:

1. Похибки завдання програми $\sigma_{\text{пр}}$, які складаються з похибок зчитування координат із карти $\sigma_{\text{зч}}$, похибок вводу програми $\sigma_{\text{вв}}$ у пристрої пам'яті ПНК, тобто $\sigma_{\text{пр}} = \sqrt{\sigma_{\text{зч}}^2 + \sigma_{\text{вв}}^2}$.

При роботі з картою масштабу 1:100000м і точності знімання координат $\sigma = 0,5$ мм, похибка зчитування $\sigma_{\text{зч}} = 50$ м.

Точність вводу програми в пам'ять БЦОМ визначається довжиною машинного слова. Для типових умов похибка вводу програми $\sigma_{\text{вв}} \in [50..100]$ м. Для аналогових обчислювачів типу РСБН-6С точність вводу значно гірше – $\sigma_{\text{вв}} \in [1..2]$ км.

2. Похибка визначення координат ЛА та висот польоту, тобто навігаційні похибки $\sigma_{\text{нав}}$. Природа та величини цих похибок для різних вимірників залежить від типу навігаційних систем.

3. Похибки стабілізації ЛА відносно траєкторії, заданої на борту ЛА, без урахування похибок програми та навігаційних похибок. Ці похибки ($\sigma_{\text{упр}}$) визначаються якістю роботи контурів траєкторного управління ЛА і залежать від методів (алгоритмів) управління та діючих на ЛА збурень.

Усі перелічені похибки можна вважати незалежними та розподіленими за нормальним законом. Тоді сумарна середньоквадратична похибка літаководіння з кожній координаті буде визначатися залежністю

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{\text{пр}}^2 + \sigma_{\text{нав}}^2 + \sigma_{\text{упр}}^2} \quad (7.5)$$

Обчислюючи сумарну похибку літаководіння за формулою (7.5), можна оцінити точність літаководіння.

7.4. Основні системи координат, що використовуються в ПНК при розв'язанні задач навігації та управління

7.4.1. Вимоги до систем координат

Автоматизація літаководіння неможлива без математичного опису навігаційних задач у вигляді аналітичних залежностей. При їх складанні необхідно вибрати такі системи координат (СК), які у змозі забезпечувати :

- програмування заданої траєкторії польоту ЛА за найменший час;
- охоплення достатньої за площею території для використання єдиної СК;
- розв'язання навігаційних задач із необхідною точністю;
- одержання найбільш простих співвідношень при розв'язанні задач навігації та управління;
- розв'язання спеціальних задач, в інтересах яких виконується політ;
- наочну інформацію про місцеположення ЛА відносно ЛЗШ або основних її точок;
- простоту знаходження місцеположення ЛА на карті, планшеті або на індикаторі за координатами, а також визначення координат різних об'єктів.

Ступінь відповідності СК переліченим вимогам визначає точності можливості конкретного ПНК, методику підготовки комплексу до польоту, особливості його роботи в польоті, а також специфіку використання екіпажем пілотажно-навігаційної інформації в інтересах задач літаководіння.

Застосування в складі ПНК різноманітних датчиків пілотажно-навігаційної інформації, а також велика кількість розв'язуваних у процесі підготовки до польоту й у польоті задач, стає причиною застосування в сучасних ПНК великої кількості різних СК.

7.4.2. Системи координат, що використовуються в ПНК

У сучасних ПНК найбільш часто застосовуються такі СК: геодезична; нормальна сферична; ортодромічна; екваторіальна та горизонтальна СК; полярна та біполярна, плоска прямокутна; рухома (літакова) зв'язана СК; рухома нормальна (горизонтована) СК.

Докладно про СК, що використовуються в навігаційних задачах і в задачах аналізу динаміки руху ЛА, наведено в доданку 2.

У геодезичній СК положення точки на поверхні земного еліпсоїда визначається двома координатами – широтою B і довготою L .

У ПНК геодезична СК використовується для програмування маршруту польоту. При цьому геодезичні координати опорних точок маршруту польоту в процесі підготовки до польоту безпосередньо знімаються з польотних (аеронавігаційних) карт або вибираються з попередньо складених каталогів геодезичних координат навігаційних пунктів. Індикація екіпажу поточних координат місцеположення ЛА також здійснюється у геодезичній СК.

Нормальна сферична СК – це СК на поверхні земної сфери. У нормальній сферичній СК положення точки визначається сферичною широтою φ і сферичною довготою λ . Ця СК застосовується для безпосереднього розв'язання задач навігації. При цьому використовуються формули сферичної тригонометрії. Іноді нормальна сферична СК є проміжною між геодезичною, що використовується для створення програми й індикації місцеположення ЛА, і ортодромічними, які зручні та природні для окремих датчиків навігаційної інформації (наприклад ІНС, курсові системи).

