

ДОДАТОК 4 Інерціальні навігаційні системи

Фізичні основи інерціальних навігаційних систем і їхня класифікація

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) – це такі навігаційні системи, в яких отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, якими є прискорення та швидкості літака, забезпечується шляхом відтворення (моделювання) на борту ЛА відповідної системи координат. Для цієї цілі частіше всього використовують гіростабілізатори або гіроскопічні датчики кутової швидкості разом із обчислювачем.

Наявність похибок датчиків ІНС у свою чергу призводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, ось чому при створенні ІНС намагаються зменшити величину похибок первинних датчиків.

ІНС, які встановлюються на борту ЛА, як правило, дозволяють визначити такі пілотажно-навігаційні параметри польоту: кути крену γ , тангажа ϑ та курсу ψ ; величину вектора перевантаження \vec{n} або питомої результуючої сили \vec{a} в проекціях на осі зв'язаної або нормальної системи координат; шляхову $\vec{V}_{\text{ш}}$ та вертикальну швидкість; географічні φ, λ або ортодромічні $\varphi_{\text{орт}}, \lambda_{\text{орт}}$ координати та висоту польоту. При наявності перелічених координат можуть бути визначені також кути нахилу та повороту траєкторії; відстань до орієнтиру з відомими координатами, його азимут і пеленг, додатково можуть бути визначені кутові швидкості та прискорення ЛА відносно відповідних осей.

Значні інформативні можливості, автономність, завадозахисність визначили для ІНС одне з головних місць у складі інформаційних систем ПНК.

Класифікують ІНС частіше за все залежно від способів розташування акселерометрів на борту ЛА та від ролі обчислювача у складі ІНС.

Подовження додатку 4

Залежно від способів розташування акселерометрів на ЛА розрізняють *платформні* та *безплатформні* ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізованій платформі, у другому – безпосередньо на корпусі ЛА або у спеціальному блоці чутливих елементів, при цьому осі чутливості акселерометрів не змінюють орієнтацію відносно напрямку осей зв'язаних з ЛА.

Серед платформних ІНС у свою чергу відрізняють ІНС з *некоректованою платформою* й ІНС з *горизонтальною платформою*.

В ІНС з некоректованою платформою осі платформи, а також акселерометри, що встановлені на цієї платформі, не обертаються в інерціальному просторі.

ІНС з горизонтальною платформою у свою чергу класифікують як ІНС *із вільною в азимуті платформою* й ІНС з *коректованою в азимуті платформою*.

За роллю обчислювача у визначенні кутових і лінійних координат прийнято відрізняти *геометричні*, *напіваналітичні* й *аналітичні* ІНС.

У геометричних ІНС основним елементом служить гіростабілізатор, який відтворює напрямок осей інерціальної системи відліку, і платформа з акселерометрами, осі чутливості яких відтворюють деякі напрямки в площині горизонту і напрямок місцевої вертикалі. Роль обчислювача мінімальна і зведена до забезпечення корекції заданого положення платформи. Інформація про координати знімається з кутомірних пристроїв гіростабілізатора та платформи.

До напіваналітичних систем відносять системи з горизонтальною платформою. У цих системах гіроплатформа з акселерометрами відтворює напрямок нормальної (рухомої) системи відліку. З кутомірних пристроїв гіростабілізатора знімається інформація про кути крену, тангажа, курсу ЛА. Обчислювач ІНС розв'язує задачу визначення кінематичних параметрів руху центра мас ЛА і видає сигнали для корекції гіростабілізатора.

До аналітичних ІНС відносять безплатформні ІНС і ІНС з акселерометрами на некоректованому або вільному гіростабілізаторі. Обчислювач ІНС у даному випадку виконує найбільший об'єм

обчислень. Крім визначення кінематичних параметрів руху центра мас літака він визначає кутову орієнтацію нормальної рухомої системи координат відносно інерціальної і кутову орієнтацію зв'язаної рухомої системи координат відносно нормальної.

Принципи побудови ІНС

Принцип дії ІНС розглянемо на прикладі однокомпонентної ІНС з горизонтальною платформою. Зробимо такі припущення: ЛА рухається тільки в одній площині і на постійній відстані R від центра Землі; вектор напруженості гравітаційного поля спрямований до центра Землі. Починаючи рух із точки O_1 (див. рис. Д4.1)

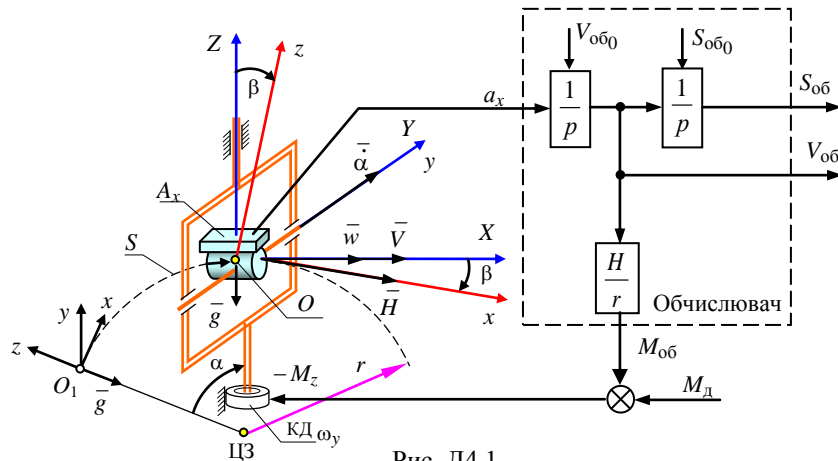


Рис. Д4.1

ЛА переміщається в точку O , при цьому місцева вертикаль повертається на кут

$$\alpha = \frac{S}{r},$$

де S – відстань, що пролетів ЛА.

