УДК 629.7.054

В. М. Мельник, В. В. Карачун

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут»

ЗВУКОВИЙ БАР'ЄР І ВПЛИВ ПОТУЖНОЇ УДАРНОЇ *N*-ХВИЛІ НА ПРУЖНІ КОНСТРУКЦІЇ АПАРАТІВ КЛАСУ «ПОВІТРЯ-ПОВІТРЯ»

Наводяться результати аналізу виникнення похибок просторової орієнтації автономних засобів виявлення та класифікації рухомої цілі під час подолання звукового бар'єру. Обчислюється сталий дрейф платформи внаслідок пружної взаємодії рухомої частини поверхні сенсорів гіростабілізованої платформи з ударною хвилею.

ВСТУП

Літаки тактичної палубної авіації, стратегічної бомбардувальної авіації, керовані ракети ближнього повітряного бою класу «повітря-повітря», ракети класу «вода-повітря», які рухаються низькими траєкторіями, зенітні керовані ракети, балістичні та міжконтинентальні ракети, зенітні корабельні ракети С-300, крилаті ракети П-500 та інші реактивні апарати, зокрема безпілотні літальні апарати (автономні роботи), в режимі бойового чергування створюють аеродинамічний потік, який породжує звуковий удар. Хвилі стиснення, що відходять від передніх і задніх частин фюзеляжу, на певній відстані від літального апарата накладаються і породжують у цьому прошарку різкий стрибок тиску, щільності і температури, що називається ударною хвилею, або *N*-хвилею. Надлишковий тиск тут може у десять разів перевищувати тиск, породжений ревербераційними ефектами на відкритих стартових позиціях, або при запуску ракет із шахт.

Вивчення впливу проникного акустичного випромінювання на фюзеляж та на бортову апаратуру при старті має досить суттєві надбання і певну історію розвитку. Разом з тим наслідки дії *N*-хвилі на засоби автономного пошуку, позиціонування і класифікації рухомої цілі залишилися поза увагою дослідників і ще чекають свого

© В. М. МЕЛЬНИК, В. В. КАРАЧУН, 2012

різнобічного вивчення, осмислення природи явища і створення ефективних засобів боротьби з негативним її впливом.

Актуальність розглядуваної теми полягає в тому, що оптичні головки інфрачервоного самонаведення, гірокомпаси, гіротеодоліти та інші засоби автономного визначення цілі перебувають на орієнтованих у просторі гіростабілізованих платформах, які забезпечують побудову триортогональної системи координат на літальному апараті. Зрозуміло, що ця штучно збудована площина повинна мати мінімальні похибки, аби не призводити до ненадійного визначення рухомої цілі. Зрозуміло також і те, що підвищення точності власне засобів виявлення не вирішує проблеми.

Таким чином, тактико-технічні характеристики літальних апаратів на бойовому чергуванні можуть бути приведені до відповідності Паспортним вимогам шляхом нейтралізації негативного впливу потужної ударної *N*-хвилі під час подолання звукового бар'єру. Глибоке розуміння явища і запропоновані методи радикального зменшення його впливу дозволять забезпечити певність і надійність автономного визначення цілі як ключового аспекту для ефективної стрільби на ураження.

Робота авторів є певною мірою узагальненням творчого доробку наукової школи Київської політехніки, яка першою в країні розпочала вивчати вплив проникного акустичного випромінювання ракет-носіїв на прилади командно-вимірювальних комплексів РН. Засновником цієї школи і ідеологом магістральних напрямків вивчення явища слід вважати проф. М. А. Павловського — визначного ученого і державного діяча.

