

УДК 629.7.054

ПРОНИКАЮЧЕ АКУСТИЧНЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ – ПРИЧИНА ПОХИБОК ПОБУДОВИ СИСТЕМИ КООРДИНАТ

В. М. МельникДоктор технічних наук, доцент, професор*
Контактний тел.: (044) 454-94-51**В. В. Карачун**Доктор технічних наук, професор, завідувач
кафедри*
Контактний тел.: (044) 454-94-51
E-mail: karachun 1@gala.net
Кафедра біотехніки і інженерії
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»
пр. Перемоги, 37, м. Київ, Україна, 03056

Проводиться аналіз похибок побудови системи координат на літальному апараті за допомогою тривісної гіростабілізованої платформи з гіроскопічними сенсорами. Розкривається природа їх виникнення в ревербераційному просторі навігаційного обладнання внаслідок дифракційних ефектів

Ключові слова: тривісна гіростабілізована платформа, акустичне випромінювання

Проводится анализ ошибок построения системы координат на летательном аппарате с помощью трехосной гиросtabilизированной платформы с гироскопическими сенсорами. Раскрывается природа их возникновения в реверберационном пространстве навигационного оборудования вследствие дифракционных эффектов

Ключевые слова: трехосная гиросtabilизированная платформа, акустическое излучение

The analysis of errors building the coordinate system in an aircraft with a three-axis gyro-stabilized platform with a gyroscopic sensor is carried out. The nature of their occurrence in the reverb space navigation equipment as a result of diffraction effects is developed

Keywords: three-exes gyrostabilization of the platform, acoustic radiation

1. Вступ

Дослідження відносяться до області прикладної механіки і присвячені вивченню і опису природи виникнення додаткових похибок побудови системи координат за допомогою тривісної гіростабілізованої платформи з гіроскопічними сенсорами. Звертається увага на причини появи пружно-напруженого стану механічних систем підвісу гіроскопів в акустичному середовищі і сприйняття гіроскопами цих змін за вхідний сигнал [1, 2].

Аналіз побудованої розрахункової моделі явища дозволяє окреслити характер нелінійних коливань в підвісі гіроскопа і створити умови для подальшого опису механізму їх прояву на гіроскопічні сенсори [3,4].

2. Аналіз стану проблеми и постановка задачі досліджень

В державах з розвинуеною ракетно-космічною індустрією все більша увага приділяється створенню перспективних засобів виведення космічних апаратів на задані траєкторії, зокрема, розробці двоступінчастих авіаційно-космічних систем. Функцію першої ступені в системах повітряного базування виконує дозвуковий літак-носіє, який створює необхідні ди-

намічні засади для старту другої ступені з космічним апаратом (КА) цільового призначення. Друга ступінь реалізується або ракетою-носієм (РН), або орбітальним літаком. У деяких випадках використовуються вантажні блоки виведення [5].

Моменту активного відокремлення другої ступені від першої, тобто здійснення маневрів відокремлення і розведення, передє вихід на номінальний режим роботи рушійних установок та навігаційно-пілотажного обладнання. Поряд з іншими функціональними операціями, у цей же період часу на борту РН будується система заданих орієнтирних напрямів, або базова система координат.

Залишаючи поза увагою деякі другорядні чинники, слід зазначити виключно дію на гіроскопічні навігаційні системи акустичного випромінювання, яке сягає 140 – 150 децибел. Інжектуюма в навколишнє середовище енергія ракетних двигунів тією своєю частиною, яка реалізується у вигляді проникаючого під головний аеродинамічний обтікач ракети-носія акустичного випромінювання, генерує у підвісі безліч хвильових процесів, і за наявності кутової хитавиці, що зумовлена суттєвою несиметричністю корпусу ракети, призводить до значних похибок інерціальних навігаційних систем (рис. 1) [6].

Характер руху космічних апаратів на висотах, що перевищують умовну межу атмосфери Землі, залежить від багатьох факторів, серед котрих го-

ловними постають похибки виведення космічних апаратів та похибки систем інерціальної навігації. У своїй сукупності вони призводять до погіршення тактико-технічних характеристик РН з подальшою необхідністю доукомплектування КА коректуючими двигунами (чи додатковим паливом) для забезпечення заданих параметрів орбіти. Навігаційній інформації, безсумнівно, повинні бути притаманні неперервність, точність, повнота даних, перешкодозахисненість, інваріантність до кліматичних умов, добових змін тощо.

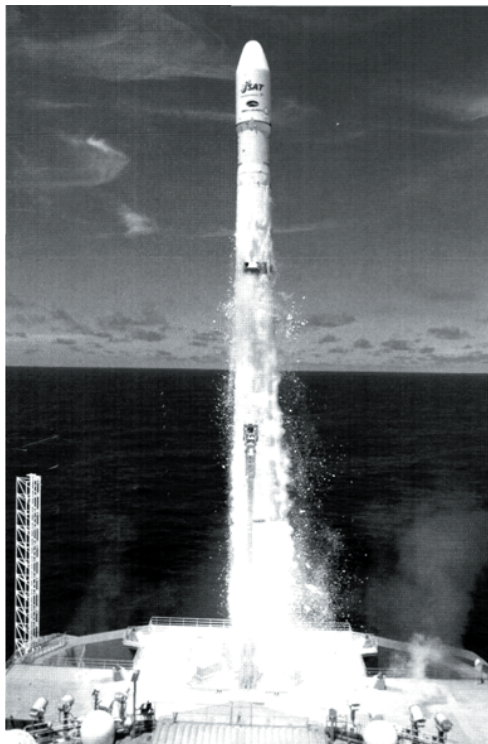


Рис. 1. Ракета-носієй “Зеніт-3SL”, розробник ДКБ “Південне” ім. М.К. Янгеля

На точність інерціальних навігаційних систем здійснюють вплив зовнішні чинники – кутова хитація фюзеляжа, вібрація, проникаюче акустичне випромінювання, тепловий факел та ін. Похибки виведення ракет-носіїв, як відомо, можуть призвести до суттєвого скорочення часу існування космічного апарату та виникнення позаштатних ситуацій, похибки курсовказування на морі – до виникнення небезпеки судноплавства. Взагалі, похибки систем інерціальної навігації призводять до погіршення тактико-технічних характеристик об’єктів в цілому.

