

7.5. Алгоритми визначення основних пілотажно-навігаційних параметрів польоту

Поточні значення параметрів руху ЛА в просторі з метою підвищення точності їх визначення розраховуються як оптимальні з точки зору середньоквадратичної похибки оцінки кожного з параметрів. При визначенні таких оцінок можуть використовуватися розглянуті раніше методи оптимальної (субоптимальної) обробки інформації, а також значення математичних сподівань (середніх значень) вимірів параметрів за декілька циклів обчислень при дискретній обробці інформації або при використанні інтеграторів із заданим значенням сталої часу інтегрування.

Для навігаційних параметрів, які володіють надмірністю (структурною або інформаційною) можуть бути застосовані комплексні методи обробки з використанням оптимальних (субоптимальних) фільтрів.

У сучасних ПНК, наприклад, ці методи застосовуються найчастіше для оцінки складової шляхової швидкості ЛА в інерціально-доплеровських системах навігації. Це обумовлюється взаємним доповненням аналогічних систем з точки зору підвищення точності обчислення складових шляхової швидкості.

Можливий варіант побудови функціональної схеми таких систем зображений на рис.7.8.

Як видно з рис.7.8, у такій системі реалізується алгоритм обробки інформації від ДИСС й інерціальної системи за схемою компенсації. При цьому отримані в наслідок комплексної обробки інформації значення проекції шляхової швидкості $\hat{V}_{ш_{\eta,\xi}}$ використовуються

для корекції інерціальної системи. У свою чергу інформація ІНС про кути крену γ , тангажа ϑ та курсу ψ використовується в ДИСС для перерахунку вектора шляхової швидкості на осі гіроплатформи ІНС, тобто для обчислення $V_{ш_{\eta,\xi}}^{ДИСС}$.

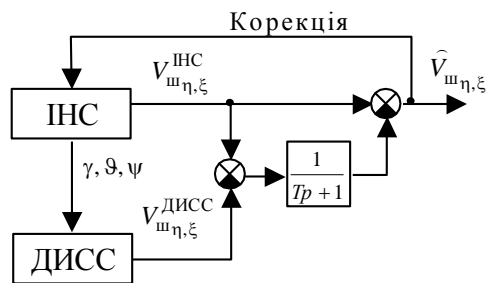


Рис. 7.8

У сучасних ПНК проекції швидкості (особливо в горизонтальній площині) оцінюються надточне за даними різних вимірників, що необхідно, як буде показано далі, для числення шляху. Що стосується визначення інших фазових координат вектора стану ЛА, то тут можливостей комплексної обробки сигналів вимірників значно менше, оскільки датчиків на борту ЛА, які вимірюють одні й ті ж самі параметри руху різними фізичними засобами, ні так багато.

Особливостями оцінки висоти польоту є:

- різні початки відліку різних типів вимірників висоти та її похідних (барометричний висотомір і варіометр пов'язані з ізобаричною поверхнею районів польоту, РВ – із земною поверхнею, вертикальний акселерометр – із полем прискорень);

- необхідність для різних умов застосування ЛА вимірювати різні висоти та їх похідні.

Отже необхідно дуже уважно ставитися до комплексування таких вимірників (наприклад, барометричного висотоміру та РВ) оскільки розходження їхніх показів обумовлено не тільки похибками вимірників, але й розходженнями в корисній інформації.

Як приклад роздивимося деякі типові схеми субоптимальної фільтрації координат поздовжнього руху ЛА.

Оцінка вертикальної швидкості.

Для багатьох випадків управління висотою польоту необхідно оцінити вертикальну швидкість точніше, ніж це можна зробити за сигналом кута тангажа.

Особливістю застосування для цієї цілі варіометра є значне запізнювання його показів, що може бути компенсоване шляхом комплексування його показів із показами вертикального акселерометра типу ДПЛ, який вимірює вертикальні прискорення. Функціональна схема даної методики показана на рис.7.9 а, відповідно до якого вихідний сигнал оцінки вертикальної швидкості може бути записаний в операторному вигляді як

$$\hat{\dot{H}} = \dot{H} + \frac{Tp^2}{Tp+1} \Delta H + \frac{T}{Tp+1} \xi,$$

де $\hat{\dot{H}}$ – оцінка вертикальної швидкості; \dot{H} – дійсна вертикальна швидкість; ΔH – похибка через різницю систем відліку; ξ – шум акселерометра.

Ця схема дозволяє усунути інерційність показів варіометра;

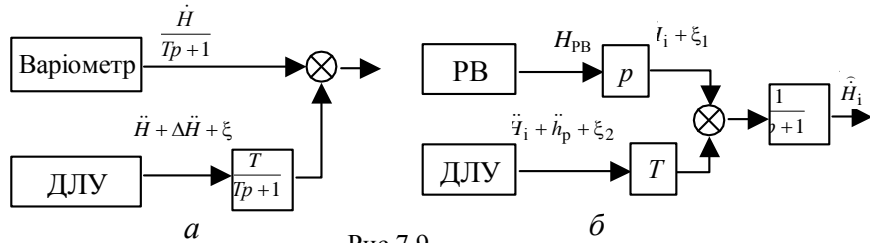


Рис.7.9.

похибка, що внесена ΔH , зазвичай невелика і нею можна знехтувати, а шуми акселерометра фільтруються інерційною ланкою. Зауважимо, що в цій схемі необхідно забезпечити рівність сталих часу запізнювання варіометра та фільтра в колі сигналу акселерометра.

При оцінці похідної істинної висоти шляхом диференціювання сигналу РВ має місце високий рівень високочастотних шумів. Фільтрація такого сигналу призводить до спотворень (запізнювання) корисного сигналу зміни істинної висоти. У цьому випадку хороші результати може дати комплексування РВ з вертикальним акселерометром (рис.7.9 б).

Для цієї схеми операторний вираз вихідного сигналу має вигляд

$$\hat{H}_i = \dot{H}_i + \frac{T}{Tp+1} \ddot{h}_p + \frac{1}{Tp+1} \xi_1 + \frac{T}{Tp+1} \xi_2,$$

де \hat{H}_i – оцінка похідної істинної висоти; \dot{H}_i – дійсна вертикальна швидкість (похідна істинної висоти); \ddot{h}_p – друга похідна висот рельєфу; ξ_1 – шум РВ після диференціювання; ξ_2 – шум акселерометра.

Тут шуми ξ_1 і ξ_2 інтенсивно фільтруються аперіодичними ланками, а наявність у вихідному сигналі складової \ddot{h}_p можна розглядати навіть як корисний ефект фільтрації дрібної структури рельєфу в сигналі \hat{H}_i .

Оцінка усередненої істинної висоти

Для розв'язання задач управління польотом на малих висотах: посадка, контроль газових і нафтових трубопроводів, геологічна розвідка, тощо – необхідна саме така оцінка висоти польоту.

Роздивимося схему комплексування вертикального каналу ІНС, радіовисотоміра і системи повітряних сигналів типу СВС (рис.7.10).

Зведемо всі сигнали до системи відліку абсолютної висоти:

$$H_{\text{ІНС}} = H_a + \Delta H_1;$$

$$H_{\text{РВ}} = H_a - h_p + \xi_1;$$

$$H_{\text{СВС}} = H_a + \Delta H_2,$$

де $H_{\text{ІНС}}$, $H_{\text{РВ}}$, $H_{\text{СВС}}$ – вихідні сигнали відповідних вимірників; H_a – дійсна абсолютна висота польоту; ΔH_1 і ΔH_2 – похибки, що повільно змінюються; h_p – висота рельєфу; ξ_1 – шум РВ.

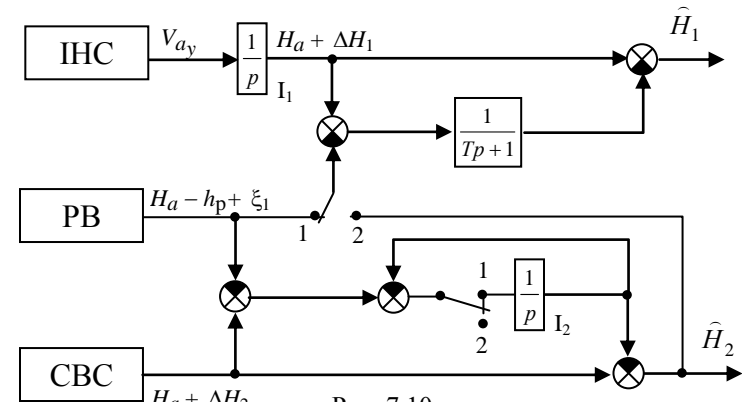


Рис. 7.10

Запропонована схема має два виходи, сигнали яких \hat{H}_1 і \hat{H}_2 утворюються за рахунок комплексної обробки інформації РВ і ІНС (для \hat{H}_1); РВ і СПС (для \hat{H}_2).

Операторні вирази оцінок обох виходів фільтра мають вигляд

$$\hat{H}_{1,2} = H_a - \frac{1}{TP+1} h_p + \frac{TP}{TP+1} \Delta H_{1,2} + \frac{1}{TP+1} \xi_1. \quad (7.12)$$

З (7.12) виходить, що оцінки H_1 і H_2 є оцінками істинної висоти відносно усередненого рельєфу, оскільки висота рельєфу фільтрується аперіодичною ланкою.