На відміну від вже відомого, зосереджено увага на вкрай небезпечному явищі, яке має місце при льотній експлуатації, — на подоланні звукового бар'єру і породженій ним потужній ударній *N*-хвилі. Надлишковий тиск при цьому може сягати 700 H/м² залежно від класу апаратів. Тобто, рівень надлишкового тиску перевищує умови старту на відкритих позиціях практично у десять разів. Таким чином, гіростабілізовані платформи із засобами інфрачервоного визначення цілі під час подолання звукового бар'єру будуть наражатися на дію нищівної ударної хвилі. Розглядається найбільш складна, тривимірна, модель дії N-хвилі на чутливі елементи гіростабілізованої платформи — інерціальні сенсори з рідинностатичним підвісом. Будуються розрахункові моделі, які дозволили окреслити механізм виникнення похибок стабілізації внаслідок пружнонапруженого стану сенсорів. Звертається увага на необхідність введення до диференціальних рівнянь сенсорів додатково ейлерових сил інерції, які містять пояснення виникненню «хибних» кутових швидкостей на вхідній осі і «хибних» прискорень — на вихідній осі сенсора.

На адекватність обраної ідеології побудови розрахункових моделей явища вказує дуже добре узгодження даних стендових напівнатурних випробувань з аналітичними обчисленнями.

Нарешті, важко залишити поза увагою обгрунтування появи сталої складової дрейфу платформи відносно осей стабілізації не тільки при синхронній хитавиці фюзеляжу, але і при асинхронній. Перший факт був відомий раніше, другий встановлено у нашій роботі і має місце тільки при дії потужної ударної *N*-хвилі.

Представлені результати обіймають не тільки широкий клас літальних апаратів, але і специфіку їхньої льотної експлуатації, включаючи повітряну дозаправку паливом. Для тактичної палубної авіації розглянуто багатоциклові навантаження потужною ударною хвилею, для ракет класу «повітря-повітря» та «вода-повітря» — одноциклове навантаження, точніше осенесиметричний пружний стан підвісу сенсорів гіростабілізованої платформи (ГСП) під дією антисиметричної складової.

На основі докладно розробленого аналітичного апарату дії плоскої хвилі надалі розглядається дифузне акустичне поле, більш відповідне реаліям натурних умов. Кількісний аналіз результатів на ПЕОМ надав можливість оцінити величини пружних переміщень поверхні підвісів сенсорів ГСП, їхні максимальні значення і форму збуреної поверхні (стаціонарна задача), а також провести порівняльний аналіз.

Розглянуто два конкретних режими льотної експлуатації літальних апаратів на бойовому чергуванні — пошук цілі та наведення на ціль. Перший містить аналіз похибок стабілізації платформи із засобами самонаведення, зокрема при циркуляції на траєкторії, другий — у режимі тривісної хитавиці, тобто узагальненого випадку кутового руху фюзеляжу (синхронний і асинхронний).

Аналізуючи координатні функції підвісу інерціальних сенсорів ГСП, ми пропонуємо перейти від поверхонь з нульовою гауссовою кривиною рухомої частини до поверхонь з ненульовою гауссовою кривиною у формі катеноїда. На нашу думку, це здемпфірує нелінійні коливання поверхні під дією N-хвилі, чим зменшить систематичну похибку і дрейф платформи. Слушність цього припущення цілковито підтвердилася систематична похибка дійшла практично до порогу чутливості. Безумовно, це буде сприяти і зменшенню дії на підвіс зон каустик.

Кінематичне збурення і ударна *N*-хвиля діють на інерціальні сенсори платформи із засобами виявлення рухомої цілі різними шляхами. Хитавиця проникає крізь опори, потужна ударна хвиля має просторовий характер і проникає через навколишнє середовище. Це примушує будувати розрахункові схеми у вигляді систем з розподіленими параметрами. Для подальшої зручності аналізу слід побудувати три координатні функції, забезпечивши виконання нульових граничних умов за допомогою коректувальних функцій Кравчука, що дозволить коректно



Рис. 1. Кінематична схема тривісної гіростабілізованої платформи

провести декомпозицію підвісу сенсора на оболонкову і плоску поверхні.

Наступною особливістю побудови розрахункових моделей є наявність в оболонковій частині носія кінетичного моменту. Таким чином, поверхня підвісу піддається примусовому руху у вигляді акустичної вібрації, що є відносним рухом, а хитавиця фюзеляжу спричиняє появу ейлерових сил інерції (сил інерції Коріоліса) і моментів сил інерції Коріоліса. Якісь їхні складові відтворять «хибну» кутову швидкість, інші, через гіроскопічні моменти, — «хибне» кутове прискорення. Завершується побудова моделі формуванням диференціального рівняння збуреного руху підвісу.