Гіростабілізовані платформи знайшли широке застосування на рухомих об’єктах різного класу. Це ракети-носії (РН), штучні супутники, тактична палубна авіація (ТПА), стратегічна бомбардувальна авіація (СБА) тощо. Головна задача, яку вирішує ГСП, – побудова на літальному апараті, зокрема високоманевреному, триортогональної системи координат зазначеної точності. Особливо нагальною ця задача постає коли йдеться про розміщення на платформі оптико-електронних приладів, гірокомпасів, гіротеодолітів, приладів нічного бачення, оптичних

головок інфрачервоного самонаведення і багатьох інших систем навігаційного забезпечення.

Точність побудови на літальному апараті системи координат заданої просторової орієнтації цілком залежить від точності визначення кутового положення платформи. Найбільш надійними на теперішній час сенсорами гіростабілізованої платформи постають двостепеневі поплавкові гіроскопи з рідинно-статичним підвісом. Зрозуміло, що їх похибки трансформуються не тільки в похибки побудови системи координат, але і наявний дрейф платформи відносно осей стабілізації. Таким чином, забезпечуючи високу точність сенсорів платформи, автоматично вирішуємо головну задачу навігації – будуюмо задану систему координат.

До речі, двостепеневі гіроскопи – диференціючі та інтегруючі – знайшли багатоцільове застосування, зокрема, як пілотажно-навігаційні прилади.

Поплавцеві гіроскопи, конструктивно вільні від недоліків “сухих” приладів – значних моментів сил сухого тертя на вихідній осі, а також чутливості до вібрації та ударів. Свого часу це технічне рішення увійшло до переліку найновіших, можна сказати революційних. Поплавцеві прилади дозволили зменшити похибки вимірювань і, разом з тим, вдосконалили динамічні характеристики [7].

З часом, з’ясувалося, що під час старту ракет-носіїв з поверхні Землі, або ракет мобільного базування, має місце інжекція акустичного випромінювання з боку рушійних установок – до 0,8% потужності двигунів. Проникне акустичне випромінювання має можливість безперешкодно пройти всередину приладів через рідинний підвіс і, таким чином звести нанівець переваги поплавцевого підвісу [8].

Особливістю акустичного навантаження постає його просторовий характер порівняльно з кінематичним та силовим (вібрації), які проникають усередину кризь опори.

Цей факт зумовлює і принцип побудови розрахункових моделей. В першому випадку слід розглядати підвіс гіроскопа як систему з розподіленими параметрами, в іншому – як систему із зосередженими параметрами.

Перехід до розрахункових моделей як систем із розподіленими параметрами надав можливість узгодити відносний рух пружної поверхні підвісу (відносний рух) з кутовим рухом основи (переносний рух) шляхом визначення моменту сил інерції Коріоліса і ступеня його внеску в появу “хибної” кутової швидкості на вхідній осі приладу. Це, до речі, відразу дозволило, вже в першому наближенні, виявити сталу складову похибки двостепеневого гіроскопа за асинхронної хитації корпусу, чого не забезпечували існуючі моделі.

З іншого боку, вважаючи підвіс гіроскопа як абсолютно тверде тіло, природно визначити вплив антисиметричної складової акустичного тиску зумовленого парусністю. Аналітичні співвідношення дозволили обчислити похибки двостепеневих гіроскопів під дією цього чинника, а також тристепеневого вільного гіроскопа та гіровертикалі і гіроінтегратора (із штучним статизмом).

Метою досліджень постає з’ясування природи впливу пружно-напруженого стану механічних си-

стем гіроскопічних сенсорів на похибки побудови системи координат в експлуатаційних умовах.

3. Постановка задачі досліджень

Аналіз похибок побудови системи координат на літальному апараті проілюструємо на відомій технічній реалізації тривісної гіростабілізованої платформи (рис. 2). Проводити вивчення явища будемо здійснювати з позицій одночасної дії на гіростабілізатор двох збуджуючих чинників – кутового руху фюзеляжа та проникаючого під Головний Аеродинамічний Обтікач (ГАО) акустичного випромінювання високого рівня 140 – 150 дБ і вище. Такий підхід доцільний, бо відповідає реаліям старту РН та подальшого його рух у щільних шарах атмосфери на знижених траєкторіях.