Кутова швидкість супроводжуючого тригранника XYZ , у якого вісь OX дотична до траєкторії руху, а вісь OZ спрямована за місцевою гравітаційною вертикаллю, визначається співвідношенням

$$\dot{\alpha} = \omega_y = \frac{V}{r},$$

де V – швидкість польоту ЛА.

Крім того

$$\dot{S} = V, \quad \dot{V} = w \quad \text{або} \quad S = S_0 + \int_0^t V dt; \quad V = V_0 + \int_0^t w dt$$

де w – абсолютне прискорення центра мас ЛА.

Побудова на борті ЛА супроводжуючого тригранника забезпечується гіроплатформою, на якій встановлюється акселерометр A_x і осі якої утворюють приладовий тригранник xyz . Уздовж осі Ox приладового тригранника спрямована вісь чутливості акселерометра і вектор кінетичного моменту гіроскопа \vec{H} . У точці O_1 початку руху осі приладового тригранника xyz з максимальною точністю сполучаються з осями XYZ супроводжуючого тригранника. Крім того встановлюються значення початкових сигналів $V_{об0}$ і $S_{об0}$ на виходах інтеграторів обчислювача. Величина цих сигналів відповідає початковим значенням швидкості ЛА V_0 і координати S_0 . Обчислювач за сигналами акселерометра безперервно обчислює в процесі руху значення швидкості $V_{об}$ і пройденої відстані $S_{об}$.

Для того, щоб гіроплатформа завжди залишалася в площині горизонту, необхідно управляти двигуном корекції КД ω_y гіростабілізатора таким чином, щоб обертати платформу навколо осі Oy зі швидкістю

$$\omega_{yоб} = \dot{\alpha} = \frac{V_{об}}{r}. \quad (Д4.1)$$

Відповідно до правила прецесії кутова швидкість гіроскопа ω_y з кінетичним моментом H під впливом зовнішнього моменту M_z визначається співвідношенням

$$\omega_y = -\frac{M_z}{H}. \quad (Д4.2)$$

Зіставляючи (Д4.1), (Д4.2), можна знайти величину коригувального моменту

$$M_{об} = -M_z = K V_{об}$$

де
$$K = \frac{H}{r} \quad (Д4.3)$$

Вираз (Д4.3) частіше представляють у вигляді ($K/H = 1/r$) і називають умовою балістичної незбуреності. Виконання цієї умови забезпечує горизонтальність платформи при русі літака з довільним прискоренням.

Покази акселерометра, встановленого на гіроплатформі, мають вигляд

$$a_x = w_x - g_x$$

де w_x, g_x – відповідно проекції абсолютного прискорення центра мас ЛА і прискорення сили ваги на вісь чутливості акселерометра.

Враховуючи, що при $\beta = 0$ (β – похибка горизонтування платформи) g_x також дорівнює нулю одержимо

$$a_x = w_x = w.$$

З цього рівняння випливає необхідність безупинного горизонтування осі чутливості акселерометра і, що у свою чергу дозволяє визначити задачі розв'язувані ІНС у процесі руху літака:

– обчислення шляхом інтегрування кінематичних параметрів руху центра мас ЛА (у даному випадку швидкості $V_{об}$ і відстані $S_{об}$);

– безперервне відтворення напрямку осей супроводжуючого тригранника за допомогою гіростабілізатора, тобто відтворення вертикалі на борті ЛА (горизонтування платформи).

Алгоритм роботи обчислювача ІНС може бути представлений такою системою рівнянь:

$$V_{об} = V_{об0} + \int_0^t a_x dt;$$

$$S_{об} = S_{об0} + \int_0^t V_{об} dt;$$

$$M_{об} = -M_{z_{об}} = \frac{H}{r} V_{об}.$$

Замість останнього рівняння – рівняння для розрахунку моменту двигуна корекції гіростабілізатора – можна записати рівняння для розрахунку кутової швидкості гіроплатформи

$$\omega_{об} = \frac{M_{z_{об}}}{H} = \frac{V_{об}}{r},$$

Розглянутий алгоритм роботи ІНС припускає ідеальну роботу акселерометра і гіростабілізатора із системою корекції. Однак на практиці існує різниця $\dot{\beta}$ між кутової швидкості супроводжуючого тригранника $\dot{\alpha}$ і швидкістю прецесійного руху гіроскопа $\omega_{п}$ через наявність дрейфу гіроскопа $\omega_{д}$ або моменту $M_{д}$ (див. рис. Д4.1), що викликає цей дрейф

$$\dot{\beta} = \omega_{п} - \dot{\alpha},$$

де $\omega_{п} = \omega_{об} + \omega_{д}$.