На нашу думку, цікавою в роботі є структурна єдність аналітичних досліджень і кількісного аналізу класичного колового підвісу і перспективного підвісу з ненульовою гауссовою кривиною.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДОСЛІДЖЕНЬ

Головна задача, яка вирішується гіростабілізованою платформою, окреслюється побудовою на літальному апараті триортогональної системи координат із відповідною прив'язкою та заданою точністю. Особливо важливі ці вимоги для розташованих на платформі оптико-волоконних приладів, гірокомпасів, гіротеодолітів, пристроїв нічного бачення, оптичних головок інфрачервоного наведення та інших навігаційних приладів і засобів пошуку цілі.

Гіростабілізовані платформи широко використовуються на рухомих об'єктах різних класів. Це ракети-носії, супутники, тактична палубна авіація, стратегічна бомбардувальна авіація, надводні і підводні човни, бойові машини, палубна артилерія та інші об'єкти, в тому числі засоби оборони.

У випадку, коли висуваються високі вимоги до точності побудови триортогональної системи координат, а масогабаритні обмеження не надто жорсткі, для побудови опорної системи використовують тривісну гіростабілізовану платформу. Вона дає змогу побудувати у просторі площину визначеної кутової орієнтації.

На відміну від двовісних, тут з'являється можливість створення площадки, яка не тільки запам'ятовує напрям її нормалі, але і зберігає нерухомими усі три координатні осі, які з нею пов'язані. Тривісний силовий гіростабілізатор має ряд суттєвих переваг перед індикаторними гіроскопами напрямку і гіровертикаллю. Так, задачу стабілізації може, наприклад, вирішувати система з двох вільних гіроскопів. Одна з них відсутність у показниках карданової і віражної похибок [9].

Тривісна стабілізована платформа, як відомо, має похибки побудови, обумовлені хитавицею основи [6, 7, 11, 12], а також такі, що вносяться безпосередньо системою стабілізації — тертям, пружністю, люфтами редукторів і т. п. [2]. Але в основному її вади обумовлено похибками двостепеневих гіроскопів, які виконують роль чутливих елементів ГСП [3, 8]. Як показують дослідження, окрім вже відомих збурювальних чинників, на гіроскопічні сенсори чинять вплив акустичні поля, особливо у вигляді акустичного удару, що незмінно має місце під час льотної експлуатації [16]. Їхня пружна взаємодія з механічними системами породжує пружно-напружений стан підвісу гіроскопа, що формує додаткові, акустичні похибки. Проаналізуємо це явище на прикладі ГСП з одним гіроскопічним чутливим елементом по кожній осі (рис. 1). Перевагою таких засобів можна вважати можливість використання їх не тільки в ролі вільної платформи, що зберігає незмінним заданий напрям відносно умовно нерухомих зірок (з точністю до власних похибок чутливих елементів), але і як коригованих.

Тривісна гіроскопічна платформа в умовах детермінованого або стохастичного кутового руху основи, як відомо, має власний дрейф відносно всіх трьох осей. Найбільш вагомими із збурювальних факторів слід вважати перехресні зв'язки по гіроскопічних моментах $H_1\beta_1\omega_y$, $H_2\beta_2\omega_x$, $H_3\beta_3\omega_y$, які виникають при відхиленні гіромоторів відносно осей підвісу. Разом з тим, окрім самостійного негативного впливу, кінематичне збурення спільно з пружними переміщеннями поверхні підвісу під дією ударної *N*-хвилі породжує додаткові похибки чутливих елементів ГСП.

Варто зазначити, що у тривісної платформи, навіть при відносно малих кутах повороту рухомої частини двостепеневих гіроскопів, завжди є взаємні зв'язки між каналами стабілізації, які іменуються перехресними. Їх можна поділити на чотири групи: перехресні зв'язки по гіроскопічному моменту, які вже були відзначені, перехресні зв'язки по куту прецесії, по моментах стабілізаційних двигунів, зв'язки, які залежать від співвідношення моментів інерції платформи відносно різних осей і моментів інерції гіромотора відносно відповідної осі.