Основним вихідним сигналом є \hat{H}_1 . У випадку відмови ІНС використовується сигнал \hat{H}_2 . При відмові РВ контакти на схемі перемикаються в положення 2. На виході інтегратора I_2 запам'ятовується усереднена висота рельєфу місцевості (разом із похибкою ΔH_2), і сигнал H_2 надходить замість сигналу РВ у верхню частину схеми для компенсації помилок вертикального каналу ІНС. Так забезпечується високий ступінь функціонального резервування вимірювання висоти.

Як очевидно з приведених вище прикладів, при синтезі комплексної системи отримання параметрів руху ЛА важливим є вибір схеми комплексної обробки інформації вимірників, а також визначення параметрів комплексної системи (коефіцієнтів підсилення, сталих часу фільтрів, тощо).

7.6. Визначення координат місцеположення ЛА

Найбільш поширений метод визначення координат місцеположення ЛА в сучасних ПНК це метод числення шляху. Визначення поточних координат місцеположення ЛА цим методом засновано на моделюванні руху його центра мас. Вихідною інформацією для розв'язання цієї задачі служать швидкість (прискорення) ЛА і його курс. Отже, точність обчислення поточних координат місцеположення ЛА буде визначатися точністю інформації про швидкість (прискорення) і курс ЛА, а також виглядом рівнянь, що використовуються для моделювання руху ЛА, і точністю обчислювальних пристроїв.

У ПНК, що має у своєму складі БЦОМ, числення шляху, в основному, здійснюється в етапно-ортодромічній СК. Використання етапно-ортодромічної СК дозволяє спростити рівняння числення шляху, тому що умовна широта ЛА не буде перевищувати декількох десятків кілометрів, що дозволяє вести числення шляху й розв'язувати інші навігаційні задачі без урахування сферичності Землі.

Прийнята для розв'язання навігаційних задач модель руху центра мас ЛА в прямокутній СК має вигляд:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V_{ш_x}; \\ \frac{dy}{dt} &= V_{ш_y}, \end{aligned} \quad (7.13)$$

де x, y – координати місцеположення ЛА; $V_{ш_x}, V_{ш_y}$ – швидкості зміни координат місцеположення ЛА в напрямку осей x і y , відповідно.

Тоді поточні координати місцеположення ЛА можна отримати шляхом інтегруванням рівнянь (7.13) при вихідних умовах $x(0) = x_0$; $y(0) = y_0$:

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \int_0^t V_{ш_x} dt; \\ y &= y_0 + \int_0^t V_{ш_y} dt. \end{aligned} \quad (7.14)$$

Якщо за навігаційну СК використовується права ортодромічна СК, єдина для всього району польотів, то рівняння (7.14) будуть мати вигляд

$$\begin{aligned} x &= x_0 + \int_0^t V_{ш_x} dt; & x &= x_0 + \int_0^t V_{ш} \cos \psi_{орт} dt; \\ y &= y_0 + \int_0^t \frac{V_{ш_y}}{\cos \frac{x}{R}} dt; & y &= y_0 + \int_0^t \frac{V_{ш}}{\cos \frac{x}{R}} \sin \psi_{орт} dt, \end{aligned}$$

де $\psi_{орт}$ – ортодромічний курс ЛА; R – радіус Землі.

Реалізація моделі (7.13) здійснюється в ПНК за допомогою обчислювачів аналогового типу або БЦОМ. В останньому випадку розв'язуються такі рівняння

$$x_i = x_0 + \sum_{i=1}^n V_{ш_{x_i}} \Delta t; \quad y = y_0 + \sum_{i=1}^n V_{ш_{y_i}} \Delta t;$$

або

$$x_i = x_{i-1} + V_{ш_{x_i}} \Delta t; \quad y_i = y_{i-1} + V_{ш_{y_i}} \Delta t,$$

де x_{i-1} , y_{i-1} – координати місцеположення ЛА, що отримані в попередньому циклі обчислень; Δt – тривалість циклу обчислень.

Такий вигляд математичної моделі руху ЛА обумовлений специфікою роботи БЦОМ. Величина $\Delta t \in [0.1 \dots 0.5]$ с, залежить від умов польоту і типу БЦОМ.

При використанні для числення шляху геоцентричної СК, математична модель руху ЛА, яка використовується в БЦОМ набуває вигляду:

$$\varphi_i = \varphi_{i-1} + \frac{V_{ш_{\varphi_i}}}{R} \cos \psi_i \Delta t;$$

$$\lambda_i = \lambda_{i-1} + \frac{V_{ш_{\lambda_i}}}{R \cos \varphi_i} \sin \psi_i \Delta t,$$

де ψ – істинний курс ЛА.

Однією з ознак, за якою класифікують засоби числення шляху, є засіб отримання складових шляхової швидкості. У сучасних НК використовуються такі режими числення шляху:

- інерціальний;
- інерціально-доплерівський;
- курсо-повітряний.

Основним режимом є інерціальний (інерціально-доплерівський). Курсо-повітряний режим (інформація про курс надходить від курсової системи або ІНС, а про повітряну швидкість – від СВС) слід розглядати як резервний, який використовується при відмовах ІНС або неможливості її передпольотної виставки з необхідною точністю.

Рівняння оцінки похибки визначення координати x місцеположення ЛА інерціальним способом має вигляд:

$$\Delta x(t) = \Delta x_0 + \left(\frac{\Delta V_{x_0}}{\omega_{ш}} \right) \sin \omega_{ш} t + \frac{g \varepsilon_{x_0} + \delta_{a_x}}{\omega_{ш}} (1 - \cos \omega_{ш} t) +$$

$$+ \left(\frac{g \omega_{D_x}}{\omega_{ш}^3} \right) (\omega_{ш} t - \sin \omega_{ш} t)$$

де Δx_0 – початкова похибка виставки ІНС за координатою; ΔV_{x_0} –

початкова похибка виставки ІНС за швидкістю; ε_{x_0} – початкова похибка виставки гіроплатформи ІНС; δ_{a_x} – похибка вимірювання прискорення ЛА за допомогою акселерометра; ω_{D_x} – кутова швидкість власного ухилу (дрейфу) гіроплатформи; g – прискорення вільного падіння; $\omega_{ш}$ – частота Шулера.

Аналогічний вигляд має рівняння для оцінки похибки визначення другої координати місцеположення ЛА – y .

Отже, похибки визначення координат місцеположення ЛА за допомогою ІНС складаються з чотирьох складових. Перша з них стала, друга – коливальна з періодом Шулера. Коливальний характер має і третя складова, а четверта зростає з часом і обурюється коливаннями з періодом маятника Шулера.

При інерціальному методі має місце зростання похибок визначення координат місцеположення ЛА з часом. Водночас цей засіб числення шляху має ряд переваг, основна з них – автономність і тому повна завадозахищеність.

Для підвищення надійності числення шляху інерціальним способом до складу ПНК іноді включають декілька ІНС.

Зробимо декілька зауважень щодо інерціально-доплерівського режиму числення шляху, при якому інформація про складові швидкості польоту створюється шляхом комплексування сигналів ІНС і ДИСС.

Сучасні ДИСС забезпечують дуже високу точність виміру проекції швидкості польоту у напрямку випромінювання ($\sigma_{V_{ш}} \approx [0.1 \dots 0.2] \% V_{ш}$). Проте зберігання такої точності числення шляху пов'язано зі значними труднощами, які обумовлені складністю перерахунку вимірних складових шляхової швидкості на осі СК числення шляху.

Роздивимося типову схему алгоритму такого перерахунку. Нагадаємо, що ДИСС має 3 або 4 вимірювальних променя, які орієнтовані під фіксованими кутами δ_i відносно площини антенної системи. Доплерівські частоти F_{D_i} , $i = \overline{1, 4}$ сумісно з інформацією про характер відбиваючої поверхні (поправка $\Delta_{хвп}$) є вихідними

сигналами ДИСС, за якими у БЦОМ здійснюється обчислення складових шляхової швидкості ЛА в проекціях на осі СК зв'язаної з антенною системою ДИСС, тобто $V_{ш_{a1}}, V_{ш_{a2}}, V_{ш_{a3}}$, (див. рис.7.11).

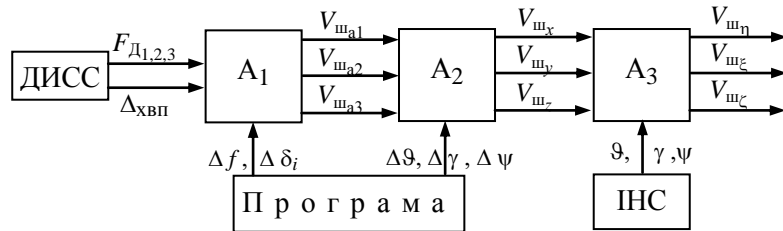


Рис.7.11.

Перерахунок здійснюється за формулами, які наводити не будемо. Зауважимо тільки, що для такого розрахунку необхідно знати частоту передавача f і кути орієнтації δ_i вимірювальних променів.