Перехід від геодезичних координат до нормальних сферичних здійснюється за допомогою таких співвідношень

$$\varphi = B - 8'39'' \sin 2B, \quad \lambda = L \quad (7.6)$$

З цього виразу можна одержати наближені формули для переходу від нормальних геоцентричних координат до геодезичних.

$$B = \varphi + 8'39'' \sin 2\varphi, \quad L = \lambda \quad (7.7)$$

У формулах (7.6), (7.7) значення $8'39''$ враховує відхилення геодезичної вертикалі від геоцентричної.

При проектуванні поверхні земного еліпсоїда на поверхню сфери декілька спотворюються довжини, кутів і площі. Тому при визначенні можливості використання нормальної земної СК для розв'язання задач навігації в ПНК необхідно порівняти спотворення, що одержані при перепроєктуванні, з максимально припустимими спотвореннями. Оцінка припустимих спотворень не повинна істотно впливати на загальну похибку визначення координат місцеположення ЛА. Тому середньоквадратичне значення оцінки

припустимих спотворень не повинно перевищувати 1/3 від загальної похибки.

З урахуванням цього були проведені розрахунки, результати яких для деяких навігаційних систем і різних умов визначення координат місцеположення ЛА, зведені в табл. 7.1.

Таблиця 7.1

Навігаційні системи	σ_r , км	$\frac{\sigma_r}{S}$	Умови застосування системи	Λ_{\max} , %
Інерціальна	1.85 за годину польоту	0.005	$V_{\text{ш}} = 500\text{км/год}$	0,35
			$V_{\text{ш}} = 1000\text{км/год}$	0,26
			$V_{\text{ш}} = 1500\text{км/год}$	0,13
			$V_{\text{ш}} = 2000\text{км/год}$	0,087
Кутомірно-далекомірна	1.0		$D_{\max} = 400$ км	0.065
Гіперболічна	1.5		Дальність до наземної станції 1500, км	0.07
Супутникова	0.6		Висота спостереження ШСЗ 1000 км	0.013
	0.03		Висота спостереження ШСЗ 20000 км	0.0003
Частотно-часова	0.03		Дальність до наземної станції 1000, км	0.002

У табл. 7.1 позначені: σ_r – середня квадратична радіальна похибка визначення координат місцеположення ЛА за допомогою навігаційної системи; S – пройдена відстань (для систем числення шляху) або дальність до радіонавігаційної точки (для радіотехнічних систем визначення координат місцеположення ЛА); Λ_{\max} – припустиме значення максимального спотворення довжин при проектуванні земного еліпсоїда на сферу.

Аналіз результатів розрахунків припустимого максимального спотворення довжин при проектуванні поверхні земного еліпсоїда на поверхню сфери дозволяє зробити висновок, що реалізація високої точності визначення координат місцеположення ЛА в ПНК може бути забезпечена тільки при малих значеннях спотворень довжин. Особливо це стосується ПНК, до складу яких входять супутникові та частотно-часові навігаційні системи.

У сучасних ПНК широко використовуються ортодромічні СК. Ці СК також сферичні. Їхньою особливістю в порівнянні з нормальною сферичною СК є те, що початкові площини відліку координат точок у них можна змінювати, певним чином розташовувати на поверхні земної сфери відповідно до призначення ПНК, типу ЛА, характеру польотного задання й таке інше.

Дійсно, у ряді випадків зручніше використовувати таку сферичну СК, екватор якої сполучений із ЛЗШ або розташовується поблизу неї. Це дає ряд переваг, зокрема дозволяє скористатися більш простими співвідношеннями для розв'язання навігаційних задач, дозволяє застосувати формули плоскої тригонометрії при зберіганні необхідної точності розв'язання задач.

Положення точки на поверхні земної сфери в цій СК визначається ортодромічною широтою x й ортодромічною довготою y . Координати x і y можуть бути надані в лінійній та кутовій мірі.

Розрізняють праву та ліву ортодромічні СК. У правій ортодромічній СК ортодромічна широта x відраховується вправо від напрямку відліку ортодромічної довготи y , а ортодромічні шляхові кути (ШК) $\beta_{\text{орт}}$ і ортодромічний курс $\psi_{\text{орт}}$ відлічуються від дотичної до ортодромічної паралелі (рис. 7.7, а).