Теоретично і експериментально підтверджено, що вплив перехресної кутової швидкості можна зменшити шляхом використання двороторних датчиків, гіроскопів з примусовим поверненням на нуль, а також шляхом використання датчиків з електричною пружиною. Усі ці методи мають як переваги, так і окремі недоліки.

Стендові дослідження переконливо доводять, що в акустичних полях ці методи не є ефективними засобами боротьби із впливом зовнішніх збурень. У кращому випадку вони усереднюють у часі прояв акустичного удару. Тому необхідно розробити і апробувати інші підходи для оптимізації роботи ГСП. Найбільш перспективними можна вважати перфоровані екрани, які пройшли натурні випробування у звукових полях високої інтенсивності (160—165 дБ) і дозволили знизити рівень проникного випромінювання до комфортного — менше за 115 дБ [15].

Підтверджено неприпустимість чисто формального підходу до аналізу похибок сенсорів простою суперпозицією від дії окремих збурювальних чинників. Доведено, наприклад, що при просторовій хвильовій дії на підвіс акустичного випромінювання високої інтенсивності механічні системи переходять в розряд імпедансних, і виникаючий пружно-напружений стан підвісу сприймається гіроскопом за корисний сигнал, хоча насправді він хибний. Пояснення природи цього явища базується на врахуванні одночасної дії не менш як двох факторів — наприклад, проникного акустичного випромінювання і кінематичного збурення, що діє на сенсор зі сторони фюзеляжу. Звідси і розрахункові моделі отримують особливості, обумовлені співвідношенням довжини півхвилі просторового збурення і габаритів елемента. Очевидною стає необхідність врахування також парусності, залишкової плавучості, зон каустик і т. п. [14].

УДАРНА *N*-ХВИЛЯ І ПОДОЛАННЯ ЗВУКОВОГО БАР'ЄРУ. ПОХИБКИ ТРИВІСНОЇ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ АВТОНОМНИХ ЗАСОБІВ ЗОВНІШНЬОГО ПОЗИЦІОНУВАННЯ РУХОМОЇ ЦІЛІ

Аналіз похибок інерціальних сенсорів ГСП на базі двостепеневого гіроскопа класу ДУСУ з рідинностатичним підвісом необхідно здійснювати з позицій одночасного впливу на гіроскоп двох збурювальних чинників — кінематичного (кутовий рух літальних апаратів) і силового (N-хвиля) (рис. 1, 2). Це не лише постійно наявні, але й найбільш типові чинники для цілого класу виробів — балістичних ракет, безпілотних літальних апаратів, дистанційно керованих літальних апаратів, дискокрилих апаратів, тактичної палубної авіації, стратегічної бомбардувальної авіації, ракет-носіїв різної модифікації і засобів базування.

Наголос на тезу одночасного вивчення двох зовнішніх чинників робиться через те, що силовий вплив проникного акустичного навантаження при звуковому ударі у вигляді *N*-хвилі перетворює підвіс гіроскопа з абсолютно твердого в імпедансну конструкцію, пружно податливу цьому впливу. Виникаючі внаслідок цього три-



вимірні хвильові процеси на основі, що хитається, породжують ейлерові сили інерції, які впливають на поплавковий підвіс у вигляді моментів сил інерції Коріоліса і є причиною додаткових похибок сенсорів.

Варто нагадати, що подолання звукового бар'єру створює рівень надлишкового тиску, який у 5—10 разів перевищує його значення при запуску літальних апаратів з відкритих стартових позицій [4, 13].

Природа появи додаткових похибок. Аналізуючи вплив дифракційних явищ на підвіс гіроскопа, обмежимося вивченням лише змішаної крайової задачі, тобто вивченням дифракційних явищ на імпедансній поверхні як такої, що представляє найбільший практичний інтерес. Результати напівнатурних стендових випробувань підтверджують слушність такого вибору. Поплавковий підвіс не є абсолютно м'яким (задача Діріхле), але і не має абсолютно жорсткої поверхні (задача Неймана). При акустичному тиску в 150 дБ і вище поверхня підвісу переходить з абсолютно твердої в розряд імпедансної, тобто такої, коли на поверхні під дією силового впливу з боку проникного випромінювання виникають пружні переміщення в трьох напрямках — вздовж протяжності поплавка (координата z), в коловому напрямку (по паралелі, координата ϕ) і у поперечному напрямку (у площині шпангоута, координата *W*).