При виготовленні ДИСС ці параметри можуть відрізнитися від розрахункових, але в процесі заводських іспитів виявляються відхилення їх реальних значень Δf і $\Delta \delta_i$ від номіналів, які заносяться в паспорт ДИСС. Ці дані потім використовуються шляхом введення поправок в алгоритм перерахунку (рис.7.11, алгоритм A_1). Отже, заміна ДИСС або його окремих елементів (передавача, антенної системи) потребує коригування програми БЦОМ.

Наступний етап розрахунку (рис.7.11, алгоритм A_2) пов'язаний з перерахунком складових шляхової швидкості на осі СК, зв'язаної з ЛА (точніше, із корпусом гіроплатформи ІНС).

Найбільша складність цієї операції – виявлення кутових помилок орієнтації антени ДИСС відносно корпусу платформи ІНС. Потрібна точність складає одиниці кутових хвилин. Це юстування може бути зроблена достатньо точно та просто, якщо обидві системи встановлені на одній основі. Однак на більшості літаків ДИСС й ІНС розташовані в різних місцях фюзеляжу, тому кутові похибки їх взаємної орієнтації ($\Delta \gamma, \Delta \theta, \Delta \psi$) отримують у процесі достатньо складних юстувальних робіт. Головний недолік такої технології у тому, що юстування необхідно виконувати при кожному знятті ІНС або ДИСС із борту ЛА, а також після виконання грубої посадки, що

пов'язано з можливими зсувами елементів конструкції цих вимірників. Величини $\Delta \gamma, \Delta \theta, \Delta \psi$ також вносяться в програму БЦОМ. Навіть при високій точності виконання зазначених юстувань гранична точність визначення цих поправок визначається нежорсткістю конструкції ЛА і різним прогином фюзеляжу в стояночному та польотному положеннях.

Третій, останній, етап розрахунку (рис.7.11, алгоритм A_3) пов'язаний із перерахунком швидкостей із зв'язаної СК у СК числення шляху (в окремому випадку, у проекції на осі платформи ІНС), тобто отримання складових вектора шляхової швидкості $V_{ш_{\eta}}, V_{ш_{\xi}}, V_{ш_{\zeta}}$. Для такого розрахунку необхідно знати кути γ, θ, ψ , що вимірюються ІНС. Отже, навіть при ідеальному ДИСС точність виміру необхідних для числення шляху складових швидкості польоту буде залежати від точності виміру кутів γ, θ, ψ .

Розглянуті особливості застосування ДИСС дозволяють зробити такі висновки:

- висока точність доплерівського числення шляху може бути забезпечена при точному виконанні технології юстувальних робіт і при врахуванні в алгоритмах обчислювачів необхідних поправок;
- комплексування ДИСС і ІНС ефективно при низькій точності каналів виміру швидкостей ІНС або при тривалій роботі ІНС;
- сучасні ДИСС вимірюють шляхову швидкість у діапазоні 150...2500 км/год, кут знесення в межах $\pm 30^\circ$. Вони можуть працювати на висотах 15...21000 м. Але в процесі набору висоти та зниження, а також при маневрах літака з кутами крену та тангажа більш 5...10° точність визначення швидкості та кута знесення істотно знижується, тому в перспективних ПНК перевагу віддають іншим, більш точним засобам корекції інерціальних систем навігації.

Як відзначалося раніше, резервним режимом обчислення координат місцеположення ЛА для більшості сучасних ПНК є курсоповітряний режим числення. При цьому значення шляхової швидкості обчислюється за інформацією про вектор повітряної швидкості та про вектор вітру, який визначається тим або іншим методом, або тільки за інформацією про вектор повітряної швидкості.

Складові шляхової швидкості ЛА $V_{ш_x}$, $V_{ш_y}$, при повітряному численні та використанні, наприклад, правої ортодромічної СК (рис.7.12) можна визначити як

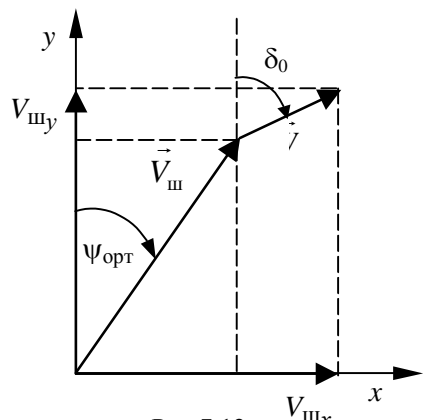


Рис.7.12.

$$V_{ш_x} = V \sin \psi_{орт} + W \sin \delta_0;$$

$$V_{ш_y} = V \cos \psi_{орт} + W \cos \delta_0;$$

де V – повітряна швидкість ЛА; $\psi_{орт}$ – ортодромічний курс ЛА; W – швидкість вітру; δ_0 – ортодромічний напрямок вітру.

У цьому випадку повітряна швидкість визначається за допомогою системи повітряних сигналів типу СВС, ортодромічний курс – за допомогою курсової системи. Вітер у польоті визначається тим або іншим способом через деякі інтервали часу і вводиться в алгоритм обчислення складових шляхової швидкості автоматично або вручну.

Характерні значення точності числення шляху для різних режимів роботи ПНК, які, як правило, наводяться у вигляді лінійної залежності середньоквадратичного відхилення (СКВ) кругової помилки від пройденого шляху S або часу польоту t , тобто $\sigma_r = K_S S$, або $\sigma_r = K_t t$, приведені в таблиці 7.3.

Таблиця 7.3

Режим числення		Похибка (СКВ)
Курсо-повітряний		$\sigma_r \in [2... 10] \% S$
Інерціально-доплеровский		$\sigma_r \in [0,2... 0,5] \% S$
Інерціальний	Грубі ІНС	$\sigma_r = 10$ км за час польоту
	Середній клас ІНС	$\sigma_r \in [3... 5]$ км за час польоту
	Прецизійні ІНС	$\sigma_r \in [0,2... 0,5]$ км за час польоту

7.7. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА

Принциповим недоліком усіх способів визначення поточних координат місцеположення ЛА методом числення шляху є зростання похибок числення з часом. Це потребує виконання періодичної корекції обчислених координат місцеположення ЛА. Така задача в навігації є однією з основних, вона розв'язується за допомогою датчиків-коректорів, що входять до складу ПНК.

Сутність розв'язання задачі корекції обчислених координат місцеположення ЛА така. Фактичне місцеположення ЛА можна охарактеризувати двомірним вектором \mathbf{x} , а місцеположення ЛА, отримане за допомогою системи числення, – вектором $\mathbf{x}_ч$. Складовими цих векторів є координати місцеположення ЛА в деякій СК. Застосування датчика-коректора дає можливість одержати вектор стану $\mathbf{x}_к$ (рис.7.13). Похибка обчислення координат характеризується вектором $\Delta \mathbf{x}_ч$, а похибка визначення місцеположення ЛА за допомогою датчика-коректора – вектором $\Delta \mathbf{x}_к$.

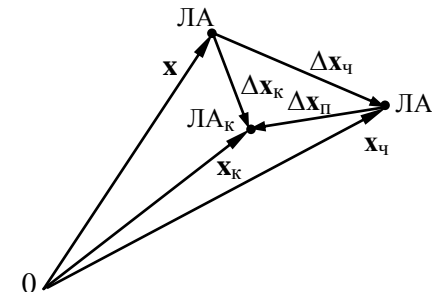


Рис. 7.13

У процесі виконання корекції за допомогою деякого датчика-коректора визначається вектор стану ЛА $\mathbf{x}_к$, за яким оцінюється величина поправки $\Delta \mathbf{x}_п$. У пам'ять БЦОМ, де зберігаються поточні координати місцеположення ЛА, заносяться координати, що характеризують вектор

$$\mathbf{x}^* = \mathbf{x}_к = \mathbf{x}_ч + \Delta \mathbf{x}_п.$$

Необхідність виконання корекції визначається нерівністю

$$\sigma_{r_ч} \geq \sigma_{r_потр},$$

де $\sigma_{r_ч}$ – середньоквадратична радіальна похибка числення шляху в даний момент часу; $\sigma_{r_потр}$ – середньоквадратична радіальна похибка, яка характеризує потрібну точність навігації в даних умовах.

Доцільність корекції за допомогою даного датчика-коректора визначається умовою:

$$\sigma_{r_k} < \sigma_{r_ч},$$

де σ_{r_k} – середньоквадратична похибка визначення місцеположення ЛА за допомогою конкретного датчика-коректора в даних умовах.

З метою підвищення точності визначення місцеположення ЛА при розв’язанні задач корекції обчислених координат намагаються досягти зменшення величини похибки Δx_k .

Це досягається вибором відповідного датчика-коректора, який забезпечує в конкретних умовах польоту найбільш високу точність визначення координат місцеположення ЛА, і підвищенням точності корекції за рахунок оптимальної обробки навігаційної інформації, що надходить від датчиків-коректорів.

Функціонування систем позиційної корекції обчислювача шляху (датчиків-коректорів) передбачає три основні моменти:

1. Наявність на земній поверхні певних навігаційних точок (радіомаяків, орієнтирів), ліній або геофізичних полів із відомими і введеними в пам’ять ПНК координатами. У випадку застосування астрономічних і СНС за такі точки обирають небесні тіла, координати яких точно прив’язані до земної поверхні.

