

**В.В. Карачун, д.т.н., проф.
В.М. Мельник, аспір.**

Національний технічний університет України "КПІ"

АЕРОДИНАМІЧНИЙ ШУМ ТА ЙОГО ВПЛИВ НА ДЕВІАЦІЮ ГІРОСКОПА

Наведено аналіз природи виникнення акустичної девіації триступеневого астатичного гіроскопа за пружної податливості механічної системи його підвісу звуковому випромінюванню. Доведена можливість більш детального вивчення властивостей гіроскопа як системи з розподіленими параметрами.

На теперішній час в державах з розвинуеною ракетно-космічною індустрією все більше уваги приділяється створенню перспективних засобів виведення космічних апаратів (КА) на розрахункові траєкторії, зокрема, створенню двоступінчатих авіаційно-космічних систем (АКС). За першу ступінь в системах повітряного базування править дозвуковий літак-носії (ЛН), який створює необхідні умови для старту другої ступені (ДС) з космічним апаратом цільового призначення. ДС технічно реалізується або ракетоносієм (РН), або орбітальним літаком. У деяких випадках використовуються також вантажні блоки виведення.

Прикладами таких систем можна вважати розробки вітчизняних вчених та інженерів під загальним шифром "Світязь", російських – МАКС, американських – "Пегас", а також деякі інші.

Моменту активного відокремлення другої ступені від першої передують вмикання та вихід на номінальний режим роботи її двигунів з одночасною підготовкою до роботи командно-вимірального комплексу РН, що містить, крім іншого, побудову відповідних орієнтирних напрямків. Залишаючи поза увагою питання безпеки цього маневру, які обумовлені наявністю потужного теплового факела двигунів другої ступені, більш докладно зупинимось на іншому маловивченому явищі – впливі аеродинамічного шуму двигунів на бортову апаратуру РН, зокрема, на гіроскоп напрямку у вигляді триступеневої астатичної його конструкції.

Аеродинамічний шум, як відомо, забирає близько 1 % потужності двигунів і, маючи високий рівень (до 180 децибел), а також широкий частотний діапазон (до 10 кГц), може суттєво впливати на динаміку не тільки конструкції носія та комплектуючих (зокрема, бортової апаратури), але призвести також до необхідності вирішення цілого ряду додаткових науково-технічних задач експлуатації та виведення КА, що не передбачені технічними умовами.

Останнє має таке пояснення. Характер руху космічних апаратів під час польоту на висоті, що перевищує умовну межу атмосфери Землі, суттєво залежить від багатьох збурюючих чинників, серед котрих не останнє місце займають як власне похибки виведення, так і похибки побудови орієнтирних напрямків інтелектуальними системами, що містять гіроскопічні чутливі елементи. Сукупність цих факторів може призвести, з одного боку, до зменшення часу існування КА, з другого – до необхідності доукомплектування космічного апарату коректуючими двигунами (або паливом) з метою забезпечення зазначених параметрів орбіти.

У світі цих задач особливий інтерес представляє з'ясування самого механізму пружної взаємодії аеродинамічного шуму з гіроскопічними приладами.

Будуючи механічну розрахункову модель, виходимо з того, що ротор не змінює своїх динамічних властивостей внаслідок значної маси, а зовнішня рамка має достатню жорсткість за всіма напрямками. Таким чином, найбільш вразливою до дії аеродинамічного шуму постає внутрішня рамка підвісу – кожух. Технічна реалізація її є коловим циліндром.

Якщо вважати, що енергія згинальних коливань бокових кришок кожуха та циліндричної оболонки за аеродинамічного навантаження не транслюється на суміжні поверхні, а цілком поглинається самим елементом, то слушно припустити шарнірне з'єднання кришок з циліндром кожуха і надалі аналізувати їх динаміку незалежно один від одного. Така спрощена модель цілком виправдана для з'ясування природи явища, а в подальшому може уточнюватися.

В роботі головна увага приділялась ракетам-носіям наземного базування, і тому проводився ґрунтовний аналіз впливу кутової швидкості обертання Землі на девіацію приладу під час старту носія. Але ця обставина зовсім не виключає можливості вивчення впливу кутового руху корпусу носія за будь-якого базування, а також будь-якої фізичної природи зовнішніх збурень, що призводять до цих коливань. Різниця полягає у тому, що обертання Землі призведе тільки до гармонічних відхилень головної осі гіроскопа від зазначеного положення, в той час як рух РН, наприклад, за умови співпадання частот, може, крім іншого, призвести до появи систематичної прецесії осі фігури відносно підвісу.

