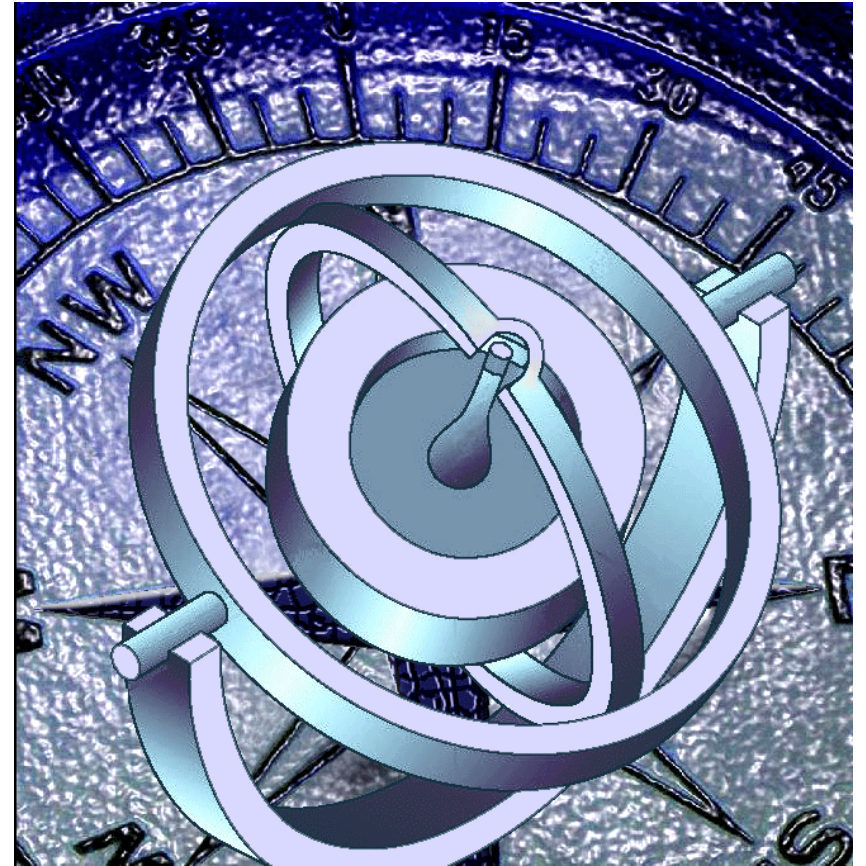


Розділ 2.



**ІНЕРЦІАЛЬНІ НАВІГАЦІЙНІ
СИСТЕМИ**

Інерціальні навігаційні системи (ІНС) – це такі навігаційні системи, в яких отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА в обраній навігаційній системі координат. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів – основних датчиків ІНС. Орієнтацію акселерометрів за осями обраної системи координат можна забезпечити, встановивши акселерометри на спеціальну гіростабілізовану платформу, що моделює на борту ЛА дану систему координат або шляхом перепроєктування сигналів акселерометрів, жорстко встановлених по осях зв'язаної з ЛА системи координат, на осі обраної навігаційної системи координат, використовуючи інформацію гіроскопічних датчиків кутів або датчиків кутової швидкості.

Отже, крім акселерометрів і обчислювача, до складу ІНС повинні входити такі елементи як гіростабілізована платформа або гіроскопічні датчики кутів (датчики кутової швидкості). Наявність похибок цих елементів ІНС, у свою чергу, призводить до похибок у визначенні навігаційних координат руху ЛА, ось чому при створенні ІНС намагаються конструктивно зменшити величину похибок первинних датчиків.

Глава 5. Основні елементи інерціальних навігаційних систем

5.1. Акселерометри

Основними датчиками ІНС, які надають інформацію про рух літака під дією активних сил, є акселерометри. При розв'язанні навігаційних задач застосовуються акселерометри, різноманітні як за принципом дії, так і за конструктивним виконанням. Зазвичай, в ІНС використовуються акселерометри, які вимірюють лише одну складову прискорення уздовж осі обраної системи координат.

Обов'язковим елементом акселерометра є чутлива маса – деяке фізичне тіло, яке має певну масу. Цей елемент називається: тягарик, якір, інерційна маса, чутливий елемент тощо. Чутлива маса акселерометра, зазвичай, має правильну геометричну форму, наприклад, циліндра і пружно зв'язана за допомогою механічних пружин або „електричної пружини” компенсаційного типу з корпусом приладу, жорстко закріпленого на корпусі літака.

Залежно від характеру переміщення чутливого елемента відносно корпусу приладу розрізняють акселерометри з лінійним переміщенням чутливого елемента відносно корпусу – це **осьові акселерометри**, і акселерометри з кутовим переміщенням чутливого елемента відносно корпусу – **маятникові акселерометри**.

За способом підвісу чутливого елемента відносно корпусу приладу є багато конструктивних рішень, наприклад, акселерометри з механічним підвісом чутливого елемента на жорсткій опорі (на підшипниках, призмах, роликах тощо); з гнучким підвісом (на торсіонах); з гідростатичним або гідродинамічним підвісом чутливого елемента (поплавкові). Можливі також магнітні, електростатичні, кріогенні, а також комбіновані підвіси. В інерціальних системах, зазвичай, застосовують прецизійні поплавкові осьові та маятникові акселерометри з „електричною пружиною” компенсаційного типу.

З метою зручності сполучення акселерометра з бортовим цифровим обчислювачем сигнал на його виході повинен бути дискретним. Перетворення вихідного сигналу в дискретний може бути виконано або за допомогою спеціальних перетворювачів типу АЦП – аналого-цифрових перетворювачів, або безпосередньо за допомогою пристроїв, що вимірюють переміщення чутливої маси. За цією ознакою як осьові, так і маятникові акселерометри класифікуються як аналогові, аналогові з дискретними приставками та дискретні. До дискретних акселерометрів відносяться струнні, імпульсно-інерціальні й електронно-пучкові акселерометри.

Вихідний сигнал акселерометра несе в собі інформацію про силу взаємодії чутливого елемента акселерометра і його корпусу в напрямку відповідної осі – осі чутливості приладу.

На рис.5.1 показана кінематична схема однокомпонентного осьового акселерометра.

У корпусі 1 по напрямній 2 може переміщуватися чутливий елемент 3, який зв'язаний з корпусом за допомогою пружини 4. Корпус приладу заповнюють рідиною, яка забезпечує демпфірування коливань чутливого елемента відносно корпусу.

При дії прискорень чутливий елемент зміщується і за величиною його зміщення визначають прискорення руху об'єкта.

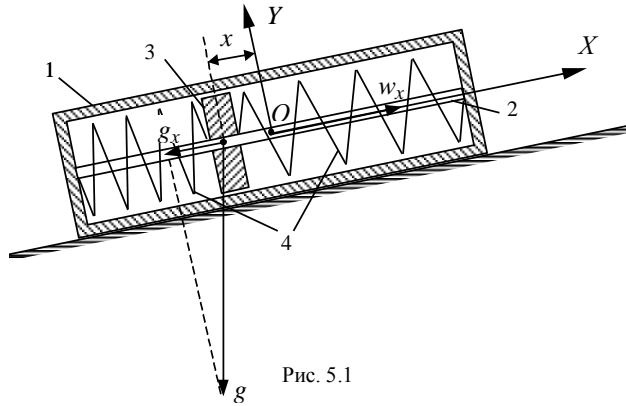


Рис. 5.1

Припустимо, що акселерометр встановлений на об'єкт, який рухається з постійним абсолютним прискоренням w_x , відповідно до другого закону Ньютона

$$m w_x = F_x, \quad (5.1)$$

де m – маса чутливого елемента; F_x – сумарна сила, що діє на чутливий елемент уздовж осі OX .

Ця сила складатиметься з зусиль пружини і гравітаційної сили притягання Землі:

$$F_x = F_{\text{пр}} + F_{gx}. \quad (5.2)$$

Тут $F_{\text{пр}}$ – зусилля пружини

$$F_{\text{пр}} = -cx, \quad (5.3)$$

де: c – жорсткість пружини (від'ємний напрям стиснення пружини x викликає протилежний знак сили $F_{\text{пр}}$);

Другий доданок (5.2) F_{gx} – проекція гравітаційної сили на вісь OX

$$F_{gx} = m g_x, \quad (5.4)$$

де g_x – проекція прискорення сили ваги на вісь OX . Тут також враховується напрям проекції прискорення сили ваги на вісь чутливості приладу (слід враховувати орієнтацію осі чутливості приладу).

Враховуючи (5.3) і (5.4), з урахуванням (5.1) і (5.2) визначимо

$$x = -\frac{m}{c}(w_x - g_x)$$

або

$$a_x = -\frac{c}{m}x = (w_x - g_x).$$

Отже, зміщення чутливого елемента акселерометра уздовж осі OX (осі чутливості) пропорційно різниці прискорення руху об'єкта і гравітаційного прискорення (прискорення сили ваги), що проєктуються на цю вісь.

При розташуванні акселерометра на нерухомому відносно поверхні землі об'єкті $\bar{w}=0$ він буде вимірювати $\bar{a} = -\bar{g}$ уявне прискорення, яке дорівнює за величиною, але протилежне за напрямком вектору напруженості поля сил ваги \bar{g} у точці знаходження об'єкта. Площина горизонту в умовах нерухомої відносно Землі основи визначається таким напрямком осі чутливості акселерометра, за яким його показання дорівнюють нулю. Нагадаємо (рис. 5.2), що саме напрямком вектора напруженості поля сил ваги (вектора прискорення сили ваги g , обумовленого прискоренням сили Земного тяжіння g_T та відцентрового прискорення від обертання Землі $f_{\text{вц}}$, яке спрямоване за перпендикуляром від полярної осі) визначає справжню вертикаль. Це положення широко використовують для горизонтування площин деяких об'єктів, зокрема гіроплатформ ІНС за допомогою акселерометрів.

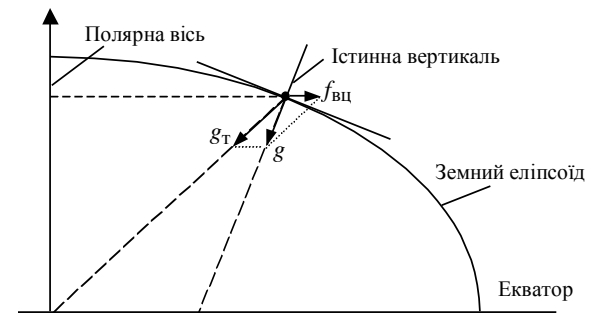


Рис. 5.2

До речі, при вільному падінні акселерометра з прискоренням $\bar{w} = \bar{g}$, що дорівнює прискоренню сили ваги, його показання $\bar{a} = \bar{w} - \bar{g}$ будуть дорівнювати нулю.

В горизонтальному польоті, коли піднімальна сила літака компенсує силу ваги, можна стверджувати, що акселерометр буде вимірювати $\bar{a} = -\bar{g}$ уявне прискорення маси свого чутливого елемента, яке створюється піднімальною силою горизонтального

польоту і яке дорівнює за величиною, але протилежне за напрямком вектору напруженості поля сил ваги \vec{g} .

При русі об'єкта зі швидкістю V уздовж меридіану Землі (рис. 5.3), яка обертається з кутовою швидкістю Ω_3 , на нього діє коріолісова сила I_k – сила інерції, яка обумовлена впливом обертового руху системи на рух об'єкта відносно цієї системи. Коріолісова сила I_k викликає коріолісове прискорення $\vec{a}_k = 2(\vec{\Omega}_3 \times \vec{V})$. Щоб удержатися на меридіані, літак повинен створити бічну силу, протилежно спрямовану коріолісовій (по аналогії з горизонтальним польотом, коли піднімальна сила спрямована протилежно силі ваги). У цьому випадку горизонтальний акселерометр, вісь якого співпадає з напрямком коріолісового прискорення, буде вимірювати уявне прискорення маси свого чутливого елемента $\vec{a} = -\vec{a}_k$, яке створюється бічною силою прямолінійного польоту і яке дорівнює за величиною, але протилежне за напрямком вектору коріолісового прискорення.