2. Вихід ЛА в “зону дії” навігаційної точки і визначення його положення (точніше деяких параметрів, що характеризують це положення) відносно цієї точки.

3. Визначення місцеположення ЛА в робочій СК числення шляху, тобто безпосередньо корекція обчислених координат.

Відзначимо, що системи позиційної корекції дають різну навігаційну інформацію, придатну для визначення (уточнення) місцеположення ЛА. Цю інформацію можна розділити на три основні групи:

1. Повна навігаційна інформація, за якою шляхом обчислень може бути в кожному момент часу визначено поточне місцеположення ЛА, тобто точка на карті. За цією інформацією корекція числення шляху може бути, у принципі, здійснена миттєво за одним виміром параметрів.

2. Неповна навігаційна інформація, за якою може бути визначене геометричне місце точок (лінія на карті), на якій в поточний момент виміру знаходиться ЛА.

Точно визначити місцеположення ЛА, використовуючи одну лінію положення неможливо, але ця інформація дозволяє зменшити похибку обчислювача шляху за рахунок зменшення області вихідних похибок (наприклад, кругової) до зазначеної лінії.

Для подальшого зменшення похибки при використанні тільки цієї системи корекції необхідний подальший рух ЛА і накопичення інформації шляхом одержання інших ліній положення, не паралельних між собою.

3. Посередня навігаційна інформація, що надає певну функцію вимірюваного в даний момент часу параметра, який залежить від поточного місцеположення ЛА. Така інформація має місце в кореляційно-екстремальних навігаційних системах, які використовують фізичні поля Землі. У цих випадках вимірюваний параметр (наприклад, висота рельєфу або величина вектора напруженості магнітного поля) пов’язаний із координатами точки на земній поверхні деякою відомою функціональною залежністю, записаною в пам’яті ПНК зазвичай у вигляді таблиць. Оскільки ці функції як правило неоднозначні, то для визначення місцеположення ЛА потрібно достатньо велике накопичення інформації в наслідок руху ЛА або переміщення точки, в якій вимірюється даний параметр.

При проведенні корекції обчислених координат місцеположення ЛА використовуються навігаційні лінії положення. Лінією положення називається геометричне місце точок проєкцій можливого місцеположення ЛА на поверхню Землі, яке визначається сталістю деякого навігаційного параметра P .

До основних навігаційних ліній положення відносять (рис.7.14):

- лінії рівних пеленгів ($P = A = \text{const}$) – прямі, що проходять через навігаційну точку НТ;
- лінії рівних дальностей ($P = D = \text{const}$) – коло із центром у навігаційної точки НТ;
- лінії рівних різниць дальностей до двох навігаційних точок НТ₁ і НТ₂ ($P = \Delta D = D_1 - D_2 = \text{const}$) – гіперболи.

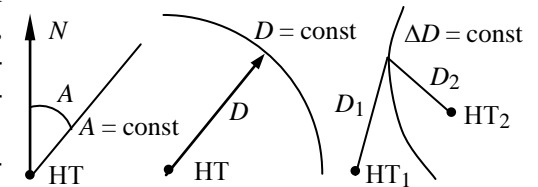


Рис. 7. 14

До навігаційних ліній положення можна віднести і лінійні орієнтири, тобто відрізки прямих ліній, що мають на місцевості ті або інші контрасти. Навігаційним параметром для цих ліній стає перебування ЛА понад будь-якою точкою цього орієнтира.

Використовування ліній положення для навігації має давню традицію, що і визначила їхню назву. Штурман корабля, а з часом ЛА, визначав навігаційний параметр (наприклад, пеленг НТ), проводячи на карті лінію, що відповідає вимірюваному параметру, потім робив аналогічну операцію, вимірюючи інший навігаційний параметр, і за точкою перетинання двох ліній визначав своє місцеположення.

У сучасних ПНК цей процес алгоритмізоване і закладено у програму БЦОМ. Лінії положення описані рівняннями у відповідній СК і місцеположення ЛА знаходиться шляхом їх розв'язання. Проте геометрична інтерпретація таких навігаційних обчислень дуже зручна при інженерному аналізі.

У малій області навколо поточного місцеположення ЛА будь-яка лінія положення може бути апроксимована, наприклад, відрізком прямої лінії. Похибка визначення лінії положення Δr відповідає її зсуву паралельно до самої себе. Ця похибка залежить від похибки виміру навігаційного параметра ΔP і визначається співвідношенням

$$\Delta r = \frac{\Delta P}{g},$$

де g – модуль градієнта функції $P = f(x, y)$, яка характеризує лінію положення в прямокутних або інших СК. Модуль градієнта визначається формулою:

$$g = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial y}\right)^2}; \quad (7.15)$$

Як приклад знайдемо g для лінії рівних пеленгів, рівняння якої в прямокутній СК відповідно до рис.7.15 має вигляд:

$$A = \arctg \frac{y}{x}.$$

$$\text{Тоді } \frac{\partial P}{\partial x} = -\frac{y}{D^2}; \quad \frac{\partial P}{\partial y} = \frac{x}{D^2},$$

де $D = \sqrt{x^2 + y^2}$ – дальність до НТ.

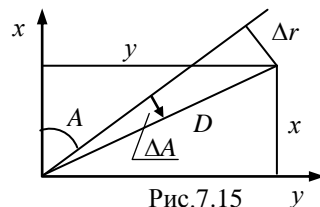


Рис.7.15

Використовуючи формулу (7.15), знайдемо

$$g = \sqrt{\left(\frac{x}{D^2}\right)^2 + \left(-\frac{y}{D^2}\right)^2} = \frac{1}{D}.$$

Отже, похибка визначення лінії рівних пеленгів буде характеризуватися співвідношенням:

$$\Delta r = \Delta A D.$$

Аналогічно можна знайти градієнти для інших ліній положення, які надаються без виведення:

– для ліній рівних дальностей

$$g = 1;$$

– для ліній рівних різниць дальностей

$$g = 2 \sin \frac{\mu}{2}, \quad \text{де } \mu \text{ – кут між напрямками на НТ}_1 \text{ і НТ}_2.$$

Переходячи від похибок до їх середньоквадратичних похибок σ_A , σ_D , $\sigma_{\Delta D}$ запишемо:

– для ліній рівних пеленгів:

$$\sigma_r = \sigma_A D;$$

– для ліній рівних дальностей:

$$\sigma_r = \sigma_D;$$

– для ліній рівних різниць дальностей

$$\sigma_r = \frac{\sigma_{\Delta D}}{2 \sin \frac{\mu}{2}};$$

– для лінійного орієнтира

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_{\text{апр}}^2 + (\sigma_t \sin \varphi)^2},$$

де $\sigma_{\text{апр}}$ – похибка апроксимації орієнтира відрізком прямої;

σ_t – похибка вимірювання моменту польоту орієнтира; φ – кут між напрямком польоту та лінійним орієнтиром.

7.7.1. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСБН

Цей вид корекції існує в абсолютній більшості сучасних ПНК. Роздивимося принцип розв'язання задачі корекції обчислених координат місцеположення ЛА за допомогою РСБН. Будемо вважа-

ти, що числення шляху ЛА ведеться в правій ортодромічній СК. Геодезичні координати маяка наземної РСБН B_M, L_M введені в пам'ять БЦОМ при підготовці ПНК до польоту. Для розв'язання задачі корекції вони повинні бути перераховані в нормальні сферичні φ_M, λ_M , а потім в ортодромічні x_M, y_M координати.

За допомогою РСБН на борту ЛА визначається азимут A і похила дальність D до РМ (рис.7.16), координати якого відомі.

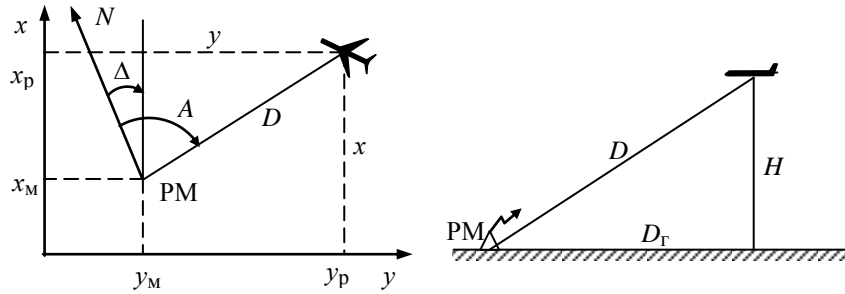


Рис.7.16

Таким чином, РСБН це суміщення двох вимірників навігаційних параметрів: азимута (істинного пеленгу) і дальності, кожний з яких визначає навігаційну лінію положення ЛА, тобто лінію азимута і лінію дальності.

У ПНК похила дальність перераховується з урахуванням висоти в горизонтальну або сферичну дальність.

Горизонтальна дальність $D_Г$ (див. рис.7.16) без урахування сферичності Землі, визначається як

$$D_Г = \sqrt{D^2 - H^2}, \quad (7.16)$$

де H – висота польоту ЛА.