Через це, а також унаслідок неточності початкового визначення вертикалі (початкового відхилення гіроскопа β_0) з'являється поточна помилка горизонтування

$$\beta = \beta_0 + \int_0^t \dot{\beta} dt$$

Некомпенсовані складові похибок акселерометра можуть характеризуватися складовою Δa_x . Унаслідок похибок акселерометра, гіростабілізатора, обчислювача, а також через неточну початкову виставку гіроплатформи робота ІНС буде характеризуватися помилками визначення швидкості ΔV і координати ΔS , а також по-

милкою відтворення вертикалі (помилкою горизонтування) β . При цьому вихідний сигнал акселерометра може бути поданий у вигляді

$$a_x = w \cos \beta - g \sin \beta + \Delta a_x$$

При малих кутах β це рівняння можна записати у виді

$$a_x = w - g\beta + \Delta a_x$$

Розглянутому принципу дії однокомпонентної ІНС можна зі-

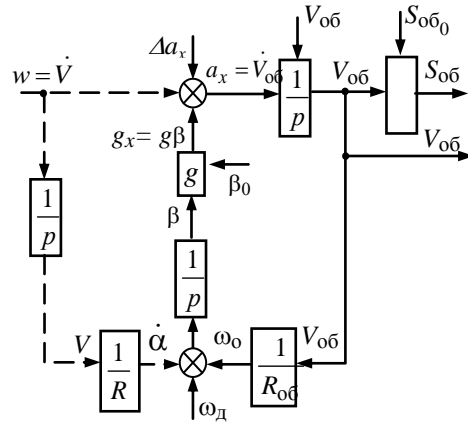


Рис. Д4.2 1

ставити структурну схему представлену на рис Д4.2. Вхідними сигналами цієї схеми є параметри руху супроводжуючого тригранника XYZ у вигляді абсолютного прискорення центра мас ЛА w , а також у вигляді кутової швидкості обертання місцевої вертикалі $\dot{\alpha}$. Інші елементи схеми відповідають роботі елементів однокомпонентної ІНС (див. рис. Д4.1). За вимірюваними акселерометрами величинами абсолютного прискорення $a_x = \dot{V}_{об}$ розраховується швидкість польоту $V_{об}$ і пройдена відстань $S_{об}$, а за обчисленою швидкістю $V_{об}$ розраховується задана швидкість прецесії гіроскопа $\omega_{об}$. Сигнали Δa_x і $\omega_{др}$ являють собою найбільш істотні джерела похибок ІНС. Причому через поточну помилку горизонтування β в показах акселерометрів з'являється складова $g_x = g \beta$, яка у свою чергу викликає помилку обчислення $V_{об}$. Контур горизонтування являє собою контур з від'ємним зворотним зв'язком, а наявність у контурі двох інтегруючих ланок свідчить про структурну нестійкість такого контуру. При впливі на такий контур збурень у вигляді, наприклад, помилок Δa_x або $\omega_{др}$ у ньому збуджуються незгасаючі коливання з власною частотою $\sqrt{g(R)^{-1}}$.

Таким чином, контур горизонтування моделює коливальну незатухаючу ланку другого порядку з періодом коливань $T = 2\pi\sqrt{R(g)^{-1}}$, так званий маятник Шулера. При $R = 6371000\text{м}$ і $g = 9.81\text{м/с}^2$ період коливань дорівнює 84,4хв. Маятник Шулера – це маятник з довжиною підвісу рівної радіусу Землі, і який не обурюється прискореннями точки підвісу. Інша назва такої системи – гіроскопічна вертикаль з інтегральною корекцією.

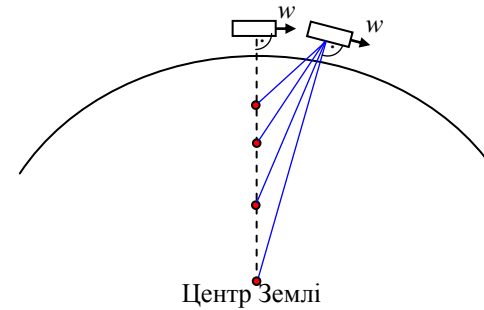


Рис. Д4.3

Рис. Д4.3 демонструє як зміна довжини підвісу маятника впливає на кут відхилення підвісу при дії на точку підвісу одиничного прискорення, яке зміщує точку підвісу, але через інерційність центр мас грузка маятника не змінює своє положення. Очевидно, що тільки при довжині підвісу, що дорівнює відстані до центра Землі маятник залишається незбуреним, тобто кут відхилення підвісу дорівнює нулю.

При відсутності похибок датчиків і обчислювача ІНС вхідний сигнал $\dot{\alpha} = \frac{w}{r} \left(\frac{1}{p} \right)$ на нижньому суматорі (див. рис. Д4.2) пов-

ністю компенсується сигналом $\omega_{об} = \frac{a_x}{r_{об}} \left(\frac{1}{p} \right)$ при точному завданні

$r_{об} = r$, що підтверджує ідею балістичної незбуреності контуру. Структурний аналіз контуру показує, що наявність постійної помилки акселерометра Δa_x , викликає помилку відтворення вертикалі β , а при наявності постійного дрейфу платформи $\omega_{др}$, у тому

числі через відхід гіроскопа від добового обертання Землі, вертикаль відтворюється без сталої помилки, але має місце періодична помилка. Типові графіки зміни помилок відтворення вертикалі при наявності постійної помилки акселерометра і дрейфу гіроплатформи показані на рис. Д4.4.

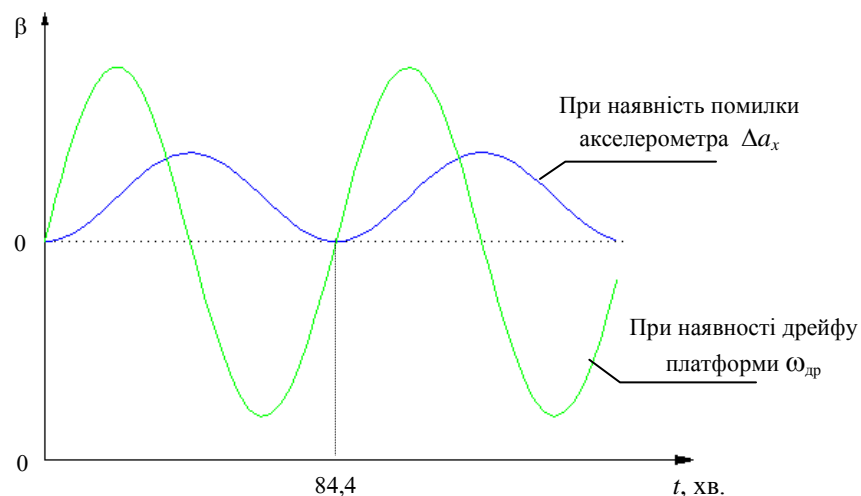


Рис. Д4.4

Помилки ІНС окрім того залежать від похибки виставки в горизонт платформи β_0 , від неточних початкових значень V_0 і S_0 .