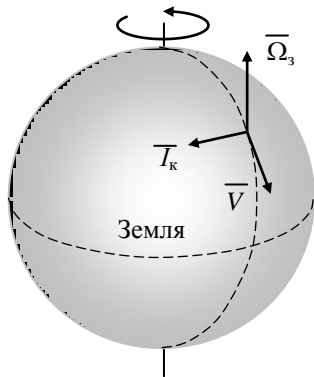


Рис. 5.3

До речі, при відсутності такої бічної сили показання горизонтального акселерометра будуть дорівнювати нулю, а літак при русі на північ буде відхилятися на схід у північній земній півкулі та на захід – у південній.

Три взаємно перпендикулярні акселерометри вимірюють вектор $\vec{a} = \vec{w} - \vec{a}_k - \vec{g}$, який називають уявним прискоренням. Таким чином, коли за допомогою акселерометра необхідно визначити тільки складову абсолютного прискорення, необхідно в його показаннях обов'язково врахувати складові вектора напруженості гравітаційного поля та коріолісового прискорення. При цьому акселерометр буде вимірювати абсолютне прискорення об'єкта, яке створюється тільки силами негравітаційного походження, які діють на цей об'єкт, наприклад, силами тяги двигуна, аеродинамічними силами тощо.

У високоточних навігаційних акселерометрах замість механічних пружин, які не в змозі забезпечити у великому діапазоні високу точність вимірювання прискорень, широке розповсюдження знайшли „електричні пружини”, які реалізують замкнені контури компенсаційного зворотного зв'язку. У конструкціях цих приладів (рис. 5.4) переміщення чутливого елемента фіксується індукційним датчиком переміщення (ІД) і усувається електромагнітним пристроєм – датчиком моменту (ДМ). Сигнали на датчик моменту надходять з індукційного датчика після попереднього підсилювання електронним підсилювачем. Величина струму датчика моменту $i_{ДМ}$ пропорційна прискоренню, яке вимірює такий акселерометр.

В осевих акселерометрах (див. рис. 5.4) обертання напрямних 2 за допомогою додаткового електродвигуна дозволяє значно знизити силу сухого тертя в підвісі, тобто зменшити похибку акселерометра.

Але більш широке застосування в інерціальних системах знайшли маятникові акселерометри з електричною пружиною і гідравлічним підвісом інерційної маси (рис. 5.5). Рухомою частиною акселерометра являє собою герметичну циліндричну поплавкову камеру 7 із закріпленими на ній роторами датчиків кута 2 і моменту 6.

Рухомою частиною акселерометра являє собою герметичну циліндричну поплавкову камеру 7 із закріпленими на ній роторами датчиків кута 2 і моменту 6.

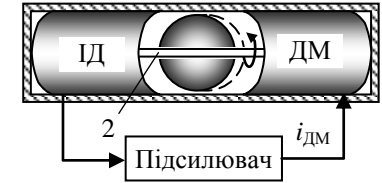


Рис. 5.4

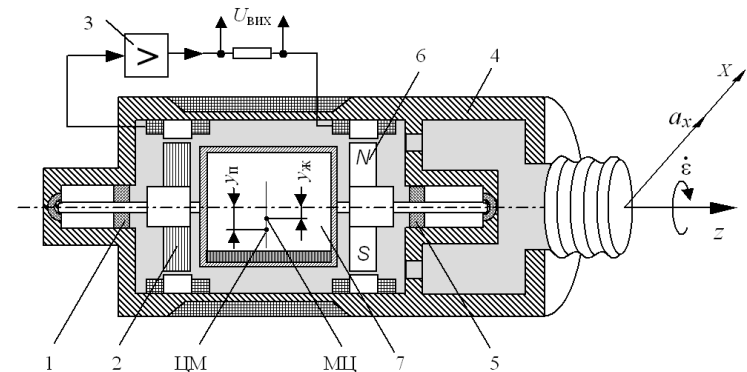


Рис. 5.5

Поплавкова камера 7 підвішена на кам'яних опорах 1 і 5 у герметичному корпусі 4, заповненому важкою рідиною. Питома густина матеріалу поплавця приблизно дорівнює питомій густині рідини. Поплавець знаходиться в стані нейтральної плавучості, оскільки сила ваги поплавця врівноважується силами гідростатичного тиску рідини. При цьому кам'яні опори 5 практично розвантажуються як від сил ваги, так і від інерційних сил, що виникають при прискореному русі акселерометра (разом з літаком). Центр мас (ЦМ) поплавної камери акселерометра (див. рис. 5.5) зміщений відносно осі її обертання z на величину $y_{\text{п}}$, а метацентр (МЦ) поплавної камери (центр маси витисненого об'єму рідини) зміщений на величину $y_{\text{р}}$.

Якщо акселерометр переміщається в горизонтальній площині з прискоренням a_x у напрямку, перпендикулярному осі z (див. рис. 5.5), то навколо осі z поплавної камери діє інерційний момент

$$M_{z_{\text{ін}}} = -\frac{G_{\text{п}}}{g} y_{\text{п}} a_x + \frac{G_{\text{р}}}{g} y_{\text{р}} a_x,$$

де $G_{\text{п}}$ – сила ваги поплавця; g – прискорення сили ваги; $G_{\text{р}}$ – сила ваги рідини, витисненої поплавною камерою.

У даному випадку $G_{\text{п}} = G_{\text{р}} = G_{\text{і}}$, отже,

$$M_{z_{\text{ін}}} = \frac{Gb}{g} a_x; \quad b = y_{\text{п}} - y_{\text{р}},$$

де $Gb_{\text{і}}$ – маятниковість поплавної камери акселерометра.

Під дією інерційного моменту $M_{z_{\text{ін}}}$ поплавок камера починає обертатися навколо осі z . З датчика кута повороту поплавця 2 на підсилювач 3 надходить сигнал, пропорційний куту повороту ε . Сигнал з підсилювача надходить на моментний датчик б, який розвиває момент, пропорційний куту повороту поплавця („електрична” пружина). Таким чином, момент, що розвивається датчиком б, врівноважує інерційний момент, а з виходу підсилювача 3 знімається сигнал, пропорційний діючому прискоренню a_x .

За допомогою компенсаційних схем достатньо просто реалізувати інтегруючі акселерометри. Приклад схеми побудови такого маятникового акселерометра наведено на рис. 5.6. Кут повороту постійного магніту, який виконує функції ротора індукційного моментного пристрою ІМП і повертається за допомогою двигуна Д, буде пропорційний інтегралу від прискорення уздовж осі чутливості приладу.

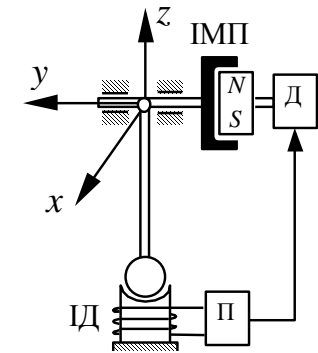


Рис. 5.6

Коли вимірювання виконують так, що складова вектора напруженості гравітаційного поля уздовж осі чутливості дорівнює нулю ($g_x = 0$) і вісь чутливості не обертається, то за допомогою такого приладу визначають швидкість руху ЛА в напрямку осі чутливості відносно деякої інерціальної системи відліку.

Описані вище компенсаційні схеми побудови приладів знаходять застосування в прецизійних високоточних акселерометрах інерціальних систем навігації. Але, окрім прецизійних високоточних акселерометрів в безплатформних ІНС, жорстко інтегрованих зі супутниковими навігаційними системами, все більшого поширення набуває застосування досить грубих, але мініатюрних датчиків первинної інформації. Достоїнство таких систем, насамперед, у їх надзвичайно малих розмірах, масі, енергоспоживанні.

Мікромеханічні акселерометри

Серед мікромеханічних датчиків особливо слід відзначити датчики, які виготовлені з використанням *MEMS* (*Micro Electro Mechanical Systems*) технологій. *MEMS* – фотолітографічна технологія, яка дозволяє виготовляти кремнієві мікросхеми з мініатюрними механічними елементами. Вона є перспективним напрямком розвитку мікроелектроніки, оскільки з її допомогою вдається подолати обмеження, які довгий час були перепоною з мікромініатюризації деяких компонентів, які утримують механічні деталі.

Прикладом таких датчиків може бути акселерометр об'ємної конструкції. Цей датчик (рис. 5.7) складається із кремнієвої рамки 1 і інерційної маси 2. Двома тонкими торсіонами 3, 4 інерційна маса з'єднана з кремнієвою рамкою. Ця маса з'єднується з одного краю кремнієвої рамки механічно, а з іншого краю через пару імплантованих п'єзореzystорів 5, 6, які створюють напівміст. Два напівмости з'єднуються в мостову схему. При впливі прискорення a (див. рис.5.7), інерційна маса переміщується, згинаючи торсіони та викликаючи деформацію п'єзореzystорів. Таким чином, датчик і розташована поза кристалом електронна схема обробки сигналів через деформацію п'єзореzystорів, включених за схемою моста Уїтстона, створюють при впливі прискорення вихідний сигнал, який надходить до споживачів, зокрема в схему безплатформної ІНС.

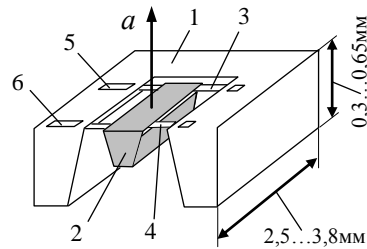


Рис. 5.7

Компанія *Analog Devices* виготовляє сім'ю акселерометрів ADXL поверхневої конструкції, виконаних на полікристалічному кремнії. Увесь кристал акселерометра розміром $3,05 \times 3,05$ мм зайнятий головним чином схемами формування сигналу, які оточують мініатюрний датчик прискорення розміром 1×1 мм, розташований у його центрі. Датчики виготовляються методом поверхневої обробки, яка передбачає осадження тонких плівок певного матеріалу на основу кристала з наступним витравленням необхідної конструкції рухомої діафрагми. Нижче наведені схема (рис. 5.8, а), конструкція (рис. 5.8, б) й багаторазово збільшені елементи кристала акселерометра (рис. 5.8, в). Датчик вихідних сигналів ак-

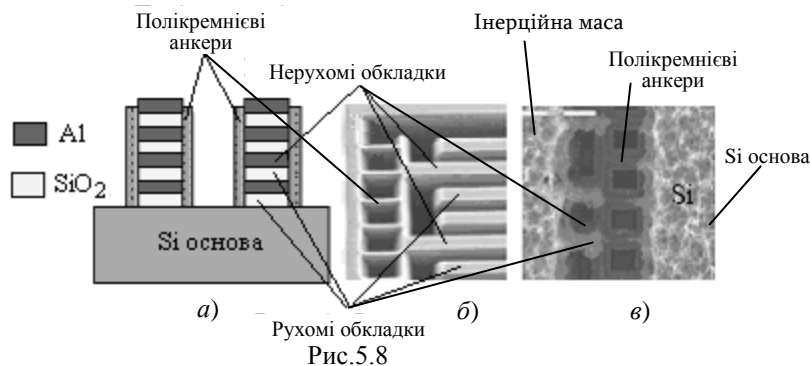


Рис.5.8

селерометра являє собою диференціальну конденсаторну структуру з повітряним діелектриком, обкладки якого витравлені із плоского елемента полікремнієвої плівки товщиною 2 мкм. Нерухомі обкладки цього конденсатора – це прості алюмінієві консольні стрижні, що розташовані на висоті 1 мкм від поверхні кристала в повітрі на полікремнієвих стовпчиках-анкерах, приварених до кристала на молекулярному рівні. Рухомі обкладки конденсатора утворюються пальцеподібними виступами інерційної маси.