Дане викладення не має на меті вивчення питань динаміки пластин і оболонок за умов дифракції зовнішніх хвиль, тому що це є предметом самостійних досліджень. Аналіз перших наводиться, зокрема, в працях, на які посилюються, а інші – без другорядних обчислень в основному тексті.

Головною метою було встановлення власне суті явища та механізму прояву впливу хвилі тиску на складні механічні системи, котрими є гіроскопічні пристрої.

Якісний аналіз проводився на прикладі плоскої хвилі надлишкового тиску. Однак, отримані результати можуть бути за необхідності узагальнені, наприклад, при умові дифузного впливу. Для цього досить застосувати усереднення за Перісом.

Вплив згинальних коливань кришок кожуха гіроскопа. Як вже зазначалося, під дією хвилі тиску P пластини зазнають згинального руху, енергетичне наповнення спектра якого може залежати від цілого ряду факторів [1]. Проаналізуємо механізм впливу цих коливань на виникнення додаткової девіації гіроскопа напрямку. Щоб спростити викладення, обмежимося розглядом лише низьких форм. За необхідності отримані висновки можуть бути поширені на всю гамму рухів.

Припустимо, що коливання правої та лівої кришок кожуха внутрішньої рамки знаходяться у протифазі (рис. 1, а), а вектор кінетичного моменту \vec{H} скерований вліво. Залишимо поки що поза увагою кутові та лінійні коливання корпусу РН і проаналізуємо вплив лише вертикальної складової кутової швидкості обертання Землі – $\omega_3 \sin \varphi$, де $\omega_3 = \frac{2\pi}{24 \cdot 3600} \text{ c}^{-1}$, а φ – широта місця знаходження носія.

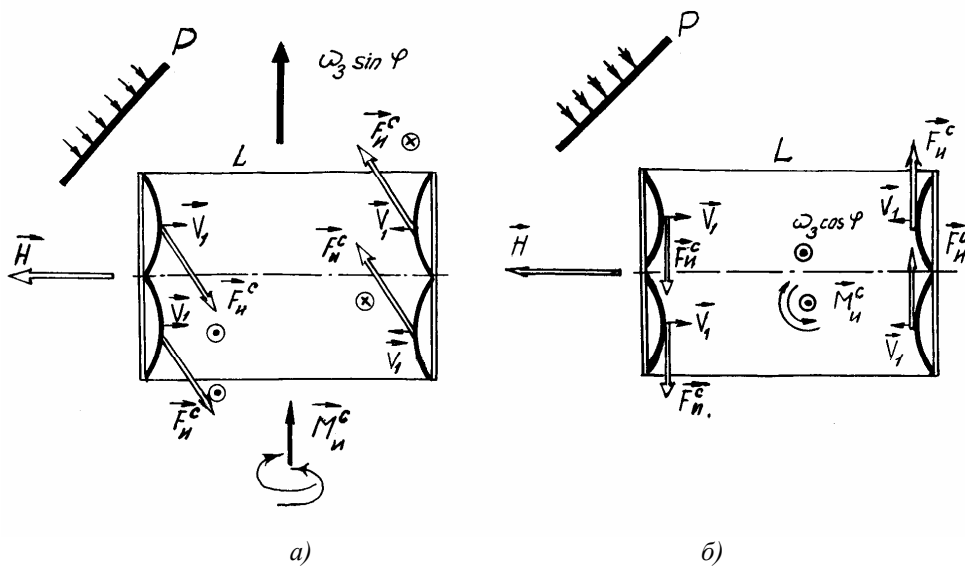


Рис. 1

Тоді, за прийнятої орієнтації векторів, можна стверджувати наступне. Точки поверхні бічних пластин, що знаходяться на відстані $\frac{1}{2}R$ від осі ротора, внаслідок згинального руху, отримують відносну швидкість \vec{V}_1 переміщення вздовж нормалі до поверхні кожуха. Переносним рухом для гіроскопа в цілому буде обертання корпусу РН разом із землею з кутовою швидкістю $\omega_3 \sin \varphi$. Принципово картина не зміниться, якщо прийняти за переносний рух кутові переміщення корпусу носія.