Робочі режими інерціальних систем навігації

Розглянутий алгоритм роботи однокомпонентної ІНС практично без зміни застосовується в системах з горизонтальною, вільною в азимуті платформою. Друга назва цих систем – інерціальні курсовертикалі (ІКВ). На відміну від однокомпонентної ІНС в ІКВ використовується просторовий трьохосьовий гіростабілізатор і два контури інтегральної корекції горизонтального положення платформи з акселерометрами.

ІКВ не назначає координати місцеположення ЛА, і тому немає необхідності в других інтеграторах кожного каналу. Основне призначення системи типу ІКВ є побудова на борту ЛА незбуреної прискореннями приладової вертикалі. Це дозволяє визначити крен і тангаж літака. Просторовий гіростабілізатор системи ІКВ, що відтворює на борту ЛА нормальну систему координат або супроводжуючий тригранник, дозволяє крім, цього визначити так званий гіроскопічний курс, а сигнали інтегральної корекції гіроплатформи несуть інформацію про значення так званої абсолютної швидкості ЛА (див. дод. 3).

При розгляданні принципу дії ІКВ звернемось до рис.Д4.5.

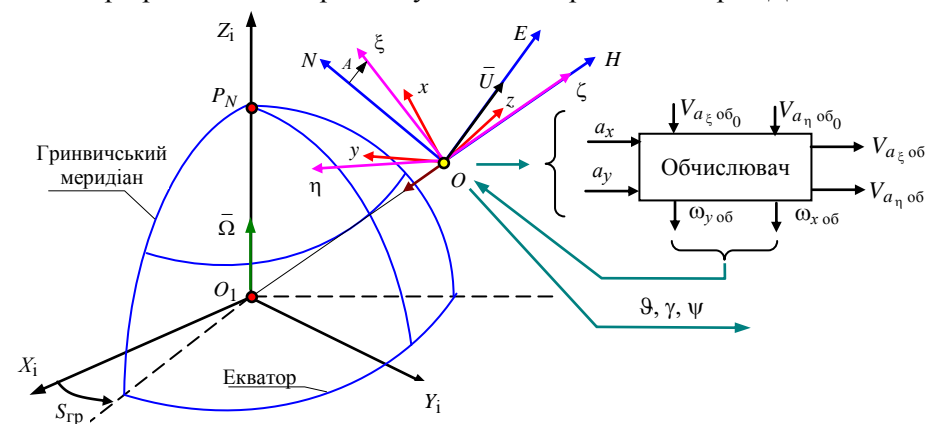


Рис. Д4.5

На цьому рисунку точка O означає положення ЛА відносно поверхні Землі. Іє положення визначається геоцентричними координатами λ і φ та відстанню до центра Землі r . При цьому

$$r = R_3 + H,$$

де R_3 – радіус Землі в точці місцезнаходження ЛА; H – висота польоту ЛА.

При розгляданні принципу роботи ІКВ передбачають, що гравітаційна, геоцентрична та істинна вертикалі збігаються, а це означає, що збігаються й відповідні широти. Розглянемо супроводжуючий тригранник $O\xi\eta\zeta$. Центр тригранника – точка O

знаходиться в точці місцезнаходження ЛА. Вісь $O\zeta$ спрямована вверх за місцевою вертикаллю. Азимутальну орієнтацію тригранника, визначимо його азимутом – кутом A , що лежить у площині горизонту й відлічується за годинниковою стрілкою від напрямку на північ ON .

Унаслідок переміщення ЛА відносно земної поверхні й обертання Землі навколо своєї осі початок супроводжувачого тригранника переміщується відносно геоцентричної системи координат, яка не обертається із Землею. Це переміщення супроводжувачого тригранника відбувається з абсолютною лінійною швидкістю \bar{V}_a , величина та напрямок якої визначається співвідношенням

$$\bar{V}_a = \bar{V}_k - \bar{U}, \quad (Д4.4)$$

де \bar{V}_k – земна швидкість ЛА; \bar{U} – переносна швидкість ЛА, що обумовлена обертанням Землі з кутовою швидкістю Ω .

Величина переносної швидкості залежить від широти місця φ ЛА, його відстані r до центра Землі й визначається співвідношенням

$$\bar{U} = \Omega \bar{r} \cos \varphi.$$

Вектор переносної швидкості лежить в площині горизонту й спрямований на схід (уздовж осі OE див.рис.Д4.5). Визначимо проєкції вектора показів ідеального акселерометра на осі супроводжувачого тригранника.

Враховуючи, що вектор напруженості гравітаційного поля \bar{g} спрямований до центра Землі, маємо:

$$\begin{aligned} a_\xi &= w_\xi; \\ a_\eta &= w_\eta; \\ a_\zeta &= w_\zeta - g_\zeta = w_\zeta + g, \end{aligned}$$

де w_ξ , w_η , w_ζ – проєкції вектора абсолютного прискорення центра мас ЛА.