З урахуванням дальності дії РСБН, яка не перевищує 500км, вираз для визначення сферичної дальності (рис.7.17) має вигляд:

$$D_{сф} = \sqrt{D^2 - H^2} \sqrt{\frac{R}{R+H}}, \quad (7.17)$$

де R – радіус Землі.

Надалі в рівняннях ми будемо викорис-

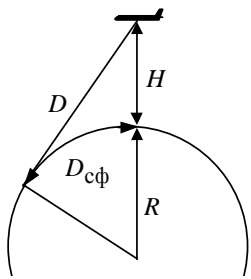


Рис. 7. 17

товувати для позначення дальності символ D без індексу, враховуючи, що перерахунок за формулами (7.16) або (7.17) вже зроблений.

При визначенні координат місцеположення ЛА (x_P, y_P) у прямокутній СК за сигналами системи РСБН використовуються такі співвідношення (див. рис.7.18).

$$x_P = x_M + D \cos(A - \Delta); \quad (7.18)$$

$$y_P = y_M + D \sin(A - \Delta),$$

де x_M, y_M – прямокутні координати наземного РМ; Δ – кут збіжності меридіанів, що запрограмований в пам'яті обчислювача (або розраховується) для даного РМ.

Якщо отримані прямокутні координати (7.18) ототожнювати з ортодромічними, виникає методична похибка через не врахування сферичності Землі. Наприклад, якщо вісь x сполучити з головною ортодромією, то при $x_M = 0, D = 400\text{км}, (A - \Delta) \approx 45^\circ$ виникає похибка визначення координат, що дорівнює біля 400м.

Для зменшення методичних похибок у деяких ПНК враховується сферичність Землі. Припускаючи, що сферичний трикутник МВЛ показаний на рис.7.18, плоский перетворення координат можна здійснити за співвідношеннями:

$$x_P = x_M + D \cos(A - \Delta);$$

$$y_P = y_M + D \sin(A - \Delta) \sec \frac{x}{R},$$

При використанні такого способу методичні похибки зменшуються у двічі і складають приблизно 200 м.

У деяких ПНК алгоритм корекції обчислених координат може бути іншим. Нижче приведено послідовність виконання операції одного з таких алгоритмів.

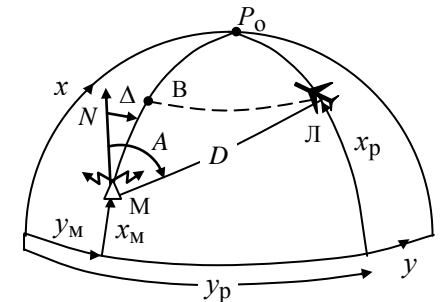


Рис. 7.18

а) За обчисленими координатами (φ, λ) та координатами маяка (φ_M, λ_M) розраховується горизонтальна дальність між літаком і радіомаяком D'_r , а також азимут на радіомаяк A'

$$D'_r = \operatorname{arctg} \frac{\sqrt{B_1^2 + B_2^2}}{B_3};$$

$$A' = \operatorname{arctg} \frac{B_2}{B_1},$$
(7.19)

де $B_1 = \cos \varphi_M \sin \varphi - \sin \varphi_M \cos \varphi (\cos \lambda - \lambda_M) = \sin D'_r \cos A'$;

$$B_2 = \cos \varphi \sin (\lambda - \lambda_M) = \sin D'_r \sin A';$$

$$B_3 = \sin \varphi_M \sin \varphi + \cos \varphi_M \cos \varphi \cos (\lambda - \lambda_M) = \cos D'_r.$$

б) Обчислюються значення похилої дальності от маяка до літака за формулою:

$$D' = a \sqrt{p^2 + q^2},$$
(7.20)

де
$$p = D'_r \left[1 + \frac{H}{2a} - \frac{e^2}{2} (\sin^2 \varphi + \sin^2 \varphi_M^2) - \frac{D'^2_r}{24} \right];$$

$$q = -\frac{H}{a} + \frac{e^2}{2} (\sin^2 \varphi - \sin^2 \varphi_M),$$

тут H – висота польоту ЛА; a – велика піввісь еліпсоїда Красовського; e – ексцентриситет земного еліпсоїда (див. дод. 1).

Отже, обчислення розрахункових значень азимута і похилої дальності виконується з урахуванням стиснення Землі, що забезпечує високу точність.

в) Розраховуються різниці між вимірними за допомогою РСБН і обчисленими в БЦОМ дальностями й азимутами, які характеризують місцеположення ЛА відносно РМ:

$$\Delta D = D - D';$$

$$\Delta A = A - A'.$$

г) Оскільки різниця між обчисленими і фактичними координатами місцеположення ЛА невелика, то прирости полярних координат перераховуються в прирости етапно-ортодромічних координат ($\Delta \sigma, \Delta \mu$) за формулами прямолінійної тригонометрії:

$$\Delta \sigma = \frac{1}{a} (\Delta D_r \cos A_{орт} - D \sin A_{орт} \Delta A);$$

$$\Delta \mu = \frac{1}{a} (\Delta D_r \sin A_{орт} + D \cos A_{орт} \Delta A),$$

де $\Delta D_r = \Delta D \cos \left(\operatorname{arctg} \frac{H}{D'_r a} \right)$ – приріст дальності, що перерахована з

похилої в горизонтальну; $A_{орт} = A - \Delta$ – ортодромічний азимут ЛА.

д) Значення оцінок похибок усереднюються з використанням m -ної кількості циклів обчислення

$$\Delta \sigma_{ср} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \Delta \sigma_i; \quad \Delta \mu_{ср} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \Delta \mu_i.$$
(7.21)

е) Похибки зазвичай аналізуються “на достовірність”, тобто перевіряються нерівності $\Delta \sigma_{ср} < \Delta \sigma_{потр}$, $\Delta \mu_{ср} < \Delta \mu_{потр}$, і якщо вони виконуються (у деякий дискретний момент часу $m+1$) здійснюється разова корекція оцінок:

$$\hat{\sigma}_{m+1} = \sigma_{m+1} + \Delta \sigma_{ср};$$

$$\hat{\mu}_{m+1} = \mu_{m+1} + \Delta \mu_{ср}$$

Аналіз наведених алгоритмів показує, що для одержання достатньо високих точнісних характеристик визначення координат місцеположення ЛА з використанням РСБН потрібна висока точність визначення азимута і дальності від РМ до ЛА. З цієї причини в деяких ПНК при наявності стійкого зв'язку відразу з двома наземними РМ використовується більш точний далекомірний канал за двома РМ. Це дозволяє підвищити точність визначення координат поточного місцеположення ЛА відносно відомих радіолокаційних орієнтирів. При цьому, як показує практика, шляхом незначних обчислювальних витрат досягається значне поліпшення точнісних характеристик.

Для визначення координат місцеположення ЛА в режимі корекції за двома дальностями (рис. 7.19) обчислюються похилі дальності від ЛА до кожного з двох РМ за формулами (7.19), (7.20).

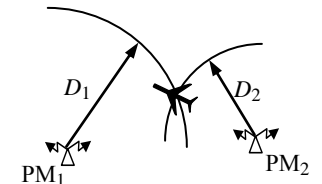


Рис. 7.19

Далі визначаються поправки (прирости):

$$\Delta D_1 = (D'_1 - D_1) \cos \left(\arctg \frac{H}{aD'_1} \right);$$

$$\Delta D_2 = (D'_2 - D_2) \cos \left(\arctg \frac{H}{aD'_2} \right),$$

де D_1, D_2 і D'_1, D'_2 – виміряні за допомогою РСБН і обчисленні похилі дальності до першого і другого маяків відповідно.

Отримані поправки перераховуються у відповідні їм прирости ортодромічних координат $\Delta\sigma$ і $\Delta\mu$. Для чого, використовуючи систему лінійних алгебраїчних рівнянь

$$\Delta D_1 = -\cos\alpha_1\Delta\sigma - \cos\varphi\sin\alpha_1\Delta\mu;$$

$$\Delta D_2 = -\cos\alpha_2\Delta\sigma - \cos\varphi\sin\alpha_2\Delta\mu,$$

де α_1 і α_2 – курсові кути РМ, і розв'язуючи її отримують

$$\Delta\sigma = \frac{\Delta D_2 \sin\alpha_1 - \Delta D_1 \sin\alpha_2}{\sin(\alpha_1 - \alpha_2)};$$

$$\Delta\mu = \frac{\Delta D_1 \cos\alpha_1 - \Delta D_2 \cos\alpha_2}{\sin(\alpha_2 - \alpha_1) \cos\varphi}.$$

Отримані поправки до обчислених координат місцеположення ЛА надалі використовуються у формулі (7.21).

Зазначимо, що при використанні інформації про азимут і дальність відносно одного РМ кругова похибка визначення місцеположення ЛА виражається формулою

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + (D\sigma_A)^2}.$$

Для типових умов застосування $\sigma_r \approx 1$ км. При використанні РСБН у режимі визначення дальностей до двох РМ похибку σ_r можна обчислити за формулою

$$\sigma_r = \frac{1,4\sigma_D}{\sin\omega},$$

де ω – кут між напрямками на РМ (для типових умов $\sigma_r = 0,5$ км).