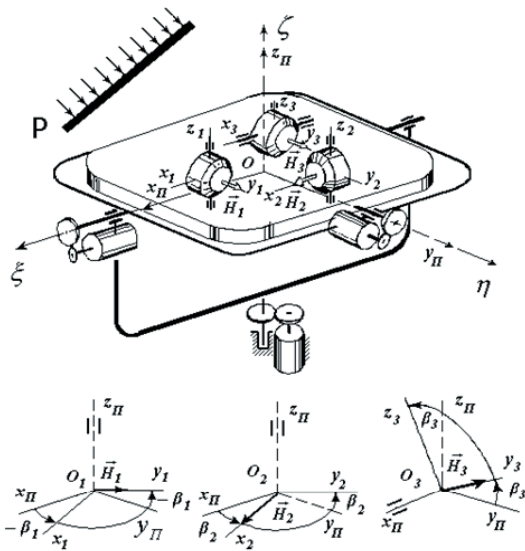


Рис. 2. Кінематична схема тривісної гіростабілізованої платформи

Надалі конкретизуємо зміст і природу прояву першого, потому і другого, зовнішнього збурення. Зазначимо, що такі зовнішні чинники типові для різних класів літальних апаратів – керовані літальні апарати, дистанційно керовані, тактична палубна авіація (ТПА), стратегічна палубна авіація (СБА), ракети-носії (РН) різної модифікації та засобів базування тощо.

Лінеаризовані диференціальні рівняння ГСП мають вигляд [9]:

$$\begin{aligned}
 A\dot{\omega}_x + A\dot{\omega}_{21}^a - H_1\dot{\beta}_1 - k_1F_1(\beta_1) &= M_x; \\
 I_1\ddot{\beta}_1 + f_1\dot{\beta}_1 + H_1\omega_x + H_1\omega_{21}^a &= M_{z1} - H_1\beta_1\omega_y - H_1\beta_1\omega_{22}^a; \\
 B\dot{\omega}_y + B\dot{\omega}_{22}^a + H_2\dot{\beta}_2 + k_2F_2(\beta_2) &= M_y; \\
 I_2\ddot{\beta}_2 + f_2\dot{\beta}_2 - H_2\omega_y - H_2\omega_{22}^a &= M_{z2} - H_2\beta_2\omega_x - H_2\beta_2\omega_{21}^a; \\
 C\dot{\omega}_z + C\dot{\omega}_{23}^a + H_3\dot{\beta}_3 + k_3F_3(\beta_3) &= M_z; \\
 I_3\ddot{\beta}_3 + f_3\dot{\beta}_3 - H_3\omega_z - H_3\omega_{23}^a &= M_{x3} - H_3\beta_3\omega_y - H_3\beta_3\omega_{22}^a,
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

де A, B, C – моменти інерції ГСП спільно з підвісом відносно осей X, Y, Z відповідно; f_x, f_y, f_z – коефіцієнти моментів в'язкого опору платформи; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості платформи на осі $X_{П}, Y_{П}, Z_{П}$; M_x, M_y, M_z – проекції зовнішніх моментів на осі стабілізації; I_1, I_2, I_3 – моменти інерції рухомої частини сенсорів – поплавкових двостепеневих гіроскопів – відносно осей прецесії; $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ – кути прецесії гіроскопів; H_1, H_2, H_3 – кінетичні моменти роторів гіроскопів; f_1, f_2, f_3 – коефіцієнти моментів в'язкого тертя поплавкових сенсорів ГСП; M_{z1}, M_{z2}, M_{x3} – проекції зовнішніх моментів на осі прецесії; $F_1(\beta_1), F_2(\beta_2), F_3(\beta_3)$ – функції стабілізуючих двигунів; $\omega_{2i}^a (i=1, 2, 3)$ – “хвибна” кутова швидкість, як наслідок пружно-напруженого стану поплавкового підвісу під дією проникаючого акустичного випромінювання, що сприймається гіроскопом за вхідний сигнал [10].

Природа появи величин ω^a буде розкрита далі. Саме ці величини постають причиною виникнення додаткових похибок побудови системи координат і обумовлені дифракційними ефектами звукових хвиль на підвісах поплавкових гіроскопічних сенсорів ГСП. Пояснення цього явища в тому, що за високих рівнів акустичного навантаження, вище за 140 дБ, механічні системи підвісу гіроскопів переходять із розряду абсолютно твердих тіл в розряд *імпедансних* конструкцій і їх *пружно-напружений* стан сприймається гіроскопом як *корисний*.

Найбільша небезпека цього явища полягає не стільки у сталих відхиленнях платформи, скільки у наявному дрейфі відносно осей стабілізації (рис. 3).

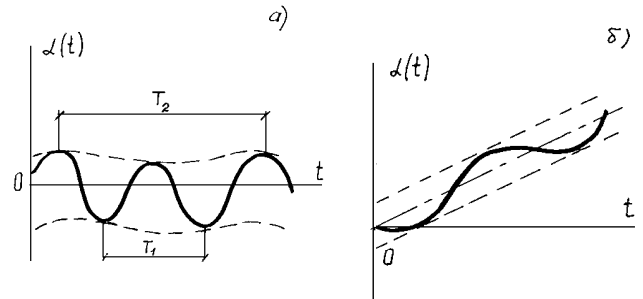


Рис. 3. Кути стабілізації платформи: а) асинхронна хитавиця; б) синхронна хитавиця

4. Кутовий рух ракети-носія

Немає сумнівів, що найбільш типовим кінематичним збуренням літальних апаратів різного класу слугує кутовий рух об'єкту.

Залишаючись осторонь питання особливостей цього руху для різних типів апаратів, зупинимось на найбільш складному із зазначених – на кутовому русі ракети-носія.

Зв'яжемо з корпусом систему координат $Ox_1y_1z_1$. Ось Ox_1 зорієнтуємо вздовж поздовжньої осі РН, а осі Oy_1 та Oz_1 розташуємо в площині шпангоута (рис. 4).