Абсолютне прискорення центра мас ЛА може бути визначено як похідна абсолютної швидкості, при цьому:

$$\bar{w}_{\xi\eta\zeta} = \frac{d\bar{V}_a}{dt} + \bar{\omega}_{\xi\eta\zeta} \times \bar{V}_{a_{\xi\eta\zeta}},$$

де $\frac{d\bar{V}_a}{dt}$ – локальна або відносна похідна вектора \bar{V}_a , яку одержують за допомогою його диференціювання; $\bar{\omega}_{\xi\eta\zeta} \times \bar{V}_{a_{\xi\eta\zeta}}$ – складова повної похідної вектора \bar{V}_a , яка обумовлена обертанням системи відліку з кутовою швидкістю $\bar{\omega}$.

Записуючи ці векторні рівняння у проєкціях на осі $\xi\eta\zeta$ одержимо:

$$\begin{aligned} a_\xi &= w_\xi = \frac{dV_{a_\xi}}{dt} + V_{a_\zeta} \omega_\eta - V_{a_\eta} \omega_\zeta; \\ a_\eta &= w_\eta = \frac{dV_{a_\eta}}{dt} + V_{a_\xi} \omega_\zeta - V_{a_\zeta} \omega_\xi; \\ a_\zeta &= \frac{dV_{a_\zeta}}{dt} + V_{a_\eta} \omega_\xi - V_{a_\xi} \omega_\eta + g. \end{aligned} \quad (Д4.5)$$

Якщо припустити, що в рівняннях (Д4.5)

$$V_{a_\zeta} = 0; \quad \frac{dV_{a_\zeta}}{dt} = 0,$$

що відповідає польоту на постійному віддаленні від центра Землі, а окрім того $\omega_\zeta = 0$, що відповідав прив'язці до вільного в азимуті тригранника $\xi\eta\zeta$, рівняння (Д4.5) будуть мати вигляд:

$$\begin{aligned} a_\xi &= w_\xi = \frac{dV_{a_\xi}}{dt}; \\ a_\eta &= w_\eta = \frac{dV_{a_\eta}}{dt}; \\ a_\zeta &= V_{a_\eta} \omega_\xi - V_{a_\xi} \omega_\eta + g \approx g_0. \end{aligned} \quad (Д4.6)$$

З рівнянь (Д4.6) випливає, що інформація про горизонтальні складові вектора абсолютної швидкості ЛА, що летить на постійній висоті, може бути отримана простим інтегруванням проекція вектора показів ідеального акселерометра, які визначені в напрямках горизонтальних осей вільного в азимуті супроводжуючого тригранника.

З урахуванням (Д4.4), (Д4.6) для ЛА, що летить на постійній висоті, маємо

$$\begin{aligned} V_{a_{\xi}} &= V_{k_{\xi}} + U_{\xi} = V_{a_{\xi 0}} + \int_0^t a_{\xi} dt; \\ V_{a_{\eta}} &= V_{k_{\eta}} + U_{\eta} = V_{a_{\eta 0}} + \int_0^t a_{\eta} dt. \end{aligned} \quad (Д4.7)$$

Якщо в момент початку інтегрування ЛА був нерухомим відносно поверхні Землі, то

$$\begin{aligned} V_{a_{\xi 0}} &= U_{\xi 0}; \\ V_{a_{\eta 0}} &= U_{\eta 0}, \end{aligned}$$

тобто початкові значення складових абсолютної швидкості ЛА відповідають проекціям переносної швидкості внаслідок обертання Землі. При польоті ЛА на постійній відстані від центра Землі вільний супроводжуючий тригранник однак обертається навколо горизонтальних осей $O\xi$ і $O\eta$ оскільки обертається вертикаль OO_1 , або вісь Oz супроводжуючого тригранника. При цьому горизонтальні складові кутової швидкості супроводжуючого тригранника визначаються співвідношеннями

$$\begin{aligned} \omega_{\xi} &= -\frac{V_{a_{\eta}}}{r}; \\ \omega_{\eta} &= \frac{V_{a_{\xi}}}{r}. \end{aligned}$$

Простість співвідношень, що встановлюють зв'язок між складовими кутової швидкості місцевої вертикалі, складовими абсолютної швидкості та прискорення, обумовило широке розповсюдження ІНС із вільною в азимуті платформою.

Прив'язка до вільного в азимуті тригранника дозволяє визначити значення тільки умовного курсу $\psi_{ум}$, що відрізняється від істинного на величину азимуту A супроводжуючого тригранника. При тих самих умовах, що й для (Д4.7), визначається закон змінювання азимуту у вигляді:

$$A = A_0 + \int_0^t (\Omega + \dot{\lambda}) \sin \varphi dt,$$

де A_0 – початкове значення азимуту A ; Ω – швидкість добового обертання Землі; $\dot{\lambda}$ – швидкість зміни довготи точки O ; φ – поточна широта точки O .

Значення умовного курсу ЛА $\psi_{ум}$ при прив'язці до напрямку осі Oz супроводжуючого тригранника визначається кутом, що відлічується від напрямку осі Oz до напрямку поздовжньої осі ЛА за годинниковою стрілкою. Значення істинного курсу ЛА при цьому визначається як

$$\psi = \psi_{ум} + A.$$

Сигнали корекції гіроплатформи – обчислені значення кутових швидкості приладного тригранника, формуються як

$$\begin{aligned} \omega_{x об} &= \omega_{\xi} - \omega_{x д} = \frac{V_{a_{\eta}}}{r} - \omega_{x д}; \\ \omega_{y об} &= \omega_{\eta} - \omega_{y д} = \frac{V_{a_{\xi}}}{r} - \omega_{y д}; \\ \omega_{z об} &= -\omega_{z д} \end{aligned}$$

де $\omega_{x д}$, $\omega_{y д}$, $\omega_{z д}$ – сигнали компенсації систематичних складових дрейфу гіроплатформи, які визначаються на етапі калібрування її гіроскопів.