Відповідно до теореми Коріоліса, точки поверхні кришок, знаходячись у складному русі, будуть відчувати прискорення Коріоліса, вектори котрих орієнтовані на нас у правої кришки, та від нас – у лівої (на рис. не зазначені). Відповідно сили інерції Коріоліса

$$\vec{F}_i^c = -m\vec{W}_c$$

будуть скеровані протилежно і, як видно із схеми, створять пару сил з моментом:

$$M_i^c = -mLW_c \dot{W} \sin \left[(\omega_3 \vec{\sin \varphi})^\wedge, \vec{W} \right],$$

де L – довжина кожуха;

W – згинальні переміщення точок пластини в напрямку нормалі;

m – маса.

Відповідно, гіроскопічний момент, що виникає за цих умов, буде намагатися встановити вісь фігури паралельно до вектора M_i^c , що призведе до дрейфу гіроскопа відносно осі внутрішньої рамки (в даному випадку дрейф від горизонту).

Якщо кутова швидкість переносного руху стала за напрямком, як у нашому випадку з кутовою швидкістю Землі, то головна вісь гіроскопа буде здійснювати гармонічні коливання відносно початкового положення з частотою ω хвильового збудження. У разі, коли переносним рухом постає кутове переміщення корпусу РН, картина взаємодії отримує суттєві особливості, а саме, за умови, коли корпус хитається також з кутовою швидкістю ω , момент сил інерції Коріоліса буде включати такі складові, як $\cos^2 \omega t$ або $\sin^2 \omega t$, а це вказує на суперпозицію систематичної та періодичної складових повороту головної осі.

В свою чергу, горизонтальна складова кутової швидкості обертання Землі $\omega_3 \cos \varphi$ також чинить небажаний вплив на гіроскоп. Скеруємо, для конкретності, її вектор перпендикулярно до площини рис. 1, б.

Міркуючи аналогічно вищенаведеному, приходимо до висновку, що сили інерції Коріоліса тут також утворюють пару сил, вектор моменту котрої орієнтований вздовж осі внутрішньої рамки на нас і, в свою чергу, теж викликає прецесію, але в азимуті.

Вплив пружної поверхні циліндричної частини кожуха. Під дією хвилі аеродинамічного шуму точки поверхні одержать три складові переміщення – тангенціальну V , радіальну W (рис. 2) та третю вздовж твірної (на рис. не вказана, тому що надалі внаслідок малості не розглядається).

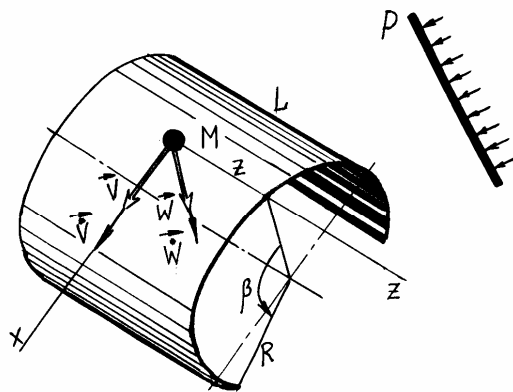


Рис. 2

Диференціальне рівняння пружної циліндричної оболонки наведено у вигляді, що прийнятий у технічній моментній теорії [2]:

$$\omega_{\zeta}^2 \rho V + \frac{\partial^2 V}{\partial \beta^2} - \frac{1 - \sigma}{2} \cdot \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} + \frac{\partial W}{\partial \beta} = 0;$$

$$\omega_{\zeta}^2 \rho W + \frac{\partial V}{\partial \beta} + c^2 \left(\frac{1}{R^4} \frac{\partial^4 W}{\partial \beta^4} + \frac{2}{R^2} \frac{\partial^4 W}{\partial z^2 \partial \beta^2} + \frac{\partial^4 W}{\partial z^4} \right) + W = F(z, \beta, t),$$

де

$$c^2 = h^2 (12R^2)^{-1};$$

$$V = V(z, \beta, t);$$

$$W = W(z, \beta, t), \quad 0 < z < L, \quad 0 \leq \beta \leq 2\pi;$$

L – довжина оболонки;
 ρ – щільність матеріалу.