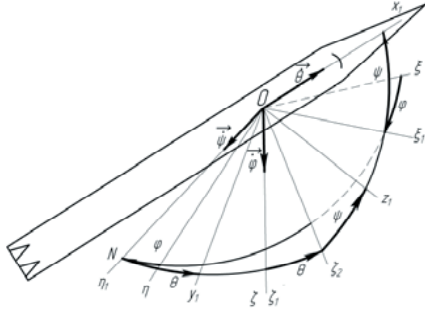


Рис. 4. Схема кутів Ейлера

За опорну систему оберемо трійку осей, які зв'язані із Землею, тобто: ось $O\zeta$ направимо вертикально вниз, ось $O\xi$ розташуємо в горизонтальній площині, наприклад, сполучимо з лінією заданого курсу, третю ось, ось $O\eta$, направимо перпендикулярно до перших двох.

Припустимо, що в момент старту ракета-носієв займає довільне положення. Проведемо через її центр мас площину, перпендикулярну поздовжній осі (площа шпангоута) до претину з горизонтальною площиною $O\xi\eta$. По лінії перетину цих площин, позначимо її ON , направимо ось $O\eta_1$ і побудуємо в горизонтальній площині ось $O\xi_1$ перпендикулярно до $O\eta_1$.

Углами Ейлера позначимо кути повороту навколо вертикалі горизонтальної координатної площини $O\xi\eta$ до співпадання її з осями $O\xi_1\eta_1$. Цей кут будемо іменувати кутом *рисання* φ .

Кут повороту навколо лінії вузлів координатної площини $\xi_1 O \zeta_1$ до співпадання осі $O\xi_1$ з поздовжною оссю ракети-носія Ox назовемо кутом *тангажа* і позначимо літерою ψ . В цьому випадку ось $O\zeta$ займе положення $O\zeta_1$ в площині шпангоута.

Нарешті, кут повороту площини $\eta_1 O \zeta_1$ навколо поздовжньої осі ракети Ox назовемо кутом *крена* і позначимо літерою θ .

Відповідно до обраної послідовності поворотів, кутові швидкості будуть напрямлені до вертикалі ($\vec{\omega}$), по лінії вузлів ($\vec{\psi}$) та вздовж осі РН ($\vec{\theta}$) (рис. 4).

Якщо апарат стартує з нерухомої основи, тобто осі $O\xi\eta\zeta$ нерухомі, проекції кутової швидкості на осі $Ox_1y_1z_1$, які зв'язані з корпусом ракети, складають:

$$\begin{aligned} \omega_{x_1} &= \dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi; \\ \omega_{y_1} &= \dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta; \\ \omega_{z_1} &= \dot{\varphi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta. \end{aligned} \tag{2}$$

Проекції кутової швидкості на осі $Ox_1y_1z_1$, які зв'язані з поплавковим підвісом сенсорів ГСП, мають вигляд (рис. 5):

$$\begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x_1} \cos \beta + \omega_{y_1} \sin \beta; \\ \omega_y &= -\omega_{x_1} \sin \beta + \omega_{y_1} \cos \beta; \\ \omega_z &= \omega_{z_1} + \dot{\beta}, \end{aligned} \tag{3}$$

тут $\theta = \theta(t)$, $\psi = \psi(t)$, $\varphi = \varphi(t)$.

В тому разі, коли старт виконується з орбітальної ступені, або з платформи мобільного базування, слід її

кутову швидкість спочатку розкласти по осям $O\xi\eta\zeta$. Так само це відноситься до кутової швидкості добового обертання Землі.

Надалі вважаємо кут $\theta(t)$, а також похідні у часі $\dot{\theta}(t)$ та $\dot{\varphi}(t)$ малими величинами. Кутову швидкість $\dot{\psi}$ наведемо у вигляді –

$$\dot{\psi} = \omega_0 + \omega_y,$$

де ω_0 – стала величина, яка вимірюється гіроскопічним сенсором, наприклад, при виконанні РН передбаченого маневрування у вертикальній площині, тобто по куту тангажа $\psi(t)$, а $\omega_{y_1} \ll \omega_0$ – невелике збурення цієї кутової швидкості. Такий режим має місце, зокрема, коли апарат рухається програмною траєкторією в пошуках цілі.

Із схеми, що зображена на рис. 5, походить, що складові $(\omega_{x_1})_x$ та $(\omega_{y_1})_x$ не коять впливу на похибку вимірів, бо співпадають з напрямком вектора кінетичного моменту \vec{H} . В той же час, кінематичні збурення $(\omega_{x_1})_y$ та $(\omega_{y_1})_y$ призводять до появи гіроскопічного моменту M_1 (рис. 5):

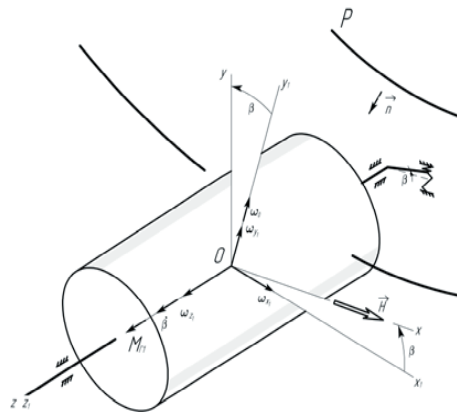


Рис. 5. Кинематичне і акустичне збурення підвісу гіроскопу

$$\begin{aligned} M_1 &= H(-\omega_x \sin \beta + \omega_y \cos \beta) = \\ &= H[-(\dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi) \sin \beta + (\dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta) \cos \beta]. \end{aligned} \tag{4}$$

Очевидно, що цей чинник породжує похибки вимірів, які обумовлені дією тільки одного збурення – кутового руху ракети. Дослідженню цього класу, похибок, рівно як і методів їх усунення, присвячені роботи багатьох спеціалістів і в даному контексті не слугують об'єктом пильної уваги.