Інформація про обчисленні значення абсолютної швидкості визначається шляхом інтегрування сигналів акселерометрів

$$V_{a_{\xi o6}} = V_{a_{\xi o60}} + \int_0^t a_x dt;$$

$$V_{a_{\eta o6}} = V_{a_{\eta o60}} + \int_0^t a_y dt.$$

Визначивши складові $V_{a_{\xi o6}}$ і $V_{a_{\eta o6}}$ швидкості руху ЛА, їх перераховують у проекції на осі навігаційних систем координат

$$V_{a_N}(x) = -V_{a_{\xi o6}} \sin A + V_{a_{\eta o6}} \cos A;$$

$$V_{a_E}(y) = -V_{a_{\xi o6}} \cos A + V_{a_{\eta o6}} \sin A.$$

Якщо перейти від складових абсолютної швидкості до складових шляхової швидкості, тобто врахувати, що $V_{шN} = V_{a_N}$ і $V_{шE} = V_{a_E} - \Omega_3 R \cos \varphi$ – для сферичної, $V_{шE} = V_{a_E} - \Omega_3 (r + H) \cos B$ – для геодезичної системи координат, то за алгоритмами обчислення можна визначити поточні координати місцеположення ЛА.

В деяких випадках ІКВ, що призначені для відтворення на борту ЛА напрямку незбурюючої приладної вертикалі, працюють у режимі ГПК, тобто з коректованою азимуті гіроплатформною. При цьому платформу обертають відносно вертикальної осі зі швидкістю

$$\omega_{\zeta} = \omega_{z o6} = \Omega_3 \sin \varphi.$$

Інформація про широту надходить із зовнішньої системи або вводиться льотчиком. Така корекція відповідно (Д4.5) неминучі спричиняє методичні похибки й може бути виправдана лише при значних інструментальних похибках ІНС.

Щоб побудувати високоточну ІНС з коректованою в азимуті платформною яка працює в географічній, або в ортодромічній системі координат (азимутальна орієнтація гіроплатформ цих систем відповідав напрямку ортодромічних або географічних паралелей та

меридіанів) необхідно врахувати (Д4.5), тобто при обчисленні абсолютній швидкості ЛА та кутових швидкостей приладного тригранника врахувати відносне, переносне та коріолісове прискорення. Крім того радіус Землі в точці місцезнаходження ЛА необхідно визначити, наприклад, як радіус референц-еліпсоїда.

$$R = \frac{b}{\sqrt{1 - e^2 \cos^2 \varphi}},$$

де b – мала піввісь референц-еліпсоїда; e – ексцентриситет референц-еліпсоїда; φ – геоцентрична широта.

Гіростабілізаторі ІНС з коректованою в азимуті платформною не відрізняються від розглянутих раніше, але алгоритми роботи обчислювачів значно складніші.

Побудова прецизійних і одночасно надійних гіроплатформ являє собою складну технічну задачу. Ось чому в останній час все більш уваги приділяється розробці так званих безплатформних ІНС (БІНС), в яких датчики акселерометрів жорстко зв'язані з корпусом ЛА. Такі системи мають у своєму складі гіроскопічні прилади, але головною задачею цих пристроїв є забезпечення обчислювачів БІНС інформацією про кутове положення ЛА, а так само в про положення осей чутливості акселерометрів відносно обраної навігаційної системи координат. Відсутність горизонтальної платформи потребує відокремлювати з показів акселерометрів сигнали, що відповідають прискоренням ЛА, тобто обчислювачі БІНС аналітично визначають напрямок вертикалі. Однак слід мати на увазі, що датчики первинної інформації БІНС працюють у значно поширеному діапазоні параметрів вимірювання, обчислювачі БІНС мають більш складні алгоритми роботи, тому задача забезпечення високої точності вирішується тут із значними труднощами.

ІНС потребують спеціальної підготовки до польоту, Наприклад, для платформних ІНС задачею підготовки є виставка гіроплатформи в горизонтальне положення, узгодження вимірювальних осей акселерометрів з осями навігаційної системи координат і ввід вихідних даних про координати місцеположення та швидкість руху ЛА.

5.5. Виставка ІСН

Процес виставки ІСН у горизонтальне положення можна поділити на етапи: прискорену, грубу та точну виставку.

У процесі прискореної виставки в горизонті й в азимуті виконується електричне аретирування гіроплатформи в горизонтальних каналах по корпусу гіроцентралі або за сигналами акселерометрів. В азимуті гіроплатформа аретирується або по корпусу, або за компасом коректора, або за задатчиком курсу.

Цей процес іноді сполучається за часом з процесом розкрутки гіромоторів. Контури гіроскопічної стабілізації та гіроскопічні моменти гіроскопів перешкоджають процесу електричного аретирування, однак їхній вплив несуттєвий.

По закінченні прискореної виставки кола аретирування розмикаються й подальша виставка відбувається як процес корекції просторового положення гіроплатформи.