За граничних умов:

$$V|_{z=0} = V|_{z=L} = 0;$$

$$W|_{z=0} = W|_{z=L} = 0;$$

$$\frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \Big|_{z=0} = \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \Big|_{z=L} = 0$$

хвиля аеродинамічного шуму

$$F(z, \beta, t) = P_0 \exp i [\omega t - k_0 (z \cdot \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2 + R \cdot \sin \beta_{\zeta} \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 + R \cdot \cos \beta_{\zeta} \cos \varepsilon_1)]$$

призводить до переміщень точок поверхні V і W :

$$V(z, \beta, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left[-im \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}} \exp(im\beta) \sin\left(\frac{n\pi z}{L}\right) \right];$$

$$W(z, \beta, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \left\{ \left[\omega_{\zeta}^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L}\right)^2 \right] \cdot \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}} \exp(im\beta) \sin\left(\frac{n\pi z}{L}\right) \right\},$$

де $k_0 = \frac{\omega}{c_0}$ – хвильове число;

c_0 – швидкість звуку у повітрі;

P_0 – величина надлишкового тиску на поверхню оболонки;

$$\Delta_{mn} = m^2 + \left[\omega_{\zeta}^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L}\right)^2 \right] \cdot \left\{ \left(\omega_{\zeta}^2 \rho + 1 \right) + c^2 \left[\left(\frac{m}{R}\right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L}\right)^2 \right]^2 \right\};$$

$$F_{mn}(t) = P_0 \exp(i\omega t) \frac{2n\pi [1 - (-1)^n]}{(n\pi)^2 - (k_0 L)^2} \times$$

$$\times \begin{cases} 1, & \text{якщо } k_0 R \cdot \begin{pmatrix} \sin \beta \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2 + \\ + \cos \beta \cos \varepsilon_1 \end{pmatrix} = -m \\ i \frac{\exp i \left[-2\pi k_0 R \cdot (\sin \beta \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2 + \cos \beta \cos \varepsilon_1) - 1 \right]}{2\pi [k_0 R \cdot (\sin \beta \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2 + \cos \beta \cos \varepsilon_1) + m]}, & \text{якщо } k_0 R \cdot \begin{pmatrix} \sin \beta \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2 + \\ + \cos \beta \cos \varepsilon_1 \end{pmatrix} \neq -m \end{cases};$$

σ – коефіцієнт Пуассона;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2$ – сталі величини.

Як і в попередньому випадку, спочатку обчислимо ступінь впливу тільки вертикальної складової кутової швидкості обертання Землі $\omega_3 \sin \varphi$ (рис. 3, а).

Прискорення Коріоліса верхньої точки обраного на схемі діаметра скероване на нас, а нижньої – навпаки. Очевидно, сили інерції $\vec{F}(V)$ та $\vec{F}(W)$ будуть направлені відповідно від нас (зверху) і на нас (знизу). До того ж, вектори сил співпадають, утворюючи за цих умов пару з моментом \vec{M} , модуль котрого обчислюється за формулою:

$$M = [F(V) + F(W)] \cdot 2R.$$

Розкладання цього вектора на дві складові \vec{M}_1 та \vec{M}_2 дає змогу стверджувати, що перша (\vec{M}_1) призведе до дрейфу осі від площини горизонту догори, а друга (\vec{M}_2) – до дрейфу в азимуті. Швидкість руху кінця вектора кінетичного моменту буде дорівнювати:

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M}_1;$$

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M}_2.$$

Щодо впливу горизонтальної складової $\omega_3 \cos \varphi$ кутової швидкості обертання Землі (рис. 3, б). Обираючи, знову таки, дві діаметрально протилежні точки поверхні циліндра, визначаємо сили інерції Коріоліса $\vec{F}(V)$ і $\vec{F}(W)$. Сили $\vec{F}(V)$ складають пару з моментом \vec{M}_3 , розкладання котрого на складові \vec{M}_4 та \vec{M}_5 дозволить усвідомити, що момент \vec{M}_4 призведе до дрейфу осі фігури відносно внутрішньої рамки, тобто від горизонту (догори), а \vec{M}_5 – в азимуті (вліво).