До тих пір поки поверхня підвісу може вважатися абсолютно твердою, всі властивості поплавка визначаються одним параметром — моментом інерції. Звідси випливає і механізм опису похибки сенсорів.

Якщо ж поверхня стає імпедансною і здійснює вимушені пружні переміщення, тоді з огляду на інерціальні властивості гіроскопа пружнонапружений стан підвісу буде сприйматися сенсором як вхідна величина і породжуватиме додаткову похибку вимірювань у вигляді реакції на «хибну» кутову швидкість. Внаслідок того що поверхня поплавкового підвісу досить велика, інтегральна похибка буде сягати значних вели-

Рис. 2. Вплив пружно-напруженого стану інерціальних сенсорів на похибки гіростабілізованої платформи при льотній експлуатації ($a, \, \delta, \, s -$ гіроскопи $\mathbf{H}_1, \, \mathbf{H}_2, \, \mathbf{H}_3$)

чин. При цьому найбільш небезпечними є не стільки періодичні її складові, скільки систематичні компоненти.

Вивчення явища підтвердило ту тезу, що небажані не стільки пружні переміщення поверхні підвісу, скільки сукупна одночасна дія на прилад кінематичного збурення з боку корпуса літального апарата у вигляді його кутового переміщення і пружних переміщень поверхні підвісу під впливом акустичного випромінювання, яке пройшло, і викликаних ним дифракційних ефектів. Має насторожувати і той факт, що рідинностатичний підвіс є прекрасним транслятором звукових хвиль і жодним чином не сприяє розсіюванню енергії поля, що пройшло. В результаті поплавковий підвіс за цих умов не забезпечує повну надійність бортової апаратури при експлуатаційному використанні літальних апаратів різного класу.

Варто звернути увагу ще на одну небезпеку для приладів інерціальної навігації — багатоциклове навантаження, що має місце, наприклад, в літальних апаратах тривалої дії. Акустична похибка поплавкового інтегрувального гіроскопа в даному випадку буде інтегруватися і зможе привести до виникнення нештатних ситуацій, особливо якщо ці прилади є чутливими елементами тривісної гіростабілізованої платформи оптикоелектронної апаратури, оптичних головок інфрачервоного самонаведення, гірокомпасів і гіротеодолітов.

Все сказане вище наводить на думку, що в акустичних полях розрахункові моделі гіроскопів вимагають критичного і всебічного переосмислення. Перш за все, підвіс слід розглядати як систему з розподіленими, або дискретно-неперервними, параметрами [1]. Крім того, необхідно обов'язково враховувати незмінно наявну хитавицю фюзеляжу. До речі, такий підхід повною мірою відповідає натурним реаліям.

Таким чином, відправною точкою при побудові розрахункових моделей слід вважати сумірність протяжності підвісу гіроскопа з половиною довжини хвилі проникного акустичного випромінювання.

Циклічно деформований стан (k \geq 2). Відповідно до наведеної схеми дії *N*-хвилі при подоланні звукового бар'єру літальними апаратами класу

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2012. Т. 18. № 5

«повітря-повітря» ближнього повітряного бою повний імпульс надлишкового тиску

$$I = \int_{0}^{\infty} P dt = -\rho \int_{0}^{\infty} \frac{\partial \Phi}{\partial r} dt$$

можна вважати скінченним за величиною за весь час тривалості звукового удару [5, 10].