7.7.2. Корекція обчислених координат поточного місцеположення ЛА за допомогою РСДН

У сучасних ПНК автоматизована корекція обчислених координат місцеположення ЛА може виконуватися за допомогою різницево-далекомірної навігаційної системи типу РСДН, яка дозволяють визначити на борту ЛА різницю відстаней ΔD від ЛА до двох наземних станцій із відомими координатами. За цією різницею відстаней визначається одна лінія положення, що являє собою гіперболу. Для визначення координат літака необхідно мати ще одну систему ліній положення, що перетинає першу, тобто ще одну пару наземних станцій.

Для скорочення наземного обладнання системи одна з передавальних станцій стає спільною (ведучою) для двох пар. Отже, РСДН повинна мати, як мінімум, три наземні станції. При цьому робота ведених станцій узгоджується з ведучою за синхронізуючими сигналами, які вона випромінює.

Інформація про місцеположення ЛА, що отримана від РСДН, використовується для корекції обчислених координат. Точність корекції при цьому складає 0,9...1,85 км. Дальність дії РСДН залежить від робочої довжини хвилі й може бути від 500 до 9000 км.

Задача корекції може вирішуватися в різних СК і різними способами. Роздивимося один із можливих варіантів її розв'язання в гіперболічній СК.

Для проведення корекції обчислених координат місцеположення ЛА в БЦОМ від РСДН надходять гіперболічні координати місцеположення ЛА θ_{AB} і θ_{AC} (рис.7.20), як різниці часу приходу сигналів від двох пар наземних станцій (однієї ведучої та двох ведених).

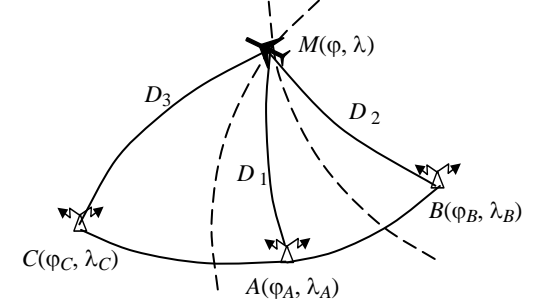


Рис. 7.20

Порівнюючи координати θ_{AB} і θ_{AC} з розрахунковими гіперболічними координатами опорної точки θ'_{AB} і θ'_{AC} отримують прирости гіперболічних координат

$$\delta\theta_{AB} = \theta'_{AB} - \theta_{AB}; \quad \delta\theta_{AC} = \theta'_{AC} - \theta_{AC} \quad (7.22)$$

За цією інформацією здійснюється корекція координат місцеположення ЛА. Послідовність операцій алгоритму корекції приведена нижче. На перших двох етапах визначаються розрахункові гіперболічні координати місцеположення ЛА.

а) За обчисленими координатами ЛА (φ, λ) і координатами наземних станцій $(\varphi_A, \lambda_A; \varphi_B, \lambda_B; \varphi_C, \lambda_C)$, що введені в пам'ять БЦОМ на етапі підготовки ПНК, визначаються різниці дальностей

$$\Delta D_{1,2} = D_1 - D_2; \quad \Delta D_{1,3} = D_1 - D_3,$$

де $D_j, j = \overline{1,3}$ – дальності від опорної точки (обчислених координат літака) до відповідної наземної станції.

При цьому зазначені дальності обчислюються за такою схемою:

– якщо ЛА знаходиться в зоні прямої видимості відносно j -ої наземної станції (дальності до відповідної наземної станції в кутовій мірі $S_j \leq \sqrt{2H(a)^{-1}}$), то похила дальність D_j визначається формулою (7.20);

– якщо ЛА знаходиться поза зоною видимості $(S_j > \sqrt{2H(a)^{-1}})$, то похила дальність D_j визначається виразом:

$$D_j = a(S_j - dS_j),$$

$$\text{де } dS_j = -S_j \frac{e}{b} \left(1 + \frac{S_j^2}{b} \right) (\sin^2 \varphi + \sin^2 \varphi_j + \sin \varphi \sin \varphi_j) + \frac{2H}{3a} \sqrt{\frac{2H}{a}}.$$

Тут dS_j редуція відстані (поправка) при визначенні відстані на еліпсоїді в кутовій мірі; e, b, a – параметри еліпсоїда Красовського (див. дод. 1); φ – широта місцезнаходження ЛА; φ_j – широта j -ої наземної станції.

б) Обчислюються розрахункові значення гіперболічних координат опорної точки у вигляді часової різниці поширення радіохвиль від двох наземних станцій до опорної точки θ'_{AB} і θ'_{AC} за формулами

$$\theta'_{AB} = \Delta D_{1,2} \frac{1}{c + \Delta c_1} + T_B + \Delta \theta_B;$$

$$\theta'_{AC} = \Delta D_{1,3} \frac{1}{c + \Delta c_2} + T_C + \Delta \theta_C$$

де c – швидкість поширення радіохвиль; $\Delta c_1, \Delta c_2$ – поправки до швидкості поширення радіохвиль, яка залежить від підстильної поверхні; T_B, T_C і $\Delta \theta_B, \Delta \theta_C$ – кодові затримки і поправки до розрахункових гіперболічних координат, що вводяться в запам'ятовуючий пристрій БЦОМ у процесі підготовки ПНК або визначаються автоматично на землі в точці старту.

в) Отримані за формулами (7.22) прирости гіперболічних координат $\delta\theta_{AB}$ і $\delta\theta_{AC}$ перераховуються за формулами лінійних приростів у ортодромічні:

$$\Delta \mu = (m_1 \delta\theta_{AB} + m_2 \delta\theta_{AC}) \frac{c}{a};$$

$$\Delta \sigma = (m_3 \delta\theta_{AB} + m_4 \delta\theta_{AC}) \frac{c}{a},$$

де коефіцієнти $m_j, j = \overline{1,4}$ розраховуються за формулами:

$$m_1 = \frac{m_{11}}{m_\Delta}; \quad m_2 = \frac{-m_{12}}{m_\Delta}; \quad m_3 = \frac{-m_{13}}{m_\Delta}; \quad m_4 = \frac{m_{14}}{m_\Delta},$$

де допоміжні коефіцієнти отримують таким чином:

$$m_{11} = c_{22} - c_{12}; \quad m_{12} = c_{23} - c_{13}; \quad m_{13} = c_{32} - c_{13}; \quad m_{14} = c_{33} - c_{13};$$

$$m_\Delta = m_{11}m_{14} - m_{12}m_{13}; \quad c_{j2} = \sin(\psi_{Lj} - \Delta_j); \quad c_{j3} = \cos(\psi_{Lj} - \Delta_j),$$

тут ψ_{Lj}, Δ_j – відповідно, кут між географічним меридіаном і напрямком на j -ю станцію і кут сходження меридіанів у точках місцеположення наземних станцій.

г) Прирости ортодромічних координат $\Delta \sigma$ і $\Delta \mu$ використовуються для корекції, але попередньо оцінюється можливість використання даних від РСДН для корекції координат місцеположення літака.

Якщо виконується умова

$$|\Delta\sigma \vee \Delta\mu \leq \sigma_{\text{потр}}|, \text{ а також } K_r^* \leq 8,$$

де \vee – символ диз'юнкції (логічна операція “АБО”); K_r^* – коефіцієнт геометричного фактора, який залежить від кута між веденими станціями з точки місцеположення ЛА, і пов'язаний із ним співвідношенням

$$K_r^* = \frac{2 \sin \frac{\Delta\psi}{2}}{m_\Delta}. \quad (7.23)$$

У формулі (7.23) $\Delta\psi$ – кут між напрямками на ведені станції з точки місцеположення ЛА.

Точність проведених обчислень істотно залежить від швидкості і шляху поширення радіохвиль довго-хвильового діапазону. На ці параметри істотно впливають погодні умови, час доби, відстані між станціями та літаком. Для типових умов на дальностях до станцій 500...1000 км точність корекції координат характеризується радіальною похибкою визначення місцеположення ЛА $\sigma_r \approx 0,5$ км.

7.7.3. Корекція обчислених координат місця розташування та курсу ЛА за допомогою бортових візирних пристроїв

Розглянуті вище засоби корекції засновані на використанні інформації від активних наземних РМ. Проте можливі ситуації, коли застосування неавтономних радіотехнічних навігаційних систем не гарантовано. У цих випадках може використовуватися метод корекції за наземними орієнтирами за допомогою бортової РЛС або візирів. Для цього в пам'яті бортового обчислювача повинні бути запрограмовані координати орієнтира, за яких передбачається здійснити корекцію місцеположення ЛА.

Основна задача, яку виконує ПНК при корекції за орієнтирами, – це максимальна автоматизація процесу корекції з метою звільнення оператора від розрахунків і роботи з картою, підвищення точності й оперативності орієнтування. Напівавтоматичний (за участю оператора) процес корекції за орієнтиром здійснюється таким чином.