На рис. 5.9 показаний конструктивний блок елементарної ємнісної комірки датчика. Фактично датчик має 54 елементарні комірки для вимірювання прискорення, але для простоти на рисунку показано тільки одну комірку. Інерційна маса 1 датчика прискорення при зміні швидкості переміщення кристала зміщується відносно основної частини кристала. Її пальцеподібні виступи 2 утворюють рухому обкладку конденсатора. З кожного кінця ця структура змінної ємності спирається на стовпчики-анкери 3, які аналогічні за конструкцією тримачам нерухомих обкладок 4, 5. Розтяжки 6 по кінцях інерційної маси, що утримують її у висячому положенні, є як би механічними пружинами сталюї пружності, які обмежують переміщення інерційної маси та забезпечують її повернення у вихідне положення.

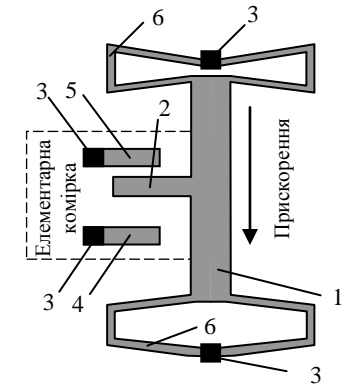


Рис. 5.9

Оскільки переміщення інерційної маси повинно відбуватися в площині полікремнієвої плівки, то вісь чутливості датчика лежить у цій площині і вона паралельна площині друкованої плати, до якої припаюється датчик. Кремнієві

Кожен з наборів (54 набори) нерухомих обкладок конденсатора електрично з'єднаний паралельно усередині схемного кристала. В результаті створюється пара незалежних конденсаторів, рухома обкладка яких утворена всією сукупністю пальцеподібних виступів інерційної маси. Усередині кристала ці три обкладки підключені до вбудованих схем формування сигналу акселерометра. У спокійному стані (рух зі сталою швидкістю) усі «пальці» рухомої обкладки завдяки розтяжкам знаходяться на однаковій відстані від

пар пальців нерухомих обкладок. При будь-якому прискоренні рухомі пальці наближаються до одного з наборів нерухомих пальців і віддаляються від іншого набору. В результаті цього відносного переміщення відповідні відстані стають неоднаковими, і ємності між рухомою обкладкою і кожною з нерухомих обкладок змінюються, тобто змінна ємність є вихідним сигналом мініатюрного датчика прискорення. Оточуючі датчик мікросхеми формують вихідний сигнал акселерометра за схемою, що наведена на рис. 5.10.

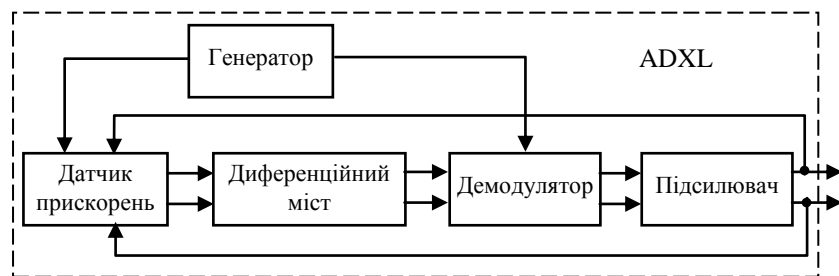


Рис.5.10

Датчик акселерометра і схема формування сигналу являють собою замкнутий контур зі зворотним зв'язком для зрівноважування сил. Протифазні сигнали прямокутної форми частотою 1 МГц однакової амплітуди надходять від генератора відповідно на верхню і нижню нерухомі обкладки конденсатора датчика. Ємності між нерухомими і рухомими обкладками при відсутності прискорення однакові, тому сигнал з диференціального моста, у плечі якого включені конденсатори датчика, дорівнює нулю. При дії прискорення змінюються ємності конденсаторів датчика і на виході диференціального моста з'являється сигнал, причому його амплітуда залежить від величини зсуву рухомої обкладки, тобто від різниці ємностей конденсаторів датчика, а фаза визначається знаком прискорення.

Фазочутливий демодулятор перетворює цей сигнал у низькочастотний (смугою від 0 до 1000 Гц), який характеризує величину і знак прискорення. Ця напруга надходить на підсилювач, з виходу якого сигнал йде на зовнішній вивід ADXL.

Щоб зменшити вплив температури навколишнього середовища, тимчасові зміни параметрів, знизити нелінійність перехідної характеристики акселерометра, розробники ввели негативний зво-

ротний зв'язок по положенню інерційної маси. Для цього напруга з виходу підсилювача подається на рухомі обкладки датчика. Ця напруга створює електростатичні сили між рухомими і нерухомими обкладками, які прагнуть установити інерційну масу у вихідне положення. Оскільки ми маємо в цьому випадку систему стеження з високою добротністю, інерційна маса ніколи не буде відхилятися від свого вихідного положення більш ніж на 0,01 мкм.

До числа таких малогабаритних MEMS-датчиків слід віднести цифрові нанометрові силіконові акселерометри, конструкція яких аналогічна вищенаведеним, і які вже використовуються як основні датчики прискорень, наприклад, у безплатформній курсовертикалі БКВ-95.

Цифровий силіконовий датчик має дві головні складові: компактний силіконовий акселерометр з маленькою інертною масою, підвішеною на мініатюрних пружинах, який виготовлений за MEMS-технологією, і спеціальну керуючу мікросхему.

Три ортогональні компоненти створюють ядро цифрового тривісного датчика перевантаження.

Крім розглянутих варіантів, у даний час виготовляються мікромеханічні п'єзоплівкові акселерометри низької точності, п'єзоелектричні акселерометри підвищеної точності, а також інші менш розповсюджені конструкції.

5.2. Гіроскопічні прилади

Гіроскопічні прилади й системи займають важливе місце в складі авіаційного обладнання. Вони є одними з основних і найбільш складних за будовою серед пілотажно-навігаційних приладів.

Основне призначення авіаційних гіроскопічних приладів вимірювання кутів просторового положення й кутових швидкостей ЛА, а також кутових швидкостей деяких бортових пристроїв. Найбільше застосування знаходять складні системи гіроскопічної стабілізації, які, крім вимірювання кутів, використовуються для просторової стабілізації певних пристроїв на борту ЛА. Гіроскопи є базовими елементами інерціальних навігаційних систем, зокрема, використовуються в гіростабілізаторах платформних ІНС, а також як вимірники кутового положення та кутових швидкостей ЛА в безплатформних ІНС.

5.2.1. Триступеневий гіроскоп

Гіроскопом прийнято називати тіло обертання (ротор) з однією нерухомою відносно його корпусу точкою. Ротор *1* поміщається в кардановий підвіс, який забезпечує гіроскопу додаткові ступені вільності, крім обертання навколо осі ротора. Гіроскоп із трьома ступенями вільності – триступеневий гіроскоп має кардановий підвіс, який складається із внутрішньої *2* і зовнішньої *3* рамок, рухомих відносно основи *4* (рис. 5.11).

Точка перетину осей ротора й підвісу – це і є нерухома точка гіроскопа. Зазвичай, ротор гіроскопа є ротором електродвигуна, а внутрішня рамка в явному вигляді відсутня, її роль виконує кожух ротора, на якому розташовується статор електродвигуна. Кожух з розташованим у ньому ротором утворює гірвузол. В гіроскопі з двома ступенями вільності немає зовнішньої рамки.

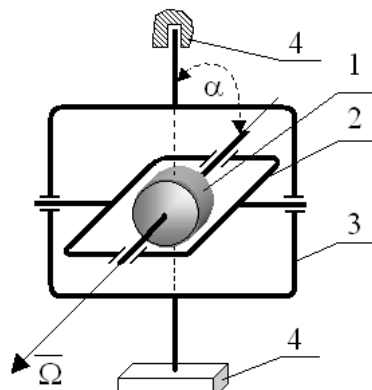


Рис. 5.11

Практичне застосування знаходять так звані технічні гіроскопи, кутова швидкість $\bar{\Omega}$ обертання ротора яких у багато разів перевищує можливі швидкості повороту рамок підвісу. Ідеальний триступеневий гіроскоп, на який не діють ніякі зовнішні моменти, прийнято називати вільним. Головна властивість вільного гіроскопа – зберігати незмінним напрям осі ротора в інерціальному просторі.

Для зміни напрямку осі ротора необхідно прикласти момент до однієї з рамок карданного підвісу. Але поведінка триступеневого гіроскопа при дії на нього зовнішніх моментів істотно відрізняється від руху твердого тіла, що не обертається. Так, прикладання моменту \bar{M} до однієї із рамок зумовлює обертання гіроскопа навколо осі іншої рамки. Цей специфічний рух називається прецесією.

Правило прецесії формулюється так: під впливом зовнішнього моменту \bar{M} гіроскоп рухається (прецесує) з кутовою швидкістю

$\bar{\omega}_{пр}$, прагнучи поєднати за найкоротшою відстанню вісь ротора (вектор $\bar{\Omega}$) з вектором \bar{M} (рис. 5.12).

В теоретичній механіці є доведення залежності

$$\bar{\omega}_{пр} = \frac{\bar{M}}{I_p \bar{\Omega} \sin \alpha} = \frac{\bar{M}}{H \sin \alpha}, \quad (5.5)$$

де I_p – момент інерції ротора відносно осі його обертання; α – кут між осями ротора і зовнішньої рамки. Добуток $I_p \bar{\Omega} = H$ називається кінетичним моментом гіроскопа.

При прецесії зовнішній момент урівноважується гіроскопічним моментом $\bar{M}_Г$ інерційних сил:

$$\bar{M}_Г = H \bar{\omega}_{пр} = -\bar{M}.$$

За визначенням у вільного гіроскопа зовнішній момент, а отже й кутова швидкість прецесії, дорівнюють нулю. Тобто вісь ротора такого гіроскопа зберігає незмінним положення в інерціальному просторі.

Як видно з формули (5.5) та рис.5.11, постійний момент, який прикладається до внутрішньої рамки, викликає постійну швидкість прецесії, однак прецесія, яка виникає внаслідок зовнішнього моменту, який діє на зовнішню рамку, відбувається із зростаючою швидкістю. При $\alpha \rightarrow 0$ величина $\bar{\omega}_{пр}$ згідно з формулою необмежено зростає.

Таким чином, навіть дуже малий момент, наприклад, через розбаланс, може призвести до швидкої та значної зміни положення ротора – до так званого “вибивання” гіроскопа. Оскільки при $\alpha = 0$ осі ротора і зовнішньої рамки збігаються, внаслідок чого втрачається одна зі ступеней вільності, то вибивання в гіроскопі, зазвичай, пов'язують із втратою ступеня вільності (втрата ступеня вільності розуміється в тому понятті, що поворот навколо осі зовнішньої рамки при $\alpha = 0$ не може змінити положення осі ротора у просторі). За вказаними причинами кут між осями ротора і зовнішньою рамкою в гіроскопічних приладах підтримується близько 90° .

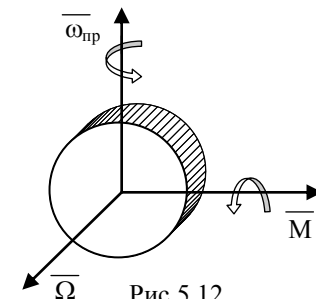


Рис.5.12

Прецесійна теорія не описує повний рух гіроскопа. Моменти, що діють на гіроскоп, спричиняють ще додатковий високочастотний рух – нутацію, амплітуда якої для технічних гіроскопів дуже мала. Нутацію можливо спостерігати тільки при малих значеннях Ω , наприклад, при запуску гіроприладів. У теорії більшості гіроскопічних приладів нутацію не враховують.