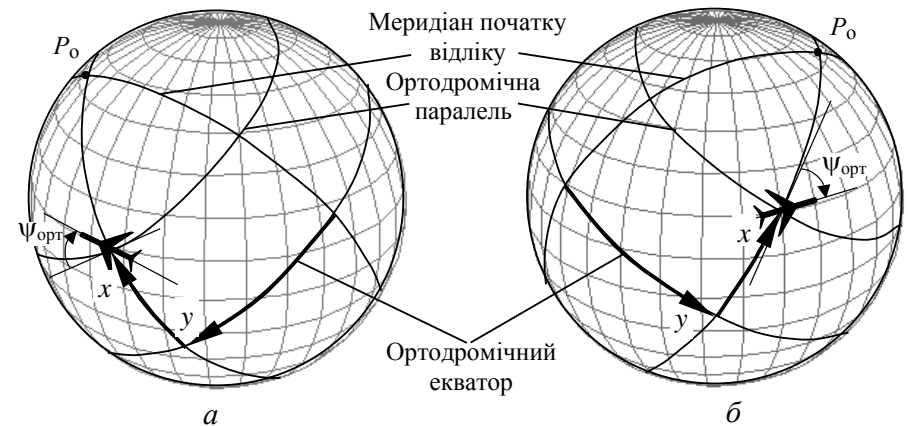


Рис. 7.7

У лівій ортодромічній СК ортодромічна широта відлічується вліво від напрямку відліку ортодромічної довготи, а ортодромічні ШК й ортодромічний курс – від дотичної до ортодромічного меридіана (рис.7.7, б).

В окремому випадку, ортодромічний екватор правої ортодромічної СК може бути сполучений з істинним меридіаном деякої точки. Ортодромічну довготу в цьому випадку відраховують або від земного екватора, або від ортодромічного меридіана цієї точки.

Іншим окрегим випадком правої ортодромічної СК є так звана етапно-ортодромічна СК. У цій системі кожному етапу польоту відповідає своя власна права ортодромічна СК. Це здійснюється за рахунок сполучення ортодромічного екватора з ЛЗШ – ортодромією кожного навігаційного етапу маршруту польоту. Така СК забезпечує простоту та наочність визначення пройденої на етапі відстані та бічного відхилення від ЛЗШ. Ортодромічна довгота в цьому випадку відраховується від точки зламу маршруту (ТЗМ), вона характеризує пройдену відстань від ТЗМ, а ортодромічна широта – величину бічного відхилення ЛА від ЛЗШ.

Ортодромічні СК є основою для квазіортодромічних СК. Такі СК відрізняються від ортодромічних тим, що в них радіус екватора відрізняється від радіусів меридіанів.

Перехід від ортодромічних координат точки до координат у квазіортодромічній СК здійснюється за допомогою таких співвідношень:

$$x = R_x x^0, \quad y = R_y y^0 \quad (7.8)$$

У формулі (7.8) x^0, y^0 – кутові координати точки в ортодромічній СК, трансформацією якої створюється квазіортодромічна СК; R_x, R_y – величини прийнятих у даній СК радіусів меридіана й екватора, наприклад, радіуса кривизни меридіана та першого вертикала земного еліпсоїда.

Якщо екватор цієї СК сполучити з істинним меридіаном деякої точки і взяти радіуси R_x і R_y , що дорівнюють радіусу кривизни першого вертикала та меридіана, які проходять через цю точку, то в межах деякої області біля цієї точки буде отримана проекція поверхні земного еліпсоїда з достатньо малими спотвореннями.

Такою точкою може бути, наприклад, центр району польотів або аеродром вильоту. Характер і величина спотворень у цьому випадку залежать від геодезичної широти обраної точки та розмірів аналізованої (робочої) області.

Сферичними є також екваторіальна та горизонтальна СК. Вони застосовуються, наприклад, при застосуванні астрономічних датчиків навігаційної інформації та супутникових навігаційних систем.

Полярна та біполярна СК застосовуються при одержанні навігаційної інформації за допомогою наземних станцій радіотехнічних навігаційних систем. Так, у полярній СК безпосередньо визначаються, координати місцеположення ЛА за допомогою кутмірно-далекомірної системи типу РСБН і за допомогою наземних РЛС. Положення місцеположення ЛА в цій СК визначається полярним кутом – азимутом, або кутом місця (висотою), і її радіусом-вектором. У просторі біполярної (гіперболічної) СК місцеположення ЛА визначається як різниця дальностей від ЛА до двох фіксованих точок на поверхні Землі. Такі СК використовуються при визначенні координат місцеположення ЛА за допомогою різницево-далекомірних радіотехнічних навігаційних систем типу РСДН.

Рухомі (зв'язані з ЛА) СК застосовують для одержання інформації за допомогою деяких систем і засобів, що знаходяться на борту ЛА, наприклад візирів. У зв'язаній СК $OXYZ$ точка початку відліку O сполучена з центром мас ЛА, вісь OX збігається з напрямком поздовжньої осі ЛА, вісь OY – розташовується в площині симетрії ЛА і спрямована вгору, а вісь OZ – перпендикулярна першим двом осям і спрямована убік правого півкрила.