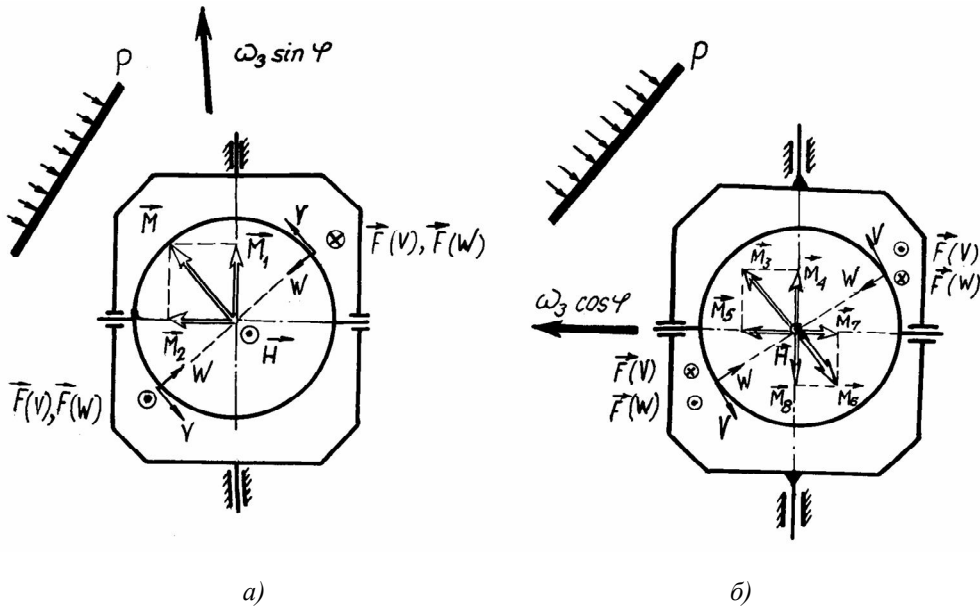


Рис. 3

Сили $\vec{F}(W)$ утворюють пару з моментом \vec{M}_6 , орієнтованим протилежно до вектора \vec{M}_3 (рис. 3, б). Складові \vec{M}_7 та \vec{M}_8 викличуть відходи осі фігури в азимуті та від горизонту відповідно. Наведений аналіз дозволяє стверджувати, що пружний кожух (внутрішня рамка) править своєрідним фільтром частот, відсікаючи нижні та підкреслюючи високі. Поріг чутливості можна оцінити для кожної окремої конструкції.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Карачун В.В. О колебаниях пластин при акустическом нагружении // Прикл. механика. Т. 24. – 1988. – № 11. – С. 84–91.
2. Шендеров Е.Л. Волновые задачи гидроакустики. – Л.: Судостроение, 1972. – 348 с.

КАРАЧУН Володимир Володимирович – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри Національного технічного університету України “КПІ”.

Наукові інтереси:

– динаміка бортової апаратури носіїв.

МЕЛЬНИК Вікторія Миколаївна – аспірант Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут”.

Наукові інтереси:

– динаміка механічних систем носіїв.

Подано 05.12.1999.

Καράχουν Β.Β., Μελνίκ Β.Μ. Αεροδυναμικός шум та його вплив на девіацію гіроскопа
Καράχουν Β.Β., Μελνίκ Β.Н. Аэродинамический шум и его влияние на девиацию гироскопа
Karachun V.V., Melnik V.N. Aerodynamic Noise and His Influencing on Deviation of the Gyro
 УДК 629.7.054

Аэродинамический шум и его влияние на девиацию гироскопа / В.В. Карачун, В.Н. Мельник

Проводится анализ природы возникновения акустической девиации трехстепенного астатического гироскопа с учетом упругой податливости механической системы его подвеса звуковому излучению. Показана возможность более детального изучения свойств гироскопа как системы с распределенными параметрами.

УДК 629.7.054

Aerodynamic Noise and His Influencing on Deviation of the Gyro / V.V. Karachun, V.N. Melnik

The analysis of the nature of originating of acoustic deviation of the three-powermode astatic gyro with allowance for of elastic compliance of a mechanical system him part to acoustic radiation is carried conducted. The capability of more detail analysis of properties of the gyro as distributed parameter systems is rotined.