Триступеневі гіроскопи мають практично не обуреністю по відношенню до короткоперіодичних збурюючих сил. В інерціальних навігаційних системах триступеневі гіроскопи стають двокомпонентними датчиками зміни напрямку кінетичного моменту (його кутової швидкості). Ця інформація використовується при побудові гіростабілізованих платформ ІНС.

5.2.2. Датчики кутової швидкості – двоступеневі гіроскопи

Для вирішення задач навігації, пілотування й автоматичного керування літальним апаратом, крім визначення кутового положення ЛА, необхідно виміряти кутові швидкості обертання об'єкта відносно зв'язаних з ЛА осей. З цією метою широко використовуються двоступеневі гіроскопи – датчики кутової швидкості типу ДУС. Зокрема, датчики кутової швидкості є базовими елементами безплатформних інерціальних навігаційних систем. Датчик кутової швидкості – швидкісний гіроскоп має два ступеня вільності, один із яких – ступінь вільності рамки, обмежений пружиною (Пр) (рис. 5.13). Нехай корпус гіроскопа обертається з кутовою швидкістю ω_y відносно осі OY_K , яка перпендикулярна осям ротора та рамки. Змушене обертання ротора, що розглядається як прецесія, вимагає прикладання до рами згідно з виразом (5.5) зовнішнього моменту

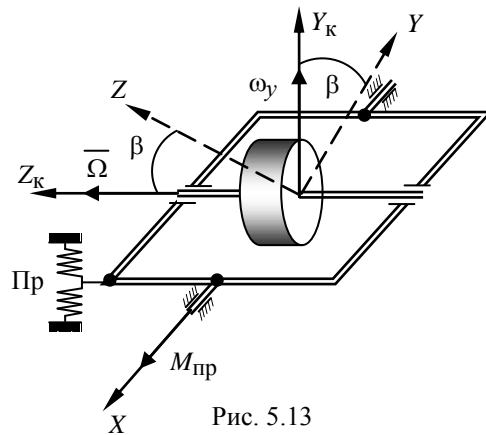


Рис. 5.13

$$M_x = \omega_y H. \quad (5.6)$$

Цей момент у сталому русі гіроскопа може бути зрівноваженим лише за рахунок деформації пружини, так, щоб виконувалась умова

$$M_{пр} = \omega_y H, \quad (5.7)$$

де $M_{пр} = c\beta$ – момент протидії пружини; c – коефіцієнт жорсткості пружини; β – кут повороту рамки.

Прирівнявши вирази (5.6) і (5.7), визначимо сталі значення кута повороту рамки

$$\beta = \frac{H\omega_y}{c}, \quad (5.8)$$

яке пропорційне кутовій швидкості ω_y .

Отже, вимірюючи кут повороту β , можна отримати інформацію про кутову швидкість обертання об'єкта.

Тут потрібно відзначити, що прилад повинен вимірювати кутову швидкість $\omega_{yк}$ відносно осі OY_K , яка пов'язана з його корпусом, а оскільки вісь OY гіроскопа рухома, то показання приладу визначаються величиною

$$\omega_y = \omega_{yк} \cos \beta - \omega_{zк} \sin \beta. \quad (5.9)$$

З (5.8), (5.9) випливає, що при $\omega_{yк} \neq 0$, $\beta \neq 0$ показання швидкісного гіроскопа будуть залежати також від кутової швидкості $\omega_{zк}$ (рис. 5.14). Для зменшення похибок, обумовлених впливом $\omega_{zк}$, необхідно обмежувати кут повороту рамки гіроскопа.

У швидкісних гіроскопах, які застосовуються як датчики кутових швидкостей ЛА, сигнали, пропорційні куту β , а так само і вимірюваної кутової швидкості ω_y знімаються з потенціометричних або індукційних датчиків.

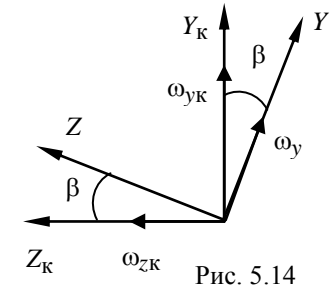


Рис. 5.14

Окрім механічних пружин, як і в акселерометрах використовуються „електричні пружини”. У гіроскопі, який наведено на рис. 5.15, „електрична пружина” являє собою систему, що містить індукційний датчик (ІД), підсилювач Пс і магнітоелектричний датчик моменту ДМ. Оскільки сигнал з ІД пропорційний величині кута повороту рамки, то струм I обмотки, а також і момент $M_{пр}$ датчика моменту будуть пропорційні β . Таким чином, розглянута система має таку ж характеристику $M_{пр} = f(\beta)$, як і механічна пружина.

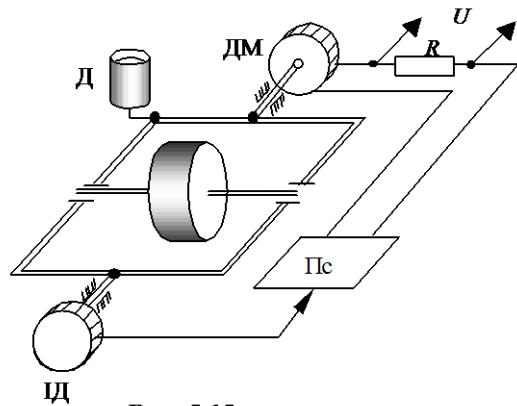


Рис. 5.15

Напруга $U = IR$, яка пропорційна ω , видається споживачам. Для демпфірування коливань рамки в перехідному процесі усталювання кута β служить пневматичний демпфер Д.

До методичних похибок датчика кутової швидкості, крім похибок, що обумовлені впливом перехресної кутової швидкості (див. формулу 5.9), можна також віднести похибки, що обумовлені впливом перехресного кутового прискорення уздовж іншої осі.

Інформація датчиків кутової швидкості, зазвичай, використовується в безплатформних ІНС, а також при побудові гіростабілізаторів в платформних ІНС.

5.2.3. Гіроскопи інерціальних навігаційних систем

Гіроскопи, що використовуються у сучасних ІНС, повинні мати високу стабільність параметрів, високу чутливість, точність, вібростійкість тощо. Звичайні гіроскопи з механічним підвісом не задовольняють цим вимогам. Основна причина цього – значний та несталий момент сухого тертя в підшипниках рамок підвісу.

Гіроскопи з удосконаленими опорами

У теперішній час широко застосовують спосіб зменшення сухого тертя в підшипниках за допомогою “пожвавлення” опори. Частіше за все для цього застосовують в рамках підвісу спеціальні подвійні шарикопідшипники з двома рядами кульок, що розділені проміжною обоймою.

Схема такого шарикопідшипника зображена на рис. 5.16. На піввісь 1 гіромотора 6 встановлюється внутрішня обойма 2 шарикопідшипника. Його зовнішня обойма 4 прикріплюється до рамки 5 підвісу гіроскопа. Проміжна обойма 3 виконана у вигляді шестерні й може вільно обертатися незалежно від внутрішньої та зовнішньої обойми.

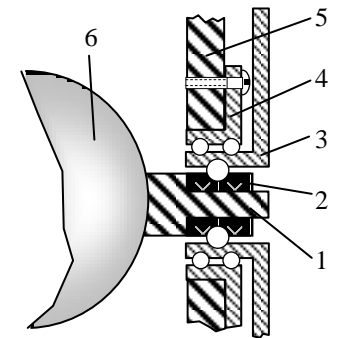


Рис. 5.16

Шестерням проміжних обойм підшипників за допомогою спеціального двигуна надають зустрічне обертання з однаковими швидкостями, періодично напрям обертання змінюється. Завдяки цьому досягається ефективно осереднення збурюючих моментів, обумовлених недосконалістю підшипників, тобто реверс перетворює вплив консервативних моментів у ніби періодичну функцію часу. Для того, щоб реверс не впливав на періодичність консервативних моментів, його слід виконувати через ціле число обертів проміжної обойми.

При оптимальному виборі швидкості обертання та періоду реверса така схема дозволяє зменшити вплив моментів сухого тертя в 10...100 разів.

Поплавкові гіроскопи

Ефективний спосіб розв’язання проблеми сухого тертя використовують в поплавкових гіроскопах. В поплавкових гіроскопах зменшення моментів тертя досягається за рахунок використання сили виштовхування рідини. Одночасно рідина застосовується для отримання потрібного демпфірування та досягнення високої вібраційної й ударної стійкості поплавкових гіроскопів.

У конструкції поплавкових гіроскопів (рис. 5.17) кожух гіроскопа 1, який виконує роль внутрішньої рамки, з розташованим у ньому ротором 2 (гіровузол) утворює герметичну поплавкову камеру циліндричної форми. Поплавкова камера розміщується в підшипниках 3, які вмонтовані в корпус приладу 4. Корпус також має циліндричну форму і повністю заповнюється важкою фторорганічною рідиною 5. У конструкціях цих приладів переміщення поплавкової камери фіксується індукційним датчиком 6 і усувається датчиком моменту 7, тобто реалізується принцип „електричної пружини”.

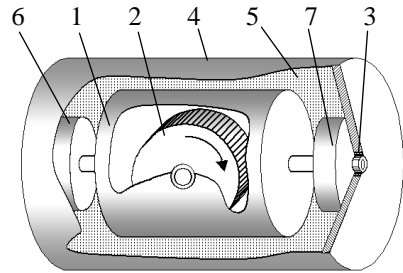


Рис. 5.17

пругини”.

Об'єм поплавкової камери та питому вагу рідини підбирають так, щоб піднімальна сила рідини дорівнювала вазі гіровузла і практично повністю розвантажувала його підшипники, зменшуючи момент тертя в них до зневажено малої величини. При цьому повинно бути забезпечене правильне центрування гіровузла відносно корпусу приладу. Центр ваги гіровузла та точки прикладання рівнодіючої сили виштовхування рідини повинні співпадати, причому ця точка мусить розташовуватися на осі обертання.

Отже, підвіс носія кінетичного моменту (ротора гіроскопа) в поплавкових гіроскопах є комбінацією механічного та гідростатичного підвісів. Механічний підвіс забезпечує можливість точної фіксації поплавкової камери усередині корпусу гіроскопа, а гідростатичне зважування поплавкової камери забезпечує розвантаження механічних підшипників. Ці обставини є основною відмітною особливістю будь-якого поплавкового гіроскопа.

Демпфіруючий момент в поплавкових гіроскопах забезпечується гідродинамічним опором в'язкої рідини, що знаходиться між циліндричними поверхнями поплавкової камери та корпусу приладу. Таке демпфірування дозволяє практично усунути сухе тертя в осях підвісу, а наявність густої рідини в корпусі приладу забезпечує захист гіровузла від впливу зовнішніх вібрацій та ударів.

Крім поплавкового, використовують газові, електромагнітні або електростатичні підвіси ротора гіроскопа.

Крім поплавкового, використовують газові, електромагнітні або електростатичні підвіси ротора гіроскопа.

Поряд з гіроскопічними датчиками кутової швидкості, основним елементом яких є обертовий механічний ротор, відомі пристрої, які виконують функції виміру кутової швидкості, але не мають ротора. Зокрема, до таких датчиків відносяться вібраційні гіроскопи, які за останній час становлять серйозну конкуренцію поплавковим гіроскопам.