5. Проникаюче акустичне випромінювання

Звернемося до вивчення природи впливу проникаючого акустичного випромінювання високого рівня на гіроскопічні сенсори ГСП та з'ясуємо стан динаміки підвісу поплавкових гіроскопів.

Натурні випробування надають можливість стверджувати, що саме під час старту ракет-носієв розгінні блоки інжектують найбільш високий рівень акустичного випромінювання в навколишнє середовище [11].

Частина його потрапляє всередину фюзеляжу та під головний аеродинамічний обтікач і становить 140-150 децибел. Таким чином, прилади і системи інерціальної навігації, які разом з корисним вантажем розміщуються саме тут, підвладні його впливу [12].

Але це джерело не єдине. Зовнішні прошарки прикордонних слоїв рухаються відносно корпусу ракети із надзвуковою швидкістю, внаслідок чого з'являється турбулентність, що слугує причиною виникнення гостронаправлених та сферичних хвиль Маха, які, взаємодіючи з корпусом, породжують нове джерело шуму. Ці хвилі найбільш небезпечні, бо можуть бути досить інтенсивними. Нарешті зазначимо, що при старті ракет мобільного базування звукове поле має дуже складну структуру внаслідок генерування не тільки прямого випромінювання, але і відбитого акустичного поля, зумовленого ревербераційними ефектами.

Аналіз питання шумоутворення був би неповним, якщо не згадати найменш прозорі аспекти явища. До них відноситься вплив потужних ударних хвиль в зоні перемішування струменя, температурна неоднорідність внаслідок неповного згорання, демпфірування турбулентності звуковими хвилями та деякі інші, менш значущі чинники.

Підсумовуючи, зазначимо, що на теперішній час має місце досить переконливе натурне обґрунтування головної причини шуму ракет-носіїв у вигляді випромінювання з боку квадруполів, які переміщуються із надзвуковою швидкістю. Встановлено, що близько 0,5% потужності сучасних носіїв випромінюється у вигляді звукової енергії.

Проникаюче акустичне випромінювання найбільш небезпечно для чутливих елементів систем корекції приладів інерціальної навігації. За своїм призначенням вони повинні чутливо реагувати на зміну тих чи інших параметрів, тому пройдешия звукова хвиля привнесе суттєве викривлення дійсної ситуації і слідуючої за нею цілої низки непередбачуваних погіршень.

Радикальним рішенням проблеми постає звукоізоляція обладнання. Причому, привабливими, з точки зору простоти конструкції і технічної реалізації, постають пасивні методи звукоізоляції.

Природно, що не тільки ці засоби вирішують задачу. Можливі компенсаційні, автокомпенсаційні, активні методи та багато інших. Перевага того чи іншого окреслена технічним завданням на виріб.

Звуковий тиск в падаючій звуковій хвилі приймемо у вигляді плоскої монохроматичної хвилі (рис. 6)

$$P_1 = P_{10} \exp i [\omega t - \vec{k}_0 \vec{R}_0(z, \varphi)], \quad (5)$$

де P_{10} – тиск в падаючій хвилі; $\vec{k}_0 = \vec{n} \frac{\omega}{c}$ – хвильовий вектор; c – швидкість звуку; \vec{n} – одиничний вектор напрямку розповсюдження хвилі; \vec{R}_0 – радіус-вектор поверхні поплавкового підвісу гіроскопічного сенсора ГСП.

Відповідно до прийнятих на схемі позначень, вважаючи також для спрощення рівними кути падіння,

відбиття та проходження хвиль, значення звукового тиску можна навести у вигляді:

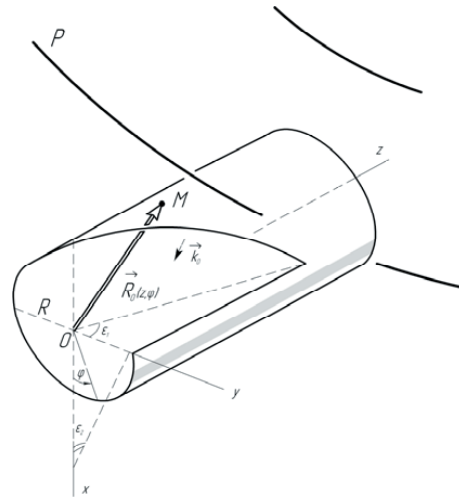


Рис. 6. Механізм дії проникаючого акустичного випромінювання на поплавкові сенсори ГСП

$$P_1 = P_{10} \exp i [\omega t - k_0 (x \cos \epsilon_1 - y \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)] = P_{10} \exp i [\omega t - k_0 (R \cos \varphi \cos \epsilon_1 - R \sin \varphi \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)]; \quad (6)$$

$$P_2 = P_{20} \exp i [\omega t - k_0 (-x \cos \epsilon_1 - y \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)] = P_{20} \exp i [\omega t - k_0 (-R \cos \varphi \cos \epsilon_1 - R \cos \varphi \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)]; \quad (7)$$

$$P_3 = P_{30} \exp i [\omega t - k_0 (x \cos \epsilon_1 - y \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)] = P_{30} \exp i [\omega t - k_0 (R \cos \varphi \cos \epsilon_1 - R \cos \varphi \sin \epsilon_1 \cos \epsilon_2 - z \sin \epsilon_1 \sin \epsilon_2)]. \quad (8)$$

6. Похибки побудови системи координат в акустичному середовищі

До тих пір, поки поверхня поплавкового підвісу являє собою абсолютно тверде тіло, всі властивості рухомої частини сенсора окреслені лише одним параметром – моментом інерції відносно вихідної осі. Звідкіля походить і механізм опису похибок вимірювань.