На етапі грубої виставки для усунення похибок горизонтування сигнали з акселерометрів, обминаючи інтегратор, надходять до корекційних двигунів гіростабілізатора (KD_{ω_y} , на рис. Д4.1). Але вимикання інтегральної корекції хоч і поліпшує динамічні характеристики та стійкість контуру горизонтування, але погіршує його статичні характеристики. Внаслідок чого виникає стала похибка визначення вертикалі, яка пропорційна кутовій швидкості дрейфу гіроплатформи, обумовленого в тому числі й проекцією кутової швидкості обертання Землі, і обернено пропорційна коефіцієнту, підсилення контуру горизонтування.

У процесі точної виставки на двигун корекції гіроскопа подається не тільки підсилений сигнал з акселерометра, але й сигнал з цього ж акселерометра, який додатково пропускається крізь інтегратор.

При відсутності похибок акселерометра це означав повну відсутність похибок горизонтування. Аналогічний висновок вже робився під час аналізу структурної схеми на рис. Д4.2. Таким чином сигнал виходу інтегратора по закінченні перехідного процесу буде усувати причину похибок горизонтування. Це дозволяє для

гіроскопів заздалегідь відбалансованих, тобто недрейфуючих, сформувати або обчислити величину проекції кутової швидкості обертання Землі для відповідної осі гіроплатформи при відсутності інформациі про азимут цієї осі платформи, а також при широту місця виставки. Цим широко користуються для виставки початкових значень робочих інтеграторів ІКВ.

Азимутальна виставка гіроплатформи у випадку використання сигналів компаса – коректора, курсозадатчика, а також виставка "по корпусу" не відрізняється від горизонтальної виставки. Однак у цих випадках корисний сигнал знімається не з акселерометра, а з відповідного датчика кутового положення.

У випадку, коли стояночний курс невідомий або визначений з недостатньою точністю, в деяких ІНС звертаються до використання режимів автономної азимутальної виставки за допомогою методів фізичного або розрахункового гірокомпасування. Процес гірокомпасування означає прив'язку осей гіроплатформи з акселерометрами до напрямку вектора напруженості гравітаційного поля й до напрямку вектора кутової швидкості добового обертання Землі,

При фізичному гірокомпасуванні використовується властивість гіромаятника (гіромаятник – гіроскоп на торсіонному підвісі, який широко застосовується в геодезичних роботах) встановлюватися за напрямком дотичної до меридіана місця. Припустимо, що в даний момент часу гіромаятник займав потрібне положення, тобто його головна вісь (вектор кінетичного моменту) горизонтальна й спрямована на північ, співпадає з напрямком горизонтальної складової кутової швидкості Землі Ω_{3r} (рис. Д4.6, а). При цьому маятник розташований вертикально. Однак через добове обертання Землі вісь гіроскопа змінює своє положення відносно земної поверхні (піднімається над горизонтом і відхиляється до сходу). Внаслідок цього маятник жорстко зв'язаний з гіромотором відхиляється від вертикалі на кут β (рис. Д4.6, б). Сила ваги маятника буде створювати момент M_y відносно осі підвісу гіромотора. Під впливом цього моменту гіроскоп починає прецесувати навколо осі OZ зовнішньої рамки й одночасно встановлюватися до горизонту.

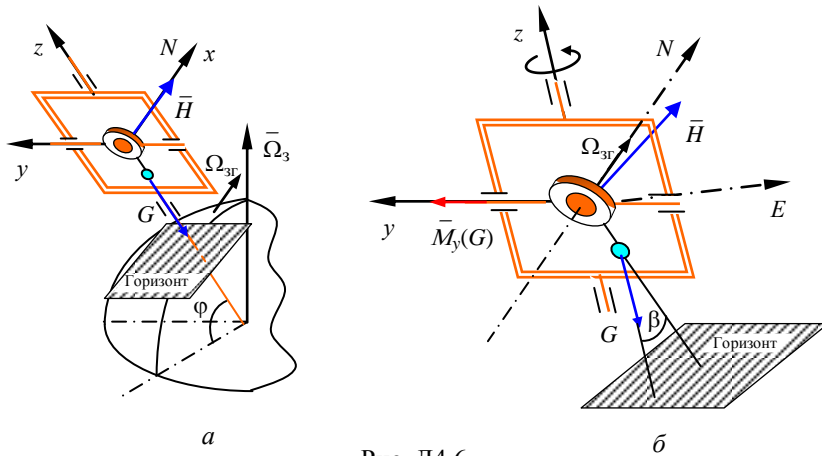


Рис. Д4.6

Прецесія гіроскопа відбувається в бік ліквідації відхилення головної осі гіроскопа від площина меридіана. Після згасання всіх коливань головна вісь повертається в площину меридіана і в горизонт.

Через малу кутову швидкість обертання Землі $\Omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{c}^{-1}$ процес фізичного гірокомпасування достатньо тривалий.

Реалізація ідеї фізичного гірокомпасування ІНС здійснюється відповідною схемою корекції гіростабілізатора (рис.Д4.7). При цьому сигнали корекції як у горизонтальному, так і в азимутальному

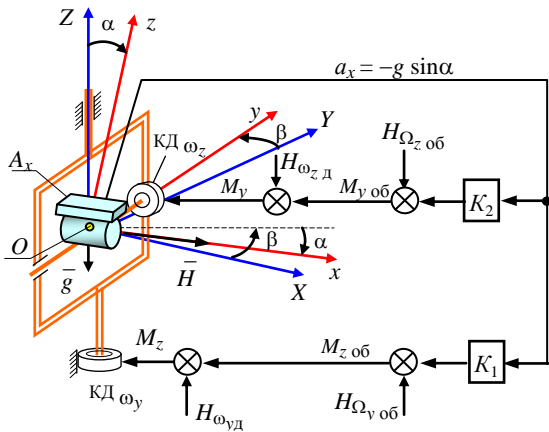


Рис. Д4.7

каналах знімаються з відповідного акселерометра, який вимірює вектор напруженості поля сил ваги, тобто виконує роль маятника.