Вібраційні мікромеханічні гіроскопи

Основу вібраційного гіроскопа (гіротрона) (рис. 5.18) становить „камертон” 2, дві ніжки якого вводяться у протифазні коливання за допомогою електромагнітного віброприводу 3. Останній живиться від генератора високої частоти 4. Ручка „камертона” являє собою торсіонний стрижень 5, вільний кінець якого жорстко закріплений до корпусу приладу. Якщо „камертон” обертається навколо осі Z, то на етапі віддалення віброуючих ніжок одна від одної виникають коріолісові сили, які прагнуть сповільнити швидкість повороту вантажів на кінцях ніжок, що призводить до закручування торсіонного стрижня 5 у напрямку, зворотному обертанню основи приладу. На етапі зближення ніжок „камертона” коріолісові сили крутіння торсіонного стрижня спрямовані в протилежну сторону. Оскільки при вібрації ніжки „камертона” періодично розходяться і сходяться, то на торсіонний стрижень з такою ж періодичністю діють сили крутіння. Виникаючі при цьому крутильні коливання вилки „камертона” відносно його основи вимірюються електромагнітним датчиком 1, сигнали з датчика підсилюються підсилювачем 6. Амплітуда вимірюваних гармонійних сигналів пропорційна кутовій швидкості обертання основи приладу.

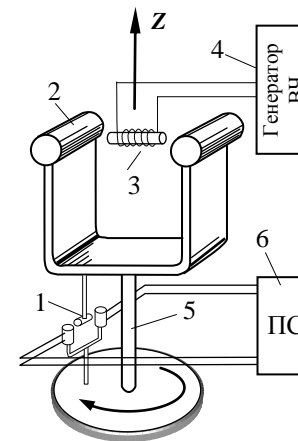


Рис. 5.18

Гіротрон не був доведений до прецизійного приладу з ряду непереборних на той час, в основному, технічних причин, але на новому витку розвитку мікро-технології ідея гіротрона була втілена в мініатюрні так звані MEMS-датчики кутової швидкості. Такий

Гіротрон не був доведений до прецизійного приладу з ряду непереборних на той час, в основному, технічних причин, але на новому витку розвитку мікро-технології ідея гіротрона була втілена в мініатюрні так звані MEMS-датчики кутової швидкості. Такий

датчик, наприклад серії ADXRS фірми *Analog Devices*, являє собою інтегральну мікросхему; він виконаний на одному кристалі кремнію і містить у собі всі необхідні електронні схеми формування сигналу. Зовнішній вигляд кристала гіроскопа MEMS при великому збільшенні наведено на рис. 5.19.

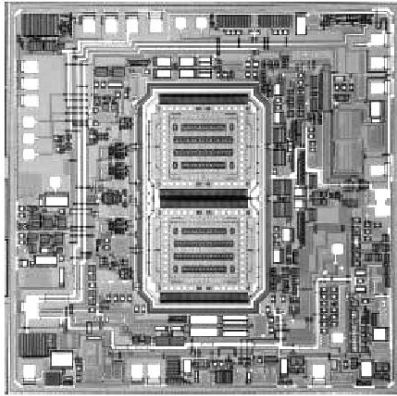


Рис. 5.19

Дві мікромеханічні структури з полікристалічного кремнію, обладнані спеціальними п'єзокерамічними рамками, які вводяться у високочастотні коливання (як і гіротрон) зворотним п'єзоелектричним ефектом, тобто механічні коливання збуджуються впливом змінного електричного поля, потенціали якого прикладаються до протилежних граней цих рамок – верхньої та нижньої (див. на рис. 5.20 спрощену абстрактну конструкцію структури чутливого елемента датчика).

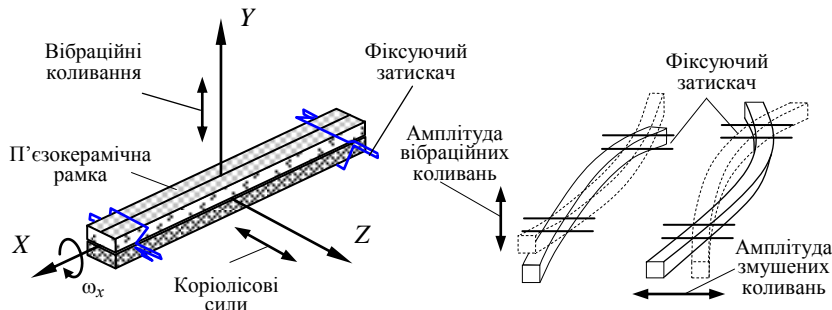


Рис. 5.20

Амплітуда вібраційних коливань змінюється уздовж осі Y конструкції. При обертанні даної конструкції відносно осі X з кутовою швидкістю ω_x виникають змінні коріолісові сили, які діють уздовж осі Z , що в свою чергу змушує конструкцію датчика згинатися (вібрувати) в площині, перпендикулярній площині вібраційних коливань.

Збудженні коливання мікромеханічних елементів мають досить високу частоту й амплітуду з тим, щоб при кутовому обертанні приладу сила Коріоліса, що діє на ці елементи, досягала помітної величини. По краях кожної коливальної рамки, перпендикулярно напрямку коливань, розташовані рухомі зубці, що чергуються з нерухомими зубцями, які зафіксовані на кремнієвій основі (конструкція, яка аналогічна датчику вихідних сигналів MEMS-акселерометра), у такий спосіб утвориться структура, ємність якої змінюється відповідно до величини сили Коріоліса. Амплітуда змінного електричного сигналу з такого конденсатора пропорційна кутовій швидкості обертання конструкції відносно осі X .

Отриманий з ємнісного датчика високочастотний сигнал (див. на рис. 5.21 структурну схему гіроскопа MEMS із зовнішніми елементами) надходить на каскади посилення і демодуляції, у підсумку на виході мікросхеми з'являється сигнал напруги, пропорційний кутовій швидкості.

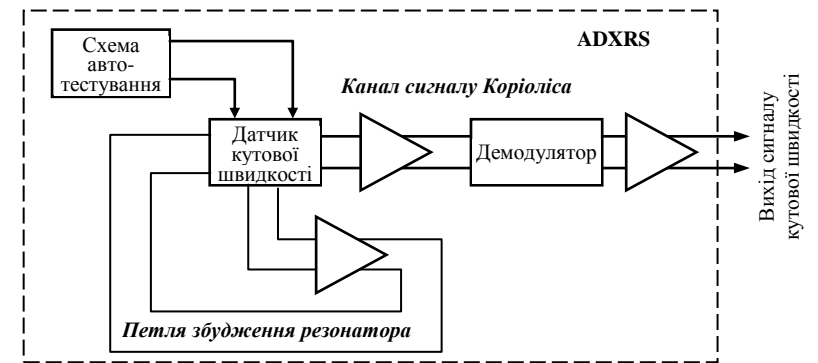


Рис. 5.21

Для схеми збудження чутливих елементів використовується або зовнішнє джерело (генератор) високочастотних сигналів, або, як у схемі на рис. 5.21, резонансний ефект – прямий п'єзоелектричний ефект перетворюється у зворотний.

Наявність усередині мікросхеми двох однотипних датчиків із протилежно спрямованими вимірювальними осями дозволяє уникнути впливу на вихідний сигнал гіроскопа вібрації і прискорення. Гіроскопи ADXRS видають стабільний вихідний сигнал при наявності механічних шумових коливань з величиною прискорення до 2000 g у широкому діапазоні частот.

До складу мікросхеми входить датчик температури для здійснення калібрування пристрою та компенсації похибки, викликані зміною температури, на кристалі також встановлюється прецизійне джерело опорної напруги. У таких приладах для підвищення надійності передбачена вбудована система повного механічного й електронного автотестування, яка функціонує без необхідності відключення датчиків. Вихідний аналоговий сигнал може перетворюватися у цифровий.

Динамічний діапазон таких датчиків кутової швидкості може досягати 300°/с, однак швидкість відходу нуля (випадковий та стаціонарний дрейф) мікромеханічних гіроскопів становить порядку 10° за годину і більше. Тому, гіроскопи MEMS призначені для застосування в тих пристроях, де інтервали автономної роботи гіроскопа досить малі, тобто корекція здійснюється досить часто або безперервно. Проте, незважаючи на меншу в порівнянні з іншими гіроскопами точність, мікромеханічні гіроскопи MEMS мають цілу низку унікальних достоїнств, що робить їх незамінними для багатьох застосувань. Насамперед, – це малі габарити і маса, у багато разів менші, ніж у будь-якого іншого гіроскопа. Датчики кутової швидкості типу ADXRS150 і ADXRS300 випускаються в мініатюрних корпусах розміром 7×7×3 мм, вага такого приладу не перевищує 0,5 г. Низька вартість датчиків кутової швидкості MEMS (не перевищуючих десятків доларів) також ставить їх у відособлене положення серед інших гіроскопів. Крім того, гіроскопи MEMS відрізняються високою надійністю.

У теперішній час такі мініатюрні, відносно недорогі, але й досить грубі MEMS-датчики кутової швидкості можуть стати основою побудови безплатформних БІНС зниженої точності жорстко (безперервно) інтегрованих із високоточними супутниковими навігаційними системами. Особливо привабливі такі системи для безпілотних ЛА одноразового застосування.

Вібраційні динамічно настроювані гіроскопи

На базі вібраційних гіроскопів створені високоточні динамічно настроювані гіроскопи (ДНГ), у яких замість торсіонної ручки використовується обертовий ротор з пружним торсіонним підвісом. ДНГ, не маючи недоліків поплавкових гіроскопів (старіння рідини, порушення герметичності), при порівнянних точностях мають меншу вартість і кращі експлуатаційні характеристики, ніж поплавкові.

Вібраційні ДНГ поділяються на *одноступеневі* і *двоступеневі* (без урахування осі власного обертання). Відомі також ДНГ з подвійним карданним підвісом, *багатокільцеві* ДНГ та інші конструктивні різновиди таких гіроскопів. Основою двоступеневого ДНГ (рис. 5.22) є ротор 1, кінематично зв'язаний з обертовим валом 3 за допомогою торсіонів 4 через проміжне кільце 2. Обертання вала 3 забезпечується електродвигуном 5. Якщо у двоступеневого ДНГ усунути проміжне кільце, то підвішений на двох торсіонах ротор буде являти собою одноступеневий ДНГ. За допомогою ДНГ вимірюють кутові еволюції основи, але в малому діапазоні кутів.

Принцип дії ДНГ суттєво відрізняється від принципу дії триступеневого астатичного гіроскопа в карданному підвісі. При обертанні корпусу гіроскопа кільця ДНГ розходяться і амплітуда періодичних коливань, яка пропорційна величині швидкості обертання корпусу, збільшується. Вимірюючи амплітуду коливань, отримують інформацію про кутові еволюції основи.

Відомо, що чутливість будь-якої механічної системи різко підвищується при резонансі. При створенні ДНГ використовуються резонансні властивості механічної коливальної системи.

Принцип дії ДНГ зручніше розглядати на прикладі одноступеневого гіроскопа, коли проміжне кільце відсутнє, а ротор 1 зв'язаний з валом 2 торсіонами 3 (рис. 5.23, а).

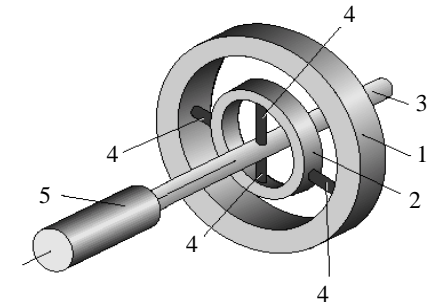


Рис. 5.22

Спочатку будемо вважати, що ротор не обертається, а робить поперечні коливання відносно осі Ox , яка збігається з поздовжніми осями торсіонів. Причиною цих коливань можуть бути поперечні коливання необертового вала 2, передані ротору 1 через торсіони 3.