Приймемо звуковий тиск у падаючій хвилі рівним

$$P_1 = P_{10} \exp\{i[\omega t - \mathbf{k}_0 \mathbf{R}_0(z, \varphi)]\}$$
(1)

(рис. 1), де P_{10} — тиск у падаючій хвилі, $\mathbf{k}_0 = \mathbf{n}/c$ — хвильовий вектор, c — швидкість звуку, \mathbf{n} — одиничний вектор напрямку поширення хвилі, \mathbf{R}_0 — радіус-вектор точки поверхні поплавкового підвісу. Тоді звуковий тиск у падаючій, відбитій і пройдешній хвилях буде описуватися співвідношеннями

$$P_1 = P_{10} \exp\{i[\omega t - k_0 (R\cos\varphi\cos\varepsilon_1 - R\sin\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2 - z\sin\varepsilon_1\sin\varepsilon_2)]\}, \qquad (2)$$

$$P_2 = P_{20} \exp\{i[\omega t - k_0 (R\cos\varphi\cos\varepsilon_1 - R\cos\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2 - z\sin\varepsilon_1\sin\varepsilon_2)]\}, \qquad (3)$$

$$P_{3} = P_{30} \exp\{i[\omega t - k_{0}(R\cos\varphi\cos\varepsilon_{1} - R\cos\varphi\sin\varepsilon_{1}\cos\varepsilon_{2} - z\sin\varepsilon_{1}\sin\varepsilon_{2})]\}.$$
 (4)

Зовнішній динамічний вплив на поплавок в осьовому, коловому та поперечному напрямках описується співвідношеннями

$$q_{1k}(t,z,\phi) = \frac{1}{2} \sum_{k=2}^{\infty} P_{10k} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)\}\cos k\varphi +$

+ $(1+B-A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k}z\sin\varepsilon_1\sin\varepsilon_2)\}\sin k\varphi$],

$$q_{2k}(t,z,\phi) = \frac{1}{2} \sum_{k=2}^{\infty} P_{10k} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k}R\sin\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2)\}\cos k\varphi + (1+B-A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k}R\sin\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2)\}\sin k\varphi],$

$$q_{3k}(t,z,\phi) = \frac{1}{2} \sum_{k=2}^{\infty} P_{10k} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k}R\cos\varphi\cos\varepsilon_1)\}\cos k\varphi +$ $+(1+B-A)\exp\{i(\omega_k t + k_{0k}R\cos\varphi\cos\varepsilon_1)\}\sin k\varphi],$ а координатні функції підвісу будуть мати вигляд

$$U_{z} = \sum_{k=2}^{\infty} [a_{k}^{(1)}(t)z^{2}(1-z)^{2}\cos k\varphi\cos z + +a_{k}^{(2)}(t)z^{2}(1-z)^{2}\sin k\varphi\sin z],$$

$$U_{\varphi} = \sum_{k=2}^{\infty} [b_{k}^{(1)}(t)z^{2}(1-z)^{2}\sin k\varphi\cos z + +b_{k}^{(2)}(t)z^{2}(1-z)^{2}\cos k\varphi\sin z],$$

$$W = \sum_{k=2}^{\infty} [c_{k}^{(1)}(t)z^{4}(1-z)^{4}\cos k\varphi\cos z + +c_{k}^{(2)}(t)z^{4}(1-z)^{4}\sin k\varphi\sin z],$$

де $a_k^{(s)}, b_k^{(s)}, c_k^{(s)}$ (s = 1,2) — шукані коефіцієнти.

Осенесиметричний деформований стан (k = 1). В цьому випадку збурення мають вигляд

$$q_{11}(t,z,\phi) = \frac{1}{2} P_{10} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_1t+k_{01}z\sin\varepsilon_1\sin\varepsilon_2)\}\cos k\varphi +$

+(1+B-A)exp{ $i(\omega_1 t + k_{01} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)$ }sin $k \varphi$],

$$q_{21}(t,z,\phi) = \frac{1}{2}P_{10} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_2 t + k_{02}R\sin\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2)\}\cos k\varphi + + (1+B-A)\exp\{i(\omega_2 t + k_{02}R\sin\varphi\sin\varepsilon_1\cos\varepsilon_2)\}\sin k\varphi],$

$$q_{31}(t,z,\phi) = \frac{1}{2} P_{10} \times$$

 $\times [(1+B+A)\exp\{i(\omega_3 t + k_{03}R\cos\varphi\cos\varepsilon_1)\}\cos k\varphi +$