Якщо ж поверхня стає імпедансною і здійснює вимушені коливання під дією проникаючого акустичного випромінювання, тоді відповідно до інерціальних властивостей гіроскопа, пружно-напружений стан буде сприйматися приладом за вхідну величину і породжувати додаткову похибку вимірів у вигляді реакції на "хибну" кутову швидкість корпусу РН. Внаслідок того, що поверхня поплавка достатньо велика, тому і інтегральна похибка буде сягати значних величин. Слід зробити наголос на тому, що тут небезпечно не тільки її періодичні складові, скільки наявні систематичні компоненти.

Відправною точкою при побудові розрахункових моделей явища слід вважати сумірність протяжності

підвісу з напівхвилею проникаючого акустичного випромінювання.

Розкриємо природу явища для деяких типових кінематичних збурень корпусу ракети-носія.

Циркуляція

Припустимо, що літальний апарат здійснює циркуляцію з кутовою швидкістю $\omega_0 = \text{const}$. Проникаюче акустичне випромінювання породжує хвильові процеси в поверхні поплавкового підвісу гіроскопічних сенсорів ГСП і при обертанні корпусу РН виникають моменти сил інерції Кориоліса $M_u^c(U_z), M_u^c(U_\varphi), M_u^c(W)$ (рис. 7):

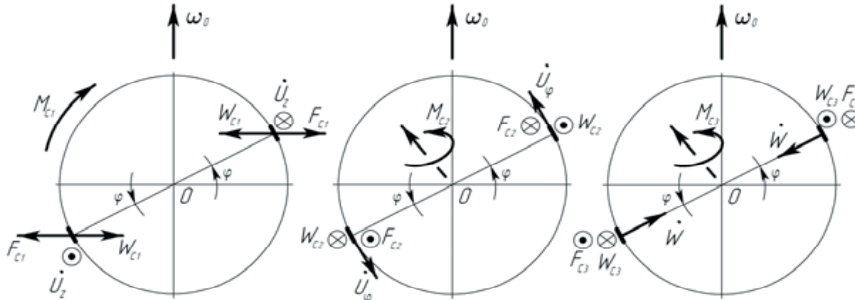


Рис. 7. Механізм виникнення моментів сил інерції Кориоліса на циркуляції ракети-носія

$$M_u^c(U_z) = \frac{8I\omega_0}{R} i\omega U_z; \tag{9}$$

$$M_u^c(U_\varphi) = \frac{8I\omega_0}{R} i\omega U_\varphi; \tag{10}$$

$$M_u^c(W) = \frac{1}{R} 4I\omega_0 \dot{W} \cos \varphi = 0; \tag{11}$$

де U_z, U_φ, W – пружні переміщення поверхні підвісу в напрямку його протяжності, в коловому напрямку та в площині шпангоута відповідно.

Ці моменти призведуть до додаткової прецесії рухомої частини, яка еквівалентна похибці вимірювань (рис. 8)

Тривісна хитавиця корпусу РН

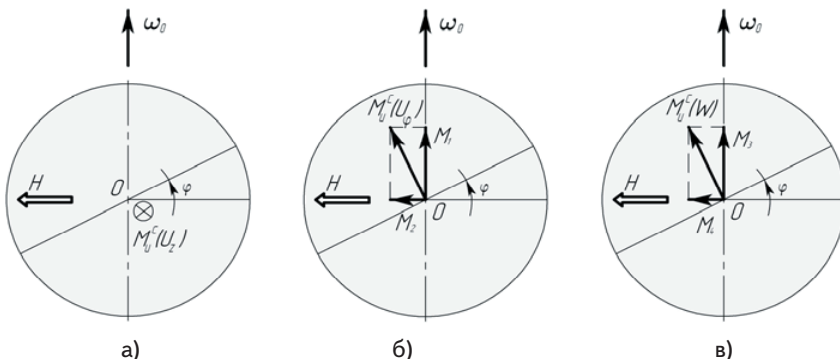


Рис. 8. Збурюючі моменти, породжені пружно-напруженим станом поплавкового підвісу гіроскопів

$W(t, z, \varphi)$ – пружні переміщення підвісу в площині шпангоута

Найбільш чутливими до кутового руху корпусу ракети-носія, як показує аналіз, постають пружні пе-

реміщення поверхні поплавкового підвісу сенсорів $W(t, z, \varphi)$ в площині шпангоута. Пружно-напружений стан підвісу взаємодіє з усіма складовими кутового руху РН і слугує появі збурюючих чинників (рис. 9):

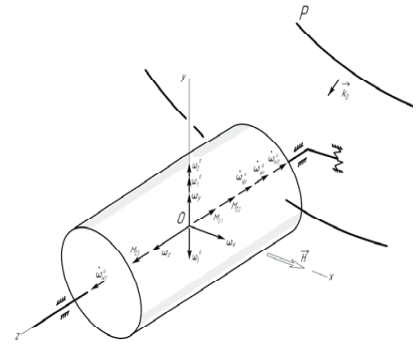


Рис. 9. Збурюючі чинники як результат дифракційних ефектів на імпедансній поверхні підвісу сенсорів ГСП