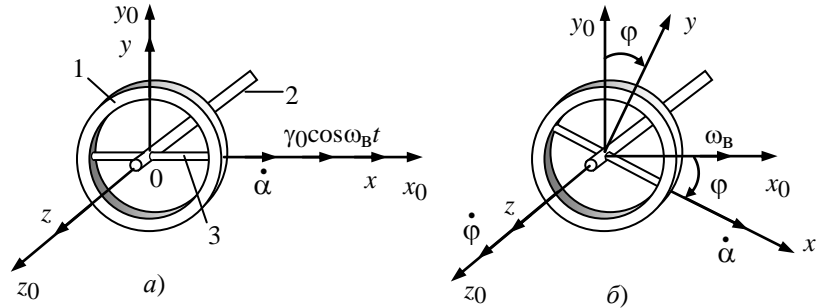


Рис. 5.23

Рівняння коливань ротора, як механічної системи з одним ступенем вільності, має вигляд

$$\ddot{\alpha} + (\mu/I_3)\dot{\alpha} + \omega^2 = \omega^2 \gamma_0 \cos \omega_B t, \quad (5.10)$$

де I_3 – екваторіальний момент інерції ротора; μ – сумарний коефіцієнт моменту демпфірування; $\omega^2 = c/I_3$ – власна частота поперечних коливань ротора (c – сумарна крутильна жорсткість торсіонів); ω_B – частота поперечних коливань необертового вала; γ_0 – амплітуда коливань вала.

При нульових початкових умовах рівняння (5.10) у формі перетворення Лапласа може бути представлено у вигляді:

$$(p^2 + 2d\omega p + \omega^2)\alpha(p) = \omega^2 \gamma_0 \frac{p}{(p^2 + \omega_B^2)},$$

де $d = \mu/(2\omega I_3)$.

Розв'язок рівняння (5.10) у формі зображень має вигляд

$$\alpha(p) = \frac{\omega^2 \gamma_0 p}{(p^2 + 2d\omega p + \omega^2)(p^2 + \omega_B^2)}. \quad (5.11)$$

Для підвищення чутливості до коливань основи частоту ω_B задамо рівною резонансній:

$$\omega_B = \omega_d = \sqrt{\omega^2 - \frac{\mu^2}{4I_3^2}} \quad (5.12)$$

де ω_d – частота демпфированих коливань ротора.

При $\mu = 0$ з формули (5.12) отримаємо $\omega_B = \omega$ і вираз (5.11) представимо як

$$\alpha(p) = \frac{\omega^2 \gamma_0 p}{(p^2 + \omega^2)^2},$$

після переходу до оригіналів одержимо

$$\alpha(t) = \frac{c}{2I_3} \gamma_0 t \sin \omega_B t.$$

Таким чином, при відсутності демпфірування амплітуда коливань зростає прямо пропорційно модулю збурення. Ця обставина з вигодою використовується в гіроскопах, які динамічно настроюються.

У випадку обертання вала 2 разом з ротором 1 з постійною кутовою швидкістю $\dot{\phi}$ (рис. 5.23, б), крім сил пружності торсіонів, на ротор будуть діяти відцентрові сили, і його власна частота недемпфированих коливань дорівнює

$$\Omega^2 = \frac{1}{I_x} [c + (I_z - I_y) \dot{\phi}^2],$$

де I_x, I_y, I_z – моменти інерції ротора і торсіонів у зв'язаній з ним системі координат $Ox_0y_0z_0$.

Якщо основа обертається відносно осі Ox_0 з постійною кутовою швидкістю ω_0 , те це обертання буде передаватися ротору у вигляді двох складових

$$\omega_x = \omega_0 \cos \dot{\phi} t; \quad \omega_y = \omega_0 \sin \dot{\phi} t.$$

При виконанні умов

$$\dot{\phi} = \sqrt{\Omega^2 - (\mu^2/\phi I_3^2)} \quad (5.13)$$

одержимо той же ефект періодичного збурювання ротора і відповідний резонанс, що й у випадку необертового ротора.

В осях рухомої системи координат Oxy рівняння обертового ротора буде мати вигляд

$$\ddot{\alpha} + 2d\Omega\dot{\alpha} + \Omega^2\alpha = N\omega_0 \sin \dot{\phi}t ,$$

де
$$N = \frac{1}{I_x}(I_z + I_x - I_y)\dot{\phi} .$$

У граничному випадку, коли $\mu = 0$ і виконана умова резонансу (5.13), амплітуда коливань може бути визначена з виразу

$$\alpha(t) = -\frac{N}{2\dot{\phi}} \omega_0 t \cos \dot{\phi}t .$$

Отже, для динамічного настроювання одноступеневого гіроскопа у вигляді $\Omega = \dot{\phi}$ необхідно забезпечити такі співвідношення між моментами інерції ротора:

$$I_x + I_y - I_z = \frac{c}{\dot{\phi}^2} .$$

Можливість настроювання гіроскопа таким чином, щоб амплітуда поперечних коливань ротора зростала прямо пропорційно вимірюваній кутовій швидкості основи ω_0 , свідчить про інтегруючі властивості ДНГ, тобто за допомогою такого приладу можна визначити кут відхилення ЛА, наприклад, по тангажу $\vartheta = \omega_0 t$.

На порушення динамічного настроювання ДНГ впливають зміни кутової жорсткості підвісу, моментів інерції обертових частин і кутової швидкості власного обертання, які у свою чергу залежать від впливу теплових і магнітних полів, прискорень і вібрацій основи, старіння матеріалів тощо

Основна перевага ДНГ перед гіроскопами з карданним підвісом на підшипниках – це відсутність в опорах підвісу моментів сил сухого тертя. Внутрішнє тертя в матеріалі пружних торсіонів має природу в'язкого тертя, яке більш стабільне і практично не залежить від температури як, наприклад, у поплавкових гіроскопів.

Крім того, двигун ДНГ не впливає на балансування гіроскопа, в зв'язку з чим відпадає необхідність у струмопідведенні одного з найбільш уразливих вузлів гіроскопів з карданним підвісом.

До того ж вектор разбалансування, що лежить у площині кінця ротора, буде обертатися в просторі зі швидкістю обертання вала електродвигуна. При цьому складова моменту разбалансування із сталої величини для звичайних триступневих гіроскопів перетворюється в змінний гармонічний сигнал. Ці обставини різко знижують впливи моментів разбалансування, моментів сухого тертя й активних консервативних моментів на дрейф гіроскопа.

Для досягнення динамічного настроювання двоступневих ДНГ потрібна висока стабільність параметрів гіроскопа, а саме настроювання можливе в діапазоні малих кутів. Тому такі ДНГ в основному застосовуються як чутливі елементи гіростабілізованих платформ ІНС. Одноступеневі ж ДНГ знайшли широке застосування як інтегруючі датчики кутових швидкостей у безплатформних ІНС. Додатковою перевагою ДНГ є зручність перетворення його вихідних сигналів у дискретні, тобто зручність сполучення ДНГ з бортовим цифровим обчислювачем.

Оптичний квантовий гіроскоп

У безплатформних ІНС існує можливість використання як датчика кутової швидкості обертання основи оптичного квантового гіроскопа (ОКГ) – лазерного датчика кутової швидкості. Принцип дії ОКГ заснований на вимірюванні різниці довжин хвиль двох зустрічних променів, що циркулюють у замкнутому контурі кільцевого лазера. При обертанні основи датчика, внаслідок ефекту Доплера, для одного з променів шлях, пройдений в контурі, буде меншим, а для іншого – більшим. Ця різниця частот зустрічних променів фіксується фотодатчиком у вигляді інтерференційної картинки, за якою і визначається кутова швидкість обертання основи.

Спрощена конструкція оптичного квантового гіроскопа показана в розрізі на рис. 5.24. Оптичний резонатор, у якому поширюються світлові промені, створюється дзеркалами 1 і напівпрозорою

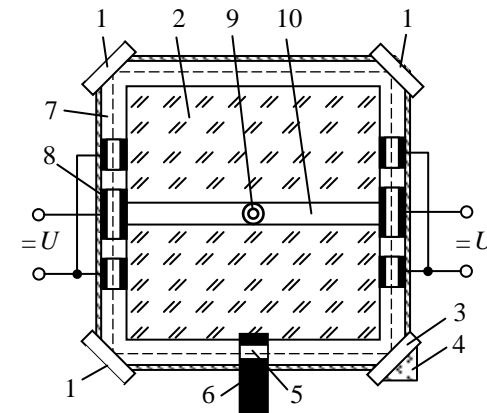


Рис. 5.24

пластинкою 3, що закріплені на монолітному корпусі 2. Корпус виконано із плавленого кварцу. Світлові промені виводяться за допомогою призми 4 змішувача на фотодатчик, з виходу якого знімається інформація про кутову швидкість основи. Газове активне середовище (суміш гелію і неону) заповнює канали 7 у корпусі. Збудження активного середовища для забезпечення генерації світлового випромінювання здійснюється шляхом прикладання високої напруги U постійного струму до електродів 8.

Збудження гелій-неонового середовища може здійснюватися і високочастотним полем. За таких умов у лазерному гіроскопі виникає стимульоване світлове випромінювання, яке поширюється в обидва боки. Внаслідок цього в контурі циркулюють два зустрічних промені, які за допомогою напівпрозорої пласпівки виводяться з контуру і змішуються на вході фотодатчика. Якщо основа лазерного гіроскопа нерухома, то обидва промені приходять на вхід фотодатчика в фазі. Якщо ж основа обертається навколо осі, перпендикулярній до площини контуру з кутовою швидкістю $\omega_{\text{вх}}$, то внаслідок ефекту Доплера для одного з променів шлях, пройдений по контуру, буде меншим, а для іншого – більшим. В результаті для одного з променів умова генерації буде виконуватися для однієї довжини хвилі λ_1 (частота f_1), а для іншого променя – для іншої довжини хвилі λ_2 (частота f_2). Виникає різниця частот зустрічних променів і на вході фотодатчика - інтерференційні биття різницевої частоти:

$$f_p = f_1 - f_2.$$

Різницева частота f_p визначається за формулою:

$$f_p = \frac{4S}{\lambda L} \omega_{\text{вх}},$$

де S – площа контуру кільцевого резонатора; L – периметр контуру; λ – довжина хвилі випромінювання при нерухомій основі.

Отже, різницева частота f_p пропорційна кутовій швидкості основи $\omega_{\text{вх}}$. Тому, лазерний гіроскоп можна назвати лазерним датчиком кутової швидкості.

Підраховуючи імпульси, що надходять з датчика вихідного сигналу, можна визначити кут повороту основи, а точніше, інтеграл від кутової швидкості основи навколо вхідної осі гіроскопа.

У реального гіроскопа вихідна характеристика має зону нечутливості, утворену так званим „захопленням” частот зустрічних променів при малих розстроюваннях, які відповідають малим кутовим швидкостям $\omega_{\text{вх}}$. Для зменшення зони нечутливості створюються штучні крутильні коливання моноблочного кільцевого лазера з певною частотою навколо осі чутливості.

Відразу за зоною „захоплення” ділянка вихідної характеристики ОКГ має нелінійний характер, а різницева частота f_p не несе інформації про знак кутової швидкості основи $\omega_{\text{вх}}$. З метою визначення знаку $\omega_{\text{вх}}$ і для виведення робочої точки ОКГ на ту ділянку вихідної характеристики, де не виявляється „захоплення” частот зустрічних променів і функція $f(\omega_{\text{вх}})$ лінійна, використовуються так звані невзаємні елементи, які складаються з прозорої фазової пластинки 5 і соленоїда 6 (рис. 5.24).

Заповнення порожнини резонатора робочим газом здійснюється через штуцер 9 по додаткових каналах 10.

Докладний склад лазерного гіроскопа КМ-11-1, що використовується як датчик положення в системі И-42-1С, показаний на рис. 5.25. Основним елементом лазерного гіроскопа є моноблоковий кільцевий лазер (МКЛ), оптичний резонатор якого має форму квадрата з периметром 0,44 м. Резонатор створюється призми повного внутрішнього віддзеркалення. Поверхні переломлення призми нахилені під певним кутом до пучка генерації, що забезпечує поляризацію випромінювання в площині резонатора.