При підготуванні до польоту вибираються орієнтири й у пам'яті БЦОМ програмуються їх координати, а також ознаки, що характеризують тип візирного пристрою, за допомогою якого планується спостерігати кожний орієнтир. Під час польоту (на розрахунковій дальності до орієнтира) екіпажу видається попереджувальний сигнал і автоматично приводиться в дію потрібний візирний пристрій. На його екрані починає формуватися мітка (перехрестя) імовірного положення орієнтира у СК візира.

Оператор виявляє й впізнає орієнтир, сполучає за допомогою спеціального пристрою мітку візира із зображенням реального орієнтира й в момент суміщення натискає кнопку корекції (прив'язки). Усі обчислювальні операції виконує ПНК і сигналізує оператору про здійснення корекції. Найбільше пристосовані для проведення такої напівавтоматичної корекції оглядові бортові РЛС.

Виконання корекції починається з формування ознаки O_k , що визначає можливість виконання корекції в даних умовах за даним радіолокаційним орієнтиром, наприклад, у вигляді:

$$O_k = [D_{\min} < D_{\text{ор}} < D_{\max} \wedge |\beta_{\text{ор}}| < \beta_{\text{гр}}], \quad (7.24)$$

де $D_{\text{ор}}$ – поточне значення дальності до радіолокаційного орієнтира; D_{\min}, D_{\max} – мінімальна та максимальна відстані, які визначають можливість корекції координат за даним орієнтиром за допомогою РЛС; $\beta_{\text{ор}}$ – поточний курсовий кут орієнтира; $\beta_{\text{гр}}$ – граничне значення курсового кута орієнтира, що забезпечує виконання корекції.

При виконанні умови (7.24) на екрані РЛС виникає перехрестя. Положення перехрестя на екрані РЛС відповідає розрахунковому положенню орієнтира відносно ЛА. Обчислення положення перехрестя на екрані РЛС і подальше розв'язання задачі корекції обчисленнях координат здійснюється таким чином:

1. Запрограмовані географічні координати орієнтира $(\varphi_{\text{ор}}, \lambda_{\text{ор}})$ перераховуються у відповідні ортодромічні координати $(x_{\text{ор}}, y_{\text{ор}})$.

2. Наведення електронного перехрестя на екрані бортовий РЛС на зображення орієнтира здійснюється з використанням нормальної (горизонтованої) системи координат ЛА. Початкове поло-

ження перехрестя на екрані РЛС визначається дальністю $D_{xp}(t_0)$ і курсовим кутом $\beta_{xp}(t_0)$, які обчислюються за формулами:

$$D_{xp}(t_0) = \sqrt{(x_0 - x_{op})^2 + (y_0 - y_{op})^2};$$

$$\beta_{xp}(t_0) = \arctg \frac{z_{g_{xp}}(t_0)}{x_{g_{xp}}(t_0)}, \quad (7.25)$$

де x_0, y_0 – обчислені ортодромічні координати ЛА в момент початку корекції; $x_{g_{xp}}(t_0), z_{g_{xp}}(t_0)$ – розрахункові координати орієнтира (перехрестя) у горизонтованій СК літака (рис. 7.21).

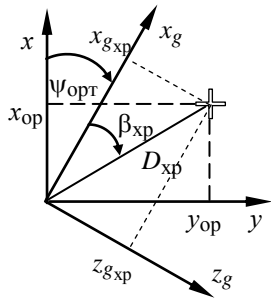


Рис. 7.21

Зображення перехрестя переміщується по екрану РЛС насамперед у наслідок руху ЛА. Величина зміни ортодромічних координат перехрестя за один цикл роботи БЦОМ із цієї причини буде таким:

$$\delta x_{xp} = V_{ш} \sin \psi_{орт} t_{ц};$$

$$\delta y_{xp} = V_{ш} \cos \psi_{орт} t_{ц}, \quad (7.26)$$

де $V_{ш}$ – шляхова швидкість ЛА; $\psi_{орт}$ – ортодромічний курс ЛА; $t_{ц}$ – тривалість циклу

розрахунку в БЦОМ.

Положення перехрестя, його координати змінюються також за рахунок роботи оператора (штурмана) ручкою .

Швидкості переміщення перехрестя на екрані можуть визначатися, наприклад, такими співвідношеннями

$$\dot{\delta}_{x_{xp}}^* = k_D \alpha_D \text{sign} \alpha_D;$$

$$\dot{\delta}_{y_{xp}}^* = k_\beta \alpha_\beta D_{xp} \text{sign} \alpha_\beta \quad (7.27)$$

де k_D, k_β – деякі коефіцієнти, що підбираються на основі досвіду; α_D, α_β – кути відхилення механізму управління перехрестям за дальністю та за курсовим кутом.

Поточне положення перехрестя відносно ЛА з урахуванням (7.26), (7.27) можна визначити за допомогою співвідношень:

$$\Delta x_{xp} = \Delta x_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta x_{xp_i} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta}_{x_{xp_i}}^* t_{ц};$$

$$\Delta y_{xp} = \Delta y_{xp0} + \sum_{i=1}^n \delta y_{xp_i} + \sum_{i=1}^n \dot{\delta}_{y_{xp_i}}^* t_{ц},$$

де $\Delta x_{xp0} = x_0 - x_{op}$ і $\Delta y_{xp0} = y_0 - y_{op}$ – початкові відносні координати перехрестя.

3. Безпосередньо корекція обчислених координат місцеположення ЛА здійснюється в момент суміщення на екрані РЛС зображення перехрестя із зображенням орієнтира. При цьому обчислені за формулою (7.25) значення $D_{xp}(t)$ і $\beta_{xp}(t)$ відповідно, дорівнюють дійсним значенням дальності до орієнтира $D_{op}(t)$ і курсового кута орієнтира $\beta_{op}(t)$. Отже, виконуються умови, $\Delta x_{xp} = \Delta x_{op}$ і $\Delta y_{xp} = \Delta y_{op}$. Ортодромічні координати місцеположення ЛА в цьому випадку обчислюються за формулами

$$x = x_{op} + \Delta x_{op}$$

$$y = y_{op} + \Delta y_{op}$$

Такий спосіб корекції є напівавтоматичним і потребує виконання деяких операцій екіпажем ЛА – пошук обраного орієнтира корекції, суміщення на екрані локатора перехрестя із зображенням орієнтира. У цьому його основний недолік. Крім того, спосіб не забезпечує високої точності корекції оскільки точності вимірювання навігаційних параметрів за допомогою БРЛС не дуже високі.

Для підвищення точності обчислення скоригованих координат може застосовуватися метод роботи за двома запрограмованими орієнтирами. У цьому випадку (рис. 7.22) координати місцеположення ЛА отримують шляхом розв'язання залежностей

$$(x_{op1} - x)^2 + (y_{op1} - y)^2 = D_1^2;$$

$$(x_{op2} - x)^2 + (y_{op2} - y)^2 = D_2^2.$$

У деяких комплексах може застосовуватися модифікація алгоритму корекції обчислених координат місцеположення ЛА, що використовує інформацію про два орієнтира. При використанні да-

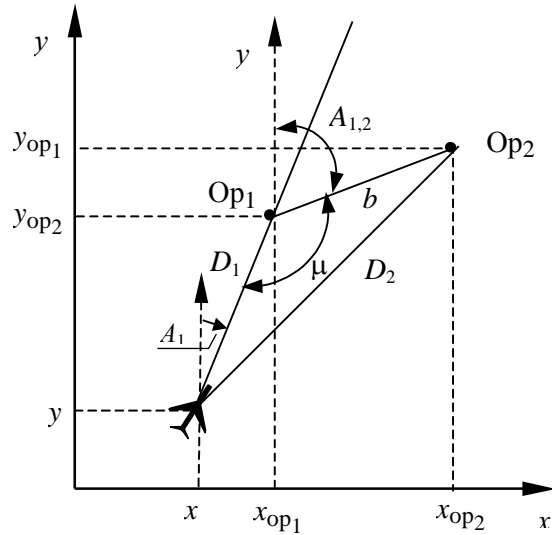


Рис. 7.22

ного алгоритму, координати ЛА визначаються за двома дальностями до використовуваних орієнтирів D_1 і D_2 з попереднім обчисленням пеленгу (азимута) одного з них (наприклад A_1):

$$\begin{aligned} x &= x_{op1} - D_1 \sin A_1 \\ y &= y_{op1} - D_1 \cos A_1 \end{aligned} \quad (7.28)$$

Пеленг першого орієнтира A_1 обчислюється за обміряними дальностями та відомій відстані між орієнтирами (рис.7.22)

$$\begin{aligned} A_1 &= A_{1,2} - (180^\circ - \mu); \\ \mu &= \arccos \frac{D_1^2 + b^2 - D_2^2}{2D_1 b}; \\ A_{1,2} &= \arctg \frac{x_{op2} - x_{op1}}{y_{op2} - y_{op1}}; \end{aligned}$$

Розглянута вище схема корекції обчислених координат місцеположення ЛА – спрощена, тут не враховуються переміщення ЛА за час між вимірами дальності до першого та другого орієнтира. Врахування руху ЛА може бути виконано, наприклад, таким чином.

У співвідношеннях (7.28) дальність до першого орієнтира слід визначати як

$$D_1 = D_{1\text{вим}} - \Delta D_{V\text{ш}},$$

де $D_{1\text{вим}}$ – виміряна дальність до першого орієнтира; $\Delta D_{V\text{ш}}$ – зміна дальності за час вимірювання дальності до другого орієнтира.