ω_x – сприяє виникненню кутового прискорення $(\dot{\omega}_W^a)_1$ рухомої частини навколо вихідної осі;

ω_y – породжує появу кутового прискорення $(\dot{\omega}_W^a)_2$;

ω_z – призводить до появи моменту-перешкоди $(M_z)_3$, що діє на вихідній осі підвісу:

$$(\dot{\omega}_W^a)_1 = \frac{8\omega_x I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}; \tag{12}$$

$$(\dot{\omega}_W^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}; \tag{13}$$

$$(M_z)_3 = \frac{4\pi}{R} \omega_z I_z i\omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z. \tag{14}$$

$U_z(t, z, \varphi), U_\varphi(t, z, \varphi)$ – пружні переміщення поверхні поплавка по його протяжності і вздовж паралелі

Вони взаємодіють тільки з двома складовими хитавиці – ω_x та ω_y і породжують моменти-перешкоди $(M_z)_1, (M_z)_2$ та кутові прискорення рухомої частини – $(\dot{\omega}_\varphi^a)_1, (\dot{\omega}_\varphi^a)_2$:

$$U_z(t, z, \varphi) \tag{15}$$

$$(M_z)_1 = \frac{4\pi}{R} \omega_x I_z i\omega_1 a_1^{(1)} z^2 \times (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z;$$

$$(M_z)_2 = \frac{4\pi}{R} \omega_y I_z i\omega_1 a_1^{(2)} z^2 \times (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z; \tag{16}$$

$$U_\varphi(t, z, \varphi) \tag{17}$$

$$(\dot{\omega}_\varphi^a)_1 = \frac{-8\omega_x I_z \omega_1^2 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR};$$

$$(\dot{\omega}_{\phi}^a)_{20} = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z}{3HR} \quad (18)$$

Слід зупинитися на з'ясуванні питання виникнення систематичних складових моментів-перешкод, як представляючих найбільший практичний інтерес.

Моменти-перешкоди $(M_z)_1$, $(M_z)_2$ та $(M_z)_3$ за умови співвідношення частоти хитавиці і акустичної вібрації, слугують виникненню пружно-напруженого стану підвісу, який сприймається гіроскопом як стала вхідна величина ω_{10}^a [13]:

$$\omega_{10}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c ; \quad (19)$$

$$\omega_{20}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \psi_0 \omega_c ; \quad (20)$$

$$\omega_{30}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z h i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \phi_0 \omega_c . \quad (21)$$

Повторюючи логіку досліджень, можна встановити умови появи систематичного кутового прискорення підвісу сенсорів навколо вихідних осей –

$$(\dot{\omega}_W^a)_{10} = \frac{4I_z h \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{3HR} \theta_0 \omega_c ; \quad (22)$$

$$(\dot{\omega}_W^a)_{20} = \frac{-4I_z h \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{3HR} \psi_0 \omega_c ; \quad (23)$$

$$(\dot{\omega}_{\phi}^a)_{10} = \frac{-4I_z h \omega_1^2 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{3HR} \theta_0 \omega_c ; \quad (24)$$

$$(\dot{\omega}_{\phi}^a)_{20} = \frac{-4I_z h \omega_1^2 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{3HR} \psi_0 \omega_c . \quad (25)$$

Наведені результати пояснюють природу виникнення додаткових похибок побудови системи координат

на літальному апараті внаслідок дифракційних ефектів з боку проникаючого акустичного випромінювання [14]. Іншими словами, в диференціальних рівняннях гіроскопа-сенсора треба враховувати моменти Ейлеревих сил інерції не обмежуючись тільки моментами переносних сил інерції. Саме моменти сил інерції Коріоліса дозволяють окреслити ступінь впливу виникаючих в підвісі нелінійних коливань в акустичних полях і через координатні функції поплавка дозволяють їх врахувати.

Висновки

Проведені наукові дослідження створюють теоретичне підґрунтя для наступних висновків:

1. Проникаюче акустичне випромінювання вище за 140 дБ може бути причиною появи побудови похибок систем координат на літальних апаратах в експлуатаційних умовах. Найбільшу небезпеку являє антисиметрична складова звукових хвиль.

2. Пружно-напружений стан сенсорів тривісної гіростабілізованої платформи породжує систематичні і періодичні складові похибок побудови системи координат, які слугують порушенню паспортних характеристик апаратури.

3. Найбільш простим шляхом боротьби із негативним впливом проникаючого під Головний Аеродинамічний Обтікач акустичного випромінювання постає сукупність пасивних методів звукоізоляції.

4. В умовах дослідного і серійного виробництва пілотажно-навігаційного обладнання літальних апаратів слід проводити стендові випробування бортової апаратури на дію акустичного випромінювання звукової частоти. Зокрема, коли йдеться про циклічне навантаження в умовах відкритих стартових позицій.