Активне гелійнеонове середовище МКЛ збуджується генератором високої частоти джерела накачування і вихідне випромінювання МКЛ із довжиною хвилі 0,63 мкм надходить на двоканальний фотодатчик. Підсилювач системи регулювання потужності (ПП) замикає коло негативного зворотного зв'язку, яке підтримує напругу живлення джерела накачування такою, щоб вхідна напруга з підсилювача фотодатчика (ПФД) залишалася постійною.

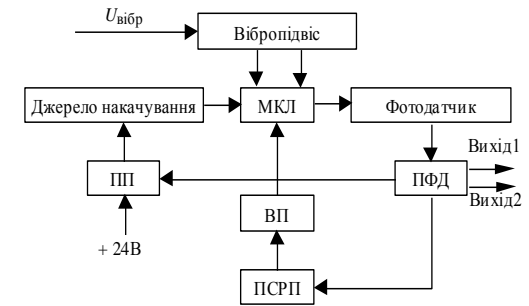


Рис. 5.25

Для зменшення зони нечутливості приладу створюються коливання основи МКЛ за допомогою вібропідвісу, на обмотку якого подається напруга $U_{\text{вibr}}$ частотою $f_{\text{чп}} = 76,3$ Гц через пристрій регулювання, що регулює амплітуду коливань. Вібропідвіс з електронним пристроєм приводить МКЛ у робочий режим шляхом створення крутильних коливань навколо осі чутливості.

Підсилювач системи регулювання периметра (ПСРП) з виконавчим пристроєм (ВП) – соленоїдом підтримує задане положення частоти генерації МКЛ відносно центра лінії посилення активного середовища, тобто зміщує робочу точку МКЛ на лінійну ділянку його вихідної характеристики.

Функціонування лазерних гіроскопів починається з „підпалу” активних газорозрядних проміжків МКЛ за допомогою пристрою „підпалу”. На електроди газорозрядних проміжків лазерного гіроскопа подаються високовольтні імпульсні напруги зі вторинних обмоток підвищувальних трансформаторів, які входять до складу лазерного гіроскопа. Виникнення струму в первинних обмотках цих трансформаторів обумовлено періодичним розрядом (300 В) конденсаторів, які заряджаються від триканального випрямляча. Припинення подачі керуючих імпульсів відбувається після виникнення розряду в кожному з активних проміжків лазерного гіроскопа.

Волоконно-оптичний гіроскоп

Значні досягнення в області розробки і промислового випуску світловодів з мінімальним значенням погонного загасання й інтегральних оптичних компонентів привели до початку робіт над волоконно-оптичним гіроскопом (ВОГ), який являє собою волоконно-оптичний інтерферометр, у якому поширюються зустрічні електромагнітні хвилі. Принцип дії ВОГ багато у чому схожий з принципом побудови кільцевих лазерних гіроскопів. Вивід інформації з ВОГ також будується на принципах знімання інформації з лазерних гіроскопів.

Найбільш поширений варіант ВОГ – багатовиткова котушка оптичного волокна. Досягнуті точності ВОГ наближаються до точності кільцевих лазерних гіроскопів.

ВОГ через простоту конструкції є одними з найбільш дешевих середньоточних гіроскопів, і можна очікувати, що незабаром вони витиснуть кільцеві лазерні гіроскопи в діапазоні точностей 10^{-2} °/год і нижче.

5.3. Гіроскопічні стабілізатори

Гіроскопічні стабілізатори служать для забезпечення заданої орієнтації в просторі деяких пристроїв, зокрема акселерометрів інерціальних навігаційних систем. Пристрій, який необхідно стабілізувати в просторі, розташовують на платформі, яка має підвіс з однією, двома або трьома осями. Задана орієнтація платформи забезпечується за допомогою гіроскопів.

У деяких системах стабілізації гіроскопи виконують функції лише задатчика кутового положення платформи, зв'язаного з нею дистанційними системами стеження. Такі системи гіростабілізації називають індикаторними. В платформних ІНС застосовують гіростабілізатори як індикаторного, так і силового типу. Розглянемо принцип побудови гіростабілізаторів силового типу на двоступеневих гіроскопах, які безпосередньо беруть участь у компенсації моментів збурення (рис. 5.26).

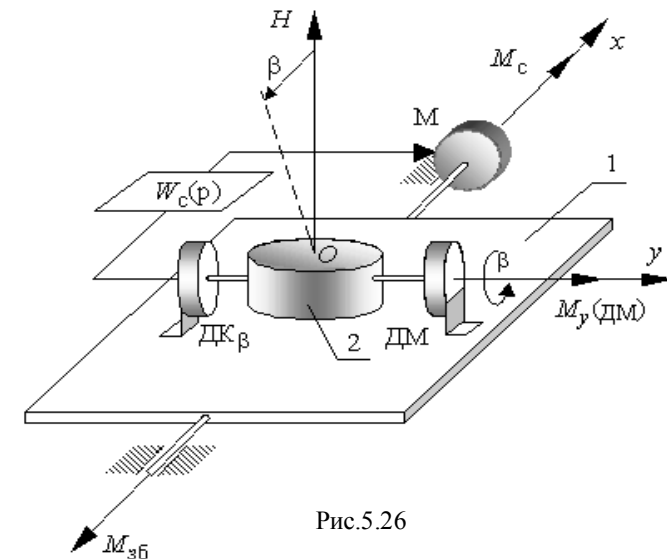


Рис.5.26

На платформі 1 із віссю підвісу Ox встановлений гіроскоп 2 із кінематичним моментом H . Вісь Ox у цьому випадку є віссю стабілізації. Нехай уздовж осі стабілізації діє момент збурення $M_{зб}$,

який прагне повернути платформу. Цьому повороту буде перешкоджати гіроскоп, вісь підвісу Oy якого перпендикулярна осі Ox . Момент спричиняє прецесію гіроскопа навколо осі Oy , внаслідок чого вісь його ротора відхиляється від вихідного положення. Це відхилення (кут β) фіксується датчиком кута (ДК β), сигнал якого після підсилення надходить на моментний двигун стабілізації M , який створює момент M_c , протидіючий моменту $M_{зб}$. Прецесія гіроскопа припиняється при досягненні кута β , на якому виконується умова $M_c = -M_{зб}$.

Таким чином, у рівноважному стані двигун M розвантажує платформу від збурюючих моментів уздовж осі її підвісу, внаслідок чого його називають двигуном розвантаження. У перехідному режимі момент $M_{зб}$ компенсується сумою моментів

$$M_{\Gamma} + M_c = -M_{зб},$$

де $M_{\Gamma} = -\omega_y H = -H \frac{d\beta}{dt}$; $M_c = -W_c(p)\beta$; $W_c(p)$ – передавальна функція кола розвантаження.

Відзначимо, що під впливом моменту збурення $M_{зб}$ обертається тільки гіроскоп відносно платформи, просторове положення якої не змінюється.

Для керування кутовим положенням платформи використовують датчик моментів (ДМ) на осі Oy . Під впливом його моменту $M_y(\text{ДМ})$ платформа прецесує відносно осі Ox з кутовою швидкістю $\omega_x = -M_y/H$. Формування моменту M_y забезпечується спеціальною схемою керування (корекції).

Якщо платформа відносно основи має два або три ступені вільності, то, організуючи стабілізацію платформи уздовж додаткових осей підвісу, аналогічним чином можливо отримати дво- і тривісні гіростабілізатори.

Тривісні гіростабілізатори використовуються для стабілізації гіроплатформи інерціальних навігаційних систем.

5.3.1. Тривісні гіростабілізовані платформи

Тривісні гіростабілізовані платформи (кінематична схема одного варіанта платформи на двоступеневих гіроскопах зображена на рис. 5.27) складаються з трьох одновісних гіроскопічних стабілізаторів. Якщо ввести систему координат $\xi\eta\zeta$, жорстко зв'язану з платформою, як це показано на рис. 5.27, то гіроскоп Γ_1 забезпечує стабілізацію відносно осі ξ , гіроскоп Γ_2 – відносно осі η , а гіроскоп Γ_3 – відносно осі платформи ζ . На рис. 5.27 докладно показані всі елементи гіростабілізаторів: двоступеневі гіроскопи $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3$, датчики кутів поворотів гіроскопів ДК1, ДК2, ДК3, підсилювачі Пс1, Пс2, Пс3, двигуни розвантаження M_1, M_2, M_3 і датчики моментів ДМ1, ДМ2, ДМ3. Робота одновісних стабілізаторів здійснюється тут у відповідності з принципами їхньої роботи, викладеними вище. Принципово новим елементом у тривісному стабілізаторі є перетворювач координат (ПК).

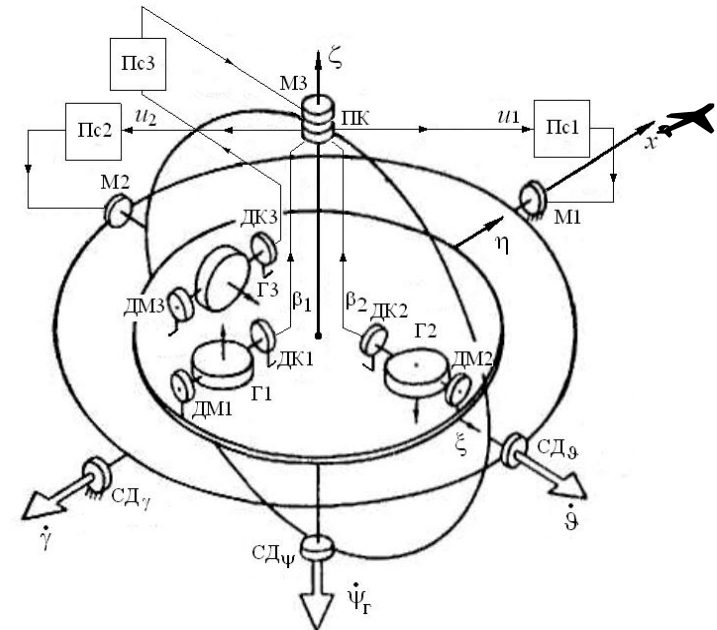


Рис. 5.27

У тривісних стабілізаторів осі ξ і η горизонтальні, а вісь ζ – вертикальна. З цієї причини гіроскопи $\Gamma 1$ і $\Gamma 2$, що забезпечують стабілізацію відносно горизонтальних осей, прийнято називати горизонтальними гіроскопами, а гіроскоп $\Gamma 3$, що забезпечує стабілізацію платформи відносно вертикальної осі, – курсовим гіроскопом. Горизонтальна платформа, яка повернута в азимуті відносно меридіана на кут A (рис. 5.28), дозволяє вимірювати кути тангажа ϑ , крену γ і курсу ψ

$$\psi = A + \psi_{\Gamma},$$

де ψ_{Γ} – гіроскопічний курс літака.

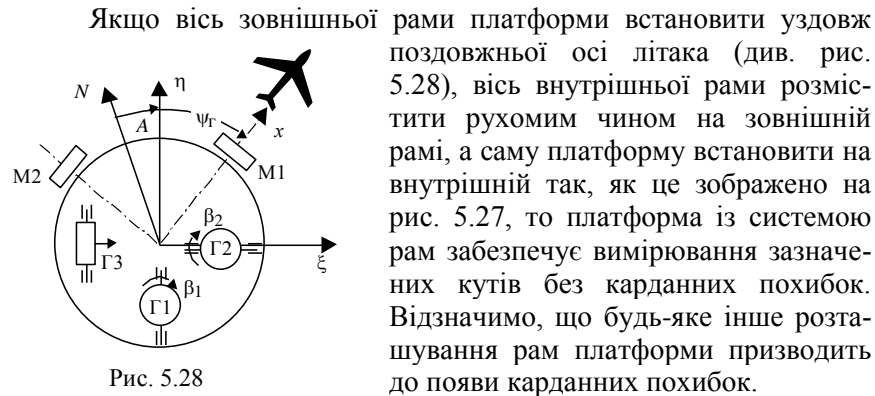


Рис. 5.28

Якщо вісь зовнішньої рами платформи встановити уздовж поздовжньої осі літака (див. рис. 5.28), вісь внутрішньої рами розмістити рухомим чином на зовнішній рамі, а саму платформу встановити на внутрішній так, як це зображено на рис. 5.27, то платформа із системою рам забезпечує вимірювання зазначених кутів без карданних похибок. Відзначимо, що будь-яке інше розташування рам платформи призводить до появи карданних похибок.