Поправка $\Delta D_{V\text{ш}}$ може бути розрахована за допомогою співвідношення

$$\Delta D_{V\text{ш}} = \sum_{i=1}^n (\vec{V}_{\text{ш}_i} \vec{e}_i) \Delta t_i$$

де n – кількість циклів визначення поправок до моменту закінчення вимірювання дальності до другого орієнтира; $\vec{V}_{\text{ш}_i}$ – вектор шляхової швидкості ЛА за час i -го циклу; \vec{e}_i – одиничний вектор у напрямку “ЛА – перший орієнтир”; Δt_i – інтервал часу між циклами визначення поправки $\Delta D_{V\text{ш}}$.

Природно, що можливі й деякі інші шляхи розв’язання задачі приведення вимірів навігаційних параметрів до одного моменту часу.

Точність корекції обчислених координат місцеположення ЛА за допомогою РЛС визначається точністю виміру дальності (σ_D), точністю виміру курсового кута орієнтира (σ_β) на екрані РЛС, а також точністю виміру курсу (σ_ψ). Сучасні бортові РЛС вимірюють дальність із точністю $\sigma_D \in [0,1 \dots 0,5]$ км залежно від типу РЛС і вжитих заходів щодо компенсації похибок. Точність виміру курсового кута складає $\sigma_\beta \in [0,1 \dots 0,5]$ град. Сумарна похибка визначення місцеположення ЛА, для описаної вище методики, визначається таким співвідношенням:

$$\sigma_r = \sqrt{\sigma_D^2 + D^2(\sigma_\beta^2 + \sigma_\psi^2)}. \quad (7.29)$$

Основні похибки виміру курсових кутів і дальності пов’язані з технікою відображення місцевості на екрані РЛС і зчитуванням цієї інформації оператором. Одним з основних шляхів підвищення точності є застосування розгортки типу мікроплан місцевості, де масштаб зображення значно більший, ніж в оглядовому режимі.

Використання електронно-оптичних (телевізійних, інфрачервоних й інших) візирів як коректорів має в порівнянні з БРЛС особливість – дальність до орієнтира такі візирі безпосередньо не визначають, а вимірюють лише кутові положення (курсний кут і кут місця). Тому для проведення корекції необхідно або комплексне використання такого візира з далекоміром, або оцінка дальності аналітичним способом, наприклад, за кутом місця орієнтира $\varepsilon_{ор}$ й істинною висотою польоту H (рис.7.23).

Через незначну граничну дальність пеленгації наземних орієнтирів за допомогою таких візирів обчислення координат ЛА здійснюються без урахування сферичності Землі й аналогічні рівнянням для РЛС

$$x = x_{ор} - D \sin(\psi_{орп} + \beta_{ор}); \quad y = y_{ор} - D \cos(\psi_{орп} + \beta_{ор}),$$

де D – дальність до орієнтира, яка обчислюється за кутом місця і істинною висотою польоту за формулою

$$D = H \operatorname{ctg} \varepsilon_{ор}.$$

Точність визначення координат місцеположення ЛА за допомогою оптичних і електронно-оптичних візирів характеризується середньоквадратичною радіальною похибкою, яка може бути отримана у вигляді (7.29) за аналогією щодо кутомірно-далекомірних систем і БРЛС.

При цьому необхідно мати на увазі, що внаслідок незначної дальності пеленгації наземного орієнтира на точність визначення координат ЛА за допомогою аналізованих візирів істотно впливає перевищення орієнтира над рівнем відліку істинної висоти польоту в момент проведення корекції. Особливо це позначається при польотах на малих висотах. Якщо польотне завдання передбачає такі режими польоту, то при підготовці комплексу до роботи необхідно вибирати орієнтир з мінімальними перевищеннями.

Ще одним методом корекції обчислених координат місцеположення ЛА за орієнтиром може бути використання бічних візирів. Роздивимося один із алгоритмів їх застосування. У найпростішому випадку бічний візир являє собою прозору призму з двома вертикальними рисками, встановлену збоку в кабіні. За рахунок товщини

призми ці риси при їх суміщенні оком льотчика створюють створ або площину пеленгування орієнтира. З кожного боку кабіни розташовані два таких візира (рис. 7.24, а), які утворюють дві площини пеленгування, що перетинаються під кутом $\Delta\varphi$. Курсові кути цих площин (φ_1 та φ_2) незмінні і визначаються розташуванням візирів.

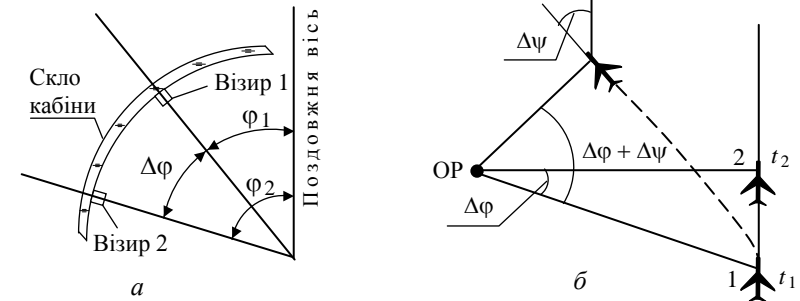


Рис. 7.24

При польоті ЛА запрограмований орієнтир, що спостерігається, спочатку потрапляє у створ першого візира (рис.7.24, б), а потім у створ другого. У кожний з цих моментів часу (t_1 та t_2) льотчик натискає кнопку прив'язки. Розв'язання геометричної задачі про координати ЛА відносно орієнтира і формування коригувальних поправок відбувається в БЦОМ ПНК. Для цього в кожний момент прив'язки фіксуються кутові положення ЛА (γ , ϑ , ψ), обчислені координати (x , y) та істинна висоти польоту H . Величини φ_1 , φ_2 і координати орієнтира зберігаються в пам'яті БЦОМ.

Формули розрахунку поправок дуже складні (особливо при врахуванні просторового маневру), тому реалізація такого методу доцільна тільки при наявності БЦОМ. При корекції місцеположення ЛА за бічним візиром використовується метод двох ліній рівного пеленгу. Точність визначення місцеположення ЛА отримують за наближеною формулою :

$$\sigma_r = \frac{\sqrt{(\sigma_{\Pi} D_1)^2 + (\sigma_{\Pi} D_2)^2 + (V_{ш} \sigma_t)^2}}{\sin(\Delta\varphi \pm |\Delta\psi|)}$$

де σ_{Π} – кутова похибка пеленгування; σ_t – похибка в моменті часу прив'язки; $V_{ш}$ – шляхова швидкість польоту ЛА; D_1, D_2 – дальності до орієнтира в момент першого і другого пеленгування;

$\pm|\psi|$ – зміна курсу ЛА між моментами пеленгування (знак + при розвороті на орієнтир).

Вважаючи, що $\sigma_{\Pi} = 1...2^{\circ}$, $\sigma_t = 0,2...0,4$ с, при характерних значеннях $D_1, D_2 = 2...3$ км, $V_{\text{ш}} = 250$ м/с та $\Delta\varphi = 30^{\circ}$ ($\Delta\psi = 0^{\circ}$) одержимо $\sigma_r = 0,2...0,4$ км.

При використанні датчиків-коректорів у складі ПНК поряд із корекцією обчислених координат місцеположення ЛА за інформацією, що поступає від цих датчиків можливо розв'язання задачі корекції курсу літака. Задача корекції курсу може виконуватися за допомогою різних систем і засобів з використанням різноманітних способів. Найбільш просто й з необхідним ступенем точності корекція виконується за допомогою бортових РЛС за одним радіолокаційним орієнтиром.

Роздивимося сутність корекції курсу таким способом. Корекція курсу виконується після корекції обчислених координат місцеположення ЛА. За рахунок чого зменшуються похибки визначення поправок в значенні курсу літака, які обумовлені похибками визначення координат місцеположення. Далі за відомими координатами орієнтира і скоригованими координатами місцеположення ЛА за формулою (7.28) розраховується азимут (пеленг) орієнтира.

Знання азимута орієнтира і курсу ЛА, що видається курсовою системою, дозволяє одержати розрахункове значення курсового кута орієнтира

$$\beta_{\text{орт}} = A - \psi_{\text{орт}},$$

де $\psi_{\text{орт}}$ – ортодромічний курс ЛА до корекції

Отримане значення $\beta_{\text{орт}}$ використовується для формування поздовжньої мітки перехрестя (мітки пеленгу). Похибка у вимірюванні курсу ЛА $\Delta\psi_{\text{орт}}$ спричиняє похибку в розрахунковому значенні $\beta_{\text{орт}}$. При суміщенні мітки перехрестя на екрані бортової РЛС із зображенням орієнтира кутом довороту мітки можна визначити поправку в значенні курсу ЛА. Такий спосіб корекції курсу достатньо простий і надійний. При інших рівних умовах найбільш висока точність корекції курсу може бути досягнута у випадку, якщо для корекції використовується орієнтир, що знаходиться на максимально можливому віддаленні.