Література

1. Карачун, В.В. О влиянии избыточного давления на двухслойную преграду [Текст] / В.В. Карачун, В.С. Дидковский, О.Н. Юдин, А.В. Кузьменко // Вестн. Киев.политехн. ин-та. Приборостроение.- 1985. Вып.. 15 С.18-20.
2. Карачун, В.В. О влиянии звуковых возмущений на колебания многослойной пластины [Текст] / В.В. Карачун, В.С. Дидковский, А.В. Кузьменко // Пробл. прочности. – 1984. №9. С. 94-96.
3. Карачун, В.В. Колебания пористых пластин под действием акустических возмущений [Текст] / В.В. Карачун Прикл. механика -1986. –Т.22, №3. –С.43-46.
4. Карачун, В.В. О рассеянии энергии при колебаниях двухслойных пластин. [Текст]: Сб. науч. тр. / Нац. акад. наук Укр. - -Киев: ИПП АН Украины, 1985. – С.161-164.
5. Гусынин, В.П. Авиационно-космическая система “Пегас”. Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1996 г.г. Модификации, летные испытания и эксплуатация [Текст]./ В.П. Гусынин // Космічна наука і технологія. – 1998. – 4, № 5/6. – С. 148-155.
6. Анфимов, Н. А. Основные результаты предварительного рассмотрения проекта ”Долгосрочной программы совместных российско-украинских научных исследований и технологических экспериментов на РС МКС” [Текст]// Н. А. Анфимов, В. И. Лукьященко, М. В. Синельщиков и др. //Космічна наука і технологія, 2002. – 8, № 5/6. – С. 9 – 14.
7. Ягодкин, В. В. [Текст]: В. В Ягодкин, Г. А Хлебников: уч. пособие / Гироприборы баллистических ракет: - М.: Воениздат МО СССР, 1967. – 215с. – Библиогр.: с.212-213.
8. Черногор, Л.Ф. Физические процессы в околоземной среде [Текст] / Л.Ф. Черногор //Космічна наука і технологія. – 2003. – Т. 9. - № 2/3. – С. 13-33.
9. Назаров, Б.И. О погрешностях гиростабилизаторов [Текст]/ Б.И. Назаров// АН СССР, ОТН/ Техническая кибернетика, 1963. № 2. – С. 71-75.

10. Карачун, В.В. Задачі супроводу і маскуванню рухомих об'єктів [Текст]: / В.В. Карачун, В.М. Мельник; НТУУ "КПІ". – Київ: "Корнійчук", 2011. – 264 с. – Бібліогр.: с. 261-263. – ISBN 978-966-7599-61-4.
11. Пономарев, Е. А. Инфразвуковые волны в атмосфере Земли (обзор) [Текст] / Е. А. Пономарев, А. И. Ерущенков // Изв. вузов. Радиофизика. – 1977. – 20, №12. – С. 1773-1789.
12. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. [Текст] / А. И. Гудков, П.С. Лешаков; ЦАГИ. – М.: Машиностроение, 1968. – 327 с. – Библиогр. 325-327.
13. Карачун, В.В. Проникающее акустическое излучение как фактор перехода инерциальных чувствительных элементов ГСП в импедансные. Смешанная краевая задача [Текст] / В.В. Карачун, В.Н. Мельник // Космічна наука і технологія, 2011. – Т. 17. № 2. – С. 22-31.
14. Мельник, В.Н. Особенности циклического нагружения оболочек [Текст] / В.Н. Мельник // Авиационно-космическая техника и технология. - 2007. № 8(44). – С. 56-59.

УДК 621.945.9.11

РОЗРОБКА ПРИСТРОЮ ДЛЯ ПОЛІРУВАННЯ ПРОФІЛЮ ЛОПАТОК

О.Л. Кондратюк

Кандидат технічних наук, доцент*
Контактний тел.: (057) 733-78-26
E-mail: Kondr20071@i.ua

А.О. Скоркін

Аспірант, асистент*

*Кафедра металоріжучого обладнання і транспортних систем**

О.О. Литвинова

Кафедра інтегрованих технологій в машинобудуванні**
**Українська інженерно-педагогічна академія
вул. Університетська, 16, м. Харків, Україна, 61003

Розглянуто роботу пристрою для полірування криволінійних поверхонь безкопирним способом, що базується на гіроскопічних властивостях тіл, що швидко обертаються

Ключові слова: гіроскоп, копир, полірування

Рассмотрена работа устройства для полирования криволинейных поверхностей бескопирным способом, который базируется на гироскопических свойствах быстро вращающихся тел

Ключевые слова: гироскоп, копир, полирование

The work of the device for curved surfaces burnishing by means of carbonless method, which is based on the gyroscopic properties of rapidly rotated solids is considered

Keywords: gyroscope, copier, burnishing

1. Вступ

Полірування потрібне для досягнення встановлених в конструкції лопаток параметрів шорсткості. Полірування здійснюється процесом різання абразивними зернами або процесом електролітичного розчинення. За характером приводу різальних інструментів процеси полірування підрозділяються на механічне полірування і абразивно-рідинне. Обидва види полірування отримали поширення в авіаційній промисловості.

Полірування здійснюється завдяки віброуючому руху лопатки між нерухомими абразивними стрічками, що притискаються до оброблюваних поверхонь робочої частини з певною механічною напругою. Абра-

зивні стрічки переміщуються протяжним устаткуванням подачі.

Абразивно-рідинне полірування (гідрополірування) застосовують для глянування. Воно проводиться в спеціальних камерах. Лопатки закріплюються в пристосуванні, пов'язаному з шпинделем бабки так, щоб поверхні хвостової частини, що не піддаються обробці, ізолювалися; після цього лопаткам надається обертання. Через форсунку на поліровану поверхню подається повітряна суміш рідини з абразивними зернами. Час полірування визначається експериментально; установки є дорогими пристроями.

Полірування на механізованих установках застосовується досить широко в практиці, особливо для лопаток середньої довжини і більше. Тут для