При розташуванні рам, прийнятому на рис. 5.27, кут крену γ знімається із селісина-датчика $СД_{\gamma}$, встановленого на осі зовнішньої рами; кут тангажа ϑ – із селісина-датчика $СД_{\vartheta}$, встановленого на осі внутрішньої рами, а кут гіроскопічного курсу ψ_{Γ} (див. рис. 5.28) – із селісина-датчика $СД_{\psi}$ (див. рис. 5.27), встановленого на осі платформи.

Відзначимо, що платформа, наведена на рис. 5.27, може вибиватися. При польоті з кутами тангажа $\vartheta = \pm 90^{\circ}$ у неї втрачається один ступінь вільності і платформа може бути завалена на неприпустимо великі кути. Для забезпечення невибиваності на маневрених літаках зовнішня рама платформи повинна бути поміщена в слідкувальну раму.

Пояснимо тепер роботу перетворювача координат (ПК) (див. рис. 5.27). Вхідними сигналами перетворювача є кути β_1 і β_2 пово-

ротів гіроскопів $\Gamma 1$ і $\Gamma 2$ відносно осей кожухів, а вихідними сигналами – напруги u_1 і u_2 , що надходять на входи підсилювачів двигунів розвантаження.

З теорії одновісного гіростабілізатора відомо, що двигуни розвантаження $M 1$ і $M 2$ повинні створювати такі моменти стабілізації M_{c1} і M_{c2} , щоб їхні проекції $M_{c\xi}$ і $M_{c\eta}$ на осі стабілізації ξ і η були пропорційні кутам прецесії β_1 і β_2 гіроскопів, що здійснюють стабілізацію за осями ξ і η

$$M_{c\xi} = -W_c(p)\beta_1, \quad M_{c\eta} = -W_c(p)\beta_2, \quad (5.14)$$

де $W_c(p)$ – передавальні функції колів розвантаження.

В одновісних і двовісних гіростабілізаторах ця вимога виконується без яких-небудь труднощів, оскільки осі двигунів розвантаження займають незмінне положення відносно осей стабілізації. У тривісній же платформі двигуни розвантаження $M 1$ і $M 2$ (див. рис. 5.28) повернуті відносно платформи на змінний кут ψ_{Γ} – гіроскопічний курс літака.

Для виконання умов стабілізації (5.14) у тривісних платформах напруги u_1 і u_2 , що надходять на двигуни розвантаження $M 1$ і $M 2$, формують за законом

$$u_1 = \beta_1 \sin \psi_{\Gamma} + \beta_2 \cos \psi_{\Gamma}, \quad u_2 = -\beta_1 \cos \psi_{\Gamma} + \beta_2 \sin \psi_{\Gamma}. \quad (5.15)$$

Співвідношення (5.15) реалізуються в ПК і є відомими формулами перетворення координат $O\xi\eta$ при повороті системи відліку на кут ψ_{Γ} . Перетворювач координат, як правило, виконується у вигляді обертового трансформатора, ротор якого зв'язаний з віссю платформи (див. рис. 5.27), а статор розташовується на внутрішній рамі платформи. Сигнали β_1 і β_2 у вигляді напруг підводяться до взаємно перпендикулярних обмоток ротора, а сигнали i_1 і i_2 знімаються з обмоток статора.

З урахуванням (5.15) двигуни розвантаження $M 1$ і $M 2$ будуть розвивати моменти M_{c1} і M_{c2}

$$M_{c1} = -W_c(p)(\beta_1 \sin \psi_{\Gamma} + \beta_2 \cos \psi_{\Gamma}); \quad (5.16)$$

$$M_{c2} = -W_c(p)(-\beta_1 \cos \psi_{\Gamma} + \beta_2 \sin \psi_{\Gamma}).$$

Проекції моментів M_{c1} і M_{c2} на осі ξ і η дорівнюють:

$$\begin{aligned} M_{c\xi} &= M_{c1} \sin \psi_{\Gamma} - M_{c2} \cos \psi_{\Gamma}; \\ M_{c\eta} &= M_{c1} \cos \psi_{\Gamma} + M_{c2} \sin \psi_{\Gamma}. \end{aligned} \quad (5.17)$$

Підставляючи (5.16) у (5.17), одержимо

$$M_{c\xi} = -W_c(p)\beta_1; \quad M_{c\eta} = -W_c(p)\beta_2.$$

Таким чином, робота перетворювача координат забезпечує умови стабілізації (5.14).

Тривісні стабілізатори застосовуються як гіроплатформи в платформних інерціальних навігаційних системах. За допомогою спеціальних моментів корекції, які створюють датчики моментів ДМ1, ДМ2, наприклад, за сигналами двох горизонтальних акселерометрів, ортогонально розташованих на платформі, платформа стабілізується відносно місцевої вертикалі, а при подачі певних сигналів на датчик моменту ДМ3 належним чином орієнтується в горизонтальній площині відносно місцевого меридіана.

Принципова схема тривісної гіростабілізованої платформи на триступневих гіроскопах зображена на рис. 5.29.

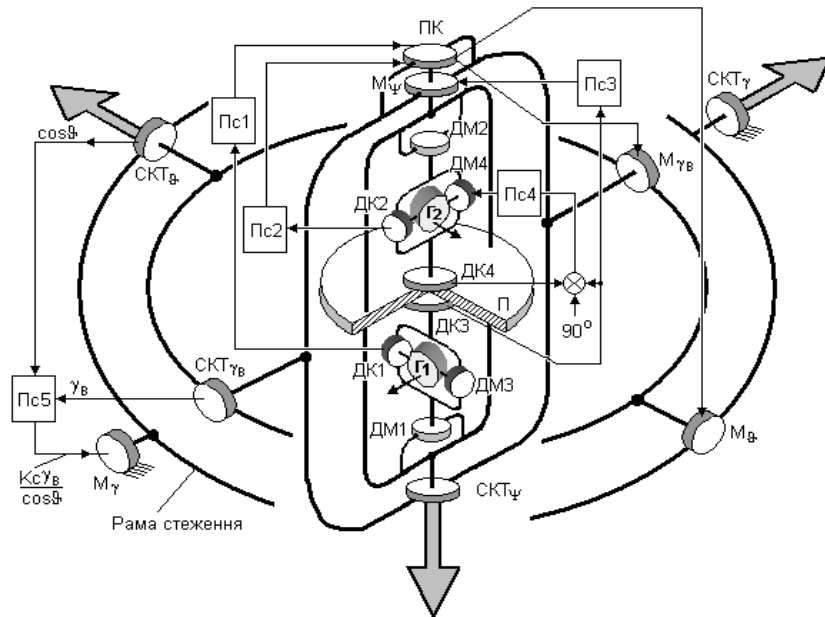


Рис. 5.29

Ця гіроплатформа являє собою платформу індикаторного типу. Платформа П орієнтується за осями гіроскопів Г1 і Г2 за допомогою трьох систем слідкування. По курсу платформа слідкує за віссю зовнішньої рамки гіроскопа Г1 за допомогою системи слідкування, що містить у собі датчик кута неузгодження ДК3, підсилювач Пс3 і моментний двигун М_ψ. Вісь зовнішньої рамки гіроскопа Г2 слідкує за віссю зовнішньої рамки гіроскопа Г1 за допомогою системи слідкування, яка складається з датчиків кутів ДК3 і ДК4, підсилювача Пс4 і моментного двигуна ДМ4. Відповідно до схеми (див. рис.5.29) сигнал на виході підсилювача Пс4 дорівнює

$$(\psi_{\Pi} - \psi_{\Gamma1}) + (\psi_{\Gamma2} - \psi_{\Pi}) + 90^{\circ} = 90^{\circ} + (\psi_{\Gamma2} - \psi_{\Gamma1}),$$

де ψ_{Π} , $\psi_{\Gamma1}$, $\psi_{\Gamma2}$ – азимуты платформи, першого та другого гіроскопів відповідно. Отже, сигнал на виході Пс4 дорівнює куту відхилення зовнішніх рамок гіроскопів Г1 і Г2 від ортогонального положення, а в цілому дана слідкувальна система забезпечує ортогональність площин зовнішніх рамок гіроскопів.

Дві системи слідкування або одна двомірною системою слідкування, що містить у собі датчики кутів неузгодження ДК1 і ДК2, підсилювачі Пс1 і Пс2, перетворювач координат ПК і моментні двигуни М_φ і М_{γв}, забезпечують паралельність площини платформи осям обертання гіроскопів Г1 і Г2.

Відзначимо, що дана гіростабілізована платформа не вибивається, оскільки має додаткову раму слідкування, яка дозволяє зберегти перпендикулярність осей карданового підвісу при будь-яких еволюціях ЛА, тобто при необмежених змінах крену та тангажа. Для забезпечення сталості коефіцієнта підсилення в колі керування рамою слідкування коефіцієнт підсилення Пс5 зворотно пропорційний $\cos\theta$.

Керування платформою в азимуті здійснюється від гіроскопа Г1. Якщо до горизонтальної осі цього гіроскопа за допомогою датчика моменту ДМ3 не прикладати ніяких моментів, то він, а разом із ним і уся платформа стають вільними в азимуті, точніше, стабілізуються в інерціальному просторі. Проте, можливі деякі інші закони керування платформою в азимуті.

Стабілізація платформи в горизонті здійснюється шляхом прикладання моментів до осей зовнішніх рамок гіроскопів Г1 і Г2 за

допомогою датчиків моментів ДМ1, ДМ2. Як і у попередньому випадку сигнали на датчики моментів можуть надходити від двох горизонтальних акселерометрів, якщо їх ортогонально розташувати на платформі (на рис. 5.29 вони не показані). Шляхом інтегрування сигналів про прискорення, що надходять від розташованих на гіростабілізованій платформі акселерометрів, отримують інформацію про швидкість і координати ЛА. Більш детально схеми керування платформою будуть розглянуті при викладанні принципів побудови платформних ІНС.

Інформація про кутове положення знімається з синусно-косинусних трансформаторів (СКТ): кут крену γ знімається з СКТ $_{\gamma}$; кут тангажа ϑ – з СКТ $_{\vartheta}$, а кут гіроскопічного курсу ψ_{Γ} – з СКТ $_{\psi}$.

Контрольні питання

1. Які елементи можуть входити до складу ІНС?
2. Які датчики ІНС надають інформацію про рух літака під дією активних сил?
3. Що є обов'язковим елементом будь-якого акселерометра?
4. Як залежно від характеру переміщення чутливого елемента відносно корпусу приладу можна класифікувати акселерометри?
5. Як у високоточних акселерометрах і датчиках кутової швидкості забезпечують замкнені контури компенсаційного зворотного зв'язку?
6. На основі якої технології виготовляються мікромеханічні датчики ІНС?
7. Які функції виконують гіроскопічні прилади в інерціальних навігаційних системах?
8. Які конструктивні схеми дозволяють зменшити момент сухого тертя в підшипниках підвісу прецизійних датчиків?
9. На чому заснований принцип дії вібраційного гіроскопа?
10. На чому заснований принцип дії лазерного датчика кутової швидкості?
11. В чому полягає призначення гіроскопічних стабілізаторів у складі інерціальних навігаційних систем?
12. Якого типу гіростабілізатори застосовують в платформних ІНС?