У рухомій нормальній (горизонтованій) СК початок відліку сполучений з центром мас ЛА, вісь OX_g утворюється проектуванням поздовжньої осі ЛА на площину горизонту, вісь OZ_g розташована в площині горизонту і спрямована вправо від осі OX_g , а вісь OY_g паралельна нормалі до площини горизонту. Ця СК використовується в ПНК, як правило, при проміжних переходах від однієї СК до іншої.

Задача перерахунку координат з однієї СК у інші в ПНК виникає дуже часто. При цьому перерахунок координат може здійснюватися або за допомогою матричних методів, або із застосуван-

ням формул сферичної тригонометрії, і виконується в БЦОМ за допомогою стандартних підпрограм.

Зауважимо, що сферичні СК у ряді випадків мають обмеження щодо району (області) застосування. Обмеження обумовлені вимогами необхідної точності розв'язання навігаційних задач із використанням даної СК. Наприклад, якщо ПНК має обчислювач аналогового типу і для розв'язання навігаційних задач використовуються формули, які не враховують сферичність Землі, то область застосування ортодромічних СК обмежується поясом біля екватора, утвореним ортодромічними паралелями з широтою $\pm 5^\circ$.

Якщо в складі ПНК є БЦОМ, то обмеження щодо області застосування ортодромічної СК можна визначити як співвідношення між відносною похибкою n , що характеризує потрібну точність подання чисел, і необхідним числом δ розрядів БЦОМ

$$n = -3,321 \lg \delta \quad (7.9)$$

Розв'язуючи співвідношення (7.9) відносно δ , отримаємо

$$\delta = 10^{-0,3n} \quad (7.10)$$

Формула (7.10) дозволяє за відомою кількістю розрядів розрахувати відносну похибку подання чисел у БЦОМ. З іншого боку

$$\delta = \Delta x(y) / x(y),$$

де $\Delta x(y)$ – абсолютна похибка подання чисел; $x(y)$ – абсолютне значення числа (аргументу), наприклад, ортодромічної широти або довготи.

Обравши $\Delta x(y)$ відповідно до необхідної точності розв'язання деякої навігаційної задачі, можна обчислити граничне значення аргументу $x(y)$, котрим і визначається область застосування СК

$$x(y) = \Delta x(y) / \delta, \quad (7.11)$$

де відносна похибка δ визначається співвідношенням (7.10).

Наприклад, при числі значущих розрядів у БЦОМ $n = 14$ за формулою (7.10) одержимо $\delta \approx 10^{-4}$. Обравши, наприклад, величину абсолютної похибки розрахунку ортодромічної широти (довготи) $\Delta x(y) = 10''$ за формулою (7.11) отримаємо $x(y) \approx 28^\circ$. Саме такими значеннями ортодромічної широти (довготи) визначається область застосовності ортодромічної СК у даному випадку.

Іноді при розв'язанні навігаційних задач використовуються формули прямолінійної тригонометрії. Наприклад, у деяких ПНК таким чином вирішується задача корекції обчислених координат за допомогою РСБН. У цьому зв'язку виникає необхідність оцінки області застосування формул прямолінійної тригонометрії для розв'язання навігаційних задач.

Враховуючи, що максимальні спотворення довжин за рахунок заміни формул сферичної тригонометрії формулами прямолінійної тригонометрії не повинні перевершувати припустимих максимальних спотворень довжин, що наведені у табл.7.1, можна отримати такі значення областей застосовності формул прямолінійної тригонометрії (табл.7.2).

Таблиця 7.2

Навігаційні системи	σ_r , км	$\frac{\sigma_r}{S}$	Умови застосування системи	Область застосування	
				град	км
Інерціальна	1.85 за годину польоту	0.005	$V_{ш} = 500$ км/год	4,79	533,1
			$V_{ш} = 1000$ км/год	4,13	459,5
			$V_{ш} = 1500$ км/год	2,92	324,9
			$V_{ш} = 2000$ км/год	2,39	265,8
			$V_{ш} = 2000$ км/год	2,10	229,7
Кутомірно-далекомірна	1.0		$D_{max} = 400$ км	3,44	382,3

Отже, обчислення координат в ПНК за допомогою сучасних ІНС можна здійснювати за формулами прямолінійної тригонометрії в межах достатньо великої області (в обидві сторони від екватора деякої вихідної сферичної СК). Практично в межах усієї робочої області кутомірно-дальномірної системи, типу РСБН, можливо застосування розглянутих формул при розв'язанні задач корекції місцеположення ЛА. Проте, треба мати на увазі, що наземна станція РСБН може розташовуватися на значній відстані від екватора вихідної сферичної СК і тоді відстань від екватора ЛА, що використовує саме цю РСБН, може значно перевищувати припустиме значення, що наведені в табл.7.2.