Похибки горизонтування й азимутальної виставки відповідної осі приладного тригранника по закінченні перехідного процесу визначається малими кутами, у даному випадку кутами α і β . Для підвищення точності виставки гіростабілізатора в контурі корекції зазвичай подають сигнали, відповідні обчисленим значенням проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника $\Omega_{Z об}$, $\Omega_{Y об}$. На схемі (рис.5.8) це сигнали $H_{\Omega_{Z об}}$, $H_{\Omega_{Y об}}$. Записуючи рівняння для складових абсолютної кутової швидкості гіровузла на осі OY і OZ , при малих кутах α і β , маємо:

$$\begin{aligned} \omega_y &= -\frac{K_1}{H} g\alpha + \Omega_{Y об} + \omega_{Y д} = -\beta\Omega_X + \Omega_Y + \dot{\alpha}; \\ \omega_z &= -\frac{K_2}{H} g\alpha + \Omega_{Z об} + \omega_{Z д} = -\alpha\Omega_X + \Omega_Z + \dot{\beta}, \end{aligned} \quad (Д4.8)$$

де Ω_X , Ω_Y – проекції кутової швидкості Землі на осі супроводжуючого тригранника; $\omega_{Y д}$, $\omega_{Z д}$ – складові власного дрейфу гіроскопа.

По закінченні перехідного процесу маємо:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= 0; & \alpha &= \alpha_{уст}; \\ \dot{\beta} &= 0; & \beta &= \beta_{уст}; \end{aligned} \quad (Д4.9)$$

де $\alpha_{уст}$, $\beta_{уст}$ – усталені похибки горизонтальної та азимутальної орієнтації гіроплатформи.

Розв'язуючи рівняння (Д4.8), з урахуванням (Д4.9) маємо:

$$\begin{aligned} \alpha_{уст} &= \frac{\Omega_{Z об} - \Omega_Z + \omega_{Z д}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g}; \\ \beta_{уст} &= \frac{1}{\Omega_X} \left[\frac{K_1}{H} g \frac{\Omega_{Z об} - \Omega_Z + \omega_{Z д}}{\Omega_X + \frac{K_2}{H} g} + \Omega_Y - \Omega_{Y об} - \omega_{Y д} \right]. \end{aligned} \quad (Д4.10)$$

При $\Omega_{Z об} = \Omega_3$ і при умові $\Omega_X \ll \frac{K_2}{H} g$ замість рівняння (Д4.10) маємо

$$\alpha_{уст} = \frac{H}{K_2 g} \omega_{Z д};$$

$$\beta_{уст} = \frac{\varepsilon \omega_{Z д} - \omega_{Y д} + \Omega_{Y} - \Omega_{Y об}}{\Omega_{X}},$$

де $\varepsilon = \frac{K_1}{K_2}$.

Оскільки в схемах гірокомпасів $\varepsilon = 10^{-2} \dots 10^{-3}$, то стала похибка азимутальної прив'язки з великою точністю визначається співвідношенням

$$\beta_{уст} \approx -\frac{\omega_{Y д}}{\Omega_{X}} - \frac{\Omega_{Y об} - \Omega_{Y}}{\Omega_{X}}. \quad (Д4.11)$$

Перший доданок правої частини рівняння (Д4.11) пред'являє жорсткі вимоги до величини власного дрейфу гіроскопа навколо горизонтальної осі, а другий доданок потребує точного визначення складової кутової швидкості Землі навколо відповідної осі супроводжуючого тригранника.

Якщо врахувати, що величина Ω_{X} визначається співвідношенням:

$$\Omega_{X} = \Omega_{X} \cos \varphi A_{X},$$

де φ – широта місця виставки; A_{X} – азимут відповідної осі супроводжуючого тригранника, то стає очевидно, що похибка азимутальної виставки зростає при збільшенні широти місця виставки й при наближенні азимутальної орієнтації осі чутливості акселерометра до східного або західного напрямку.

Щоб забезпечити високу точність гірокомпасування в достатньо високих широтах необхідно повністю компенсувати систематичну складову кутової швидкості дрейфу гіроскопа $\omega_{Y д}$. Процедура визначення й компенсації дрейфу гіроскопа в процесі підготовки ЛА до польоту забезпечується контурами балансувальних режимів.

Балансувальні режими у свою чергу потребують цілком визначену попередню орієнтацію гіроплатформи. Ці обставини обумовлюють значну тривалість автономної азимутальної виставки. Тому операція визначення дрейфу гіроскопів здійснюється на етапі попередньої підготовки або на регламентних роботах. При підготовці до вильоту автономна азимутальна виставка гіроплатформи проводиться із "запам'ятованими" сигналами дрейфу гіроскопів.

Відомо, що найкраща точність балансування гіроплатформи здійснюється для північної осі приладного тригранника, при цьому для східної осі точність балансування значно погіршується. Однак якраз дрейф відносно східної осі суттєво впливав на точність гірокомпасування.

Для підвищення точності азимутальної виставки в деяких ІНС використовують так званий метод "подвійного гірокомпасування" суть якого така.

Спочатку східну вісь гіроплатформи повертають на північ і виконують грубе гірокомпасування й балансування (запам'ятовування дрейфу гіроскопів) східної осі гіроплатформи, потім здійснюється поворот гіроплатформи на 90° (північна ось орієнтується на північ) і виконується точне гірокомпасування із вже відбалансованої східною віссю і балансування північної осі гіроплатформи.