+(1+B-A)exp{ $i(\omega_3 t + k_{03}R\cos\varphi\cos\varepsilon_1)$ }sin $k\varphi$],

а координатні функції — вигляд

$$U_z(t,z,\varphi) = z^2 (1-z)^2 \times$$

 $\times \exp(i\omega_1 t)(a_1^{(1)}\cos\varphi\cos z + a_1^{(2)}\sin\varphi\sin z),$

 $U\varphi(t,z,\varphi) = z^2(1-z)^2 \times$

 $\times \exp(i\omega_{\rm l}t)(b_{\rm l}^{(1)}\sin\varphi\cos z + b_{\rm l}^{(2)}\cos\varphi\sin z),$

$$W(t, z, \varphi) = z^4 (1-z)^4 \times \exp(i\omega_1 t) (c_1^{(1)} \cos\varphi \cos z + c_1^{(2)} \sin\varphi \sin z)$$

Розкриття природи явища досить переконливо пояснюється на прикладі нестаціонарної задачі взаємодії. В рамках тривимірної моделі приймаємо, що внаслідок дифракційних явищ на імпедансній поверхні підвісу гіроскопа елементи оболонкової частини здійснюють пружні переміщення вздовж поплавка, у коловому напрямку і у поперечній площині з відносними швидкостями (рис. 3)

$$\dot{U}_{z}(t,z,\varphi) = i\omega z^{2}(1-z)^{2} \times$$

$$\times \exp(i\omega_{1}t)(a_{1}^{(1)}\cos\varphi\cos z + a_{1}^{(2)}\sin\varphi\sin z) = i\omega U_{z},$$

$$\dot{U}_{\varphi}(t,z,\varphi) = i\omega z^{2}(1-z)^{2} \times$$

$$\times \exp(i\omega_{1}t)(b_{1}^{(1)}\sin\varphi\cos z + b_{1}^{(2)}\cos\varphi\sin z) = i\omega U_{\varphi},$$

$$\dot{W}(t,z,\varphi) = i\omega z^{4}(1-z)^{4} \times$$

$$\times \exp(i\omega_{1}t)(c_{1}^{(1)}\cos\varphi\cos z + c_{1}^{(2)}\sin\varphi\sin z) = i\omega W.$$

Виділивши у площині шпангоута два елементарних об'єми $\partial z \partial \varphi \partial W$, що мають масу ∂m , побудуємо схему виникнення ейлерових сил інерції, конкретніше сил інерції Коріоліса, для двох режимів літальних апаратів — циркуляції з кутовою швидкістю ω_0 і тривісної хитавиці фюзеляжу.

Ударну хвилю можна розглядати як тонкий перехідний прошарок, який поширюється з надзвуковою швидкістю, і в якому має місце стрімке збільшення щільності середовища, його тиску та температури (рис. 4).

Час т для різного класу літальних апаратів складає 1—30 мс. Середнє його значення орієнтовно можна прийняти рівним 10 мс. Час Δt складає 100—400 мс і пропорційний до довжини ЛА. Від висоти польоту, як правило, він майже не залежить. Звуковий удар у деяких випадках може сприйматися як подвійний.

При горизонтальному польоті з крейсерською швидкістю величина ΔP_{max} залежить від висоти польоту, геометрії фюзеляжу і числа Маха. Так, для літака «Конкорд» $\Delta P_{\text{max}} = 180 \text{ H/m}^2$ при зльоті, $\Delta P_{\text{max}} = 120 \text{ H/m}^2$ при польоті на постійній висоті, $\Delta P_{\text{max}} = 100 \text{ H/m}^2$ при посадці. Наявність фокусування підвищує рівень ΔP_{max} до 300—750 Н/м². Наприклад, бомбардувальник В2707-300 (USA) з максимальною зльотною ма-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2012. Т. 18. № 5

>

сою в 341 т створює звуковий удар у 150, 100 і 60 H/M^2 відповідно. За наявності фокусування величина ΔP_{max} може сягати 300—750 H/M^2 .

Для літальних апаратів різного класу означені характеристики мають орієнтовний характер, бо на теперішній час немає задовільної методики їхнього визначення. Очевидно, що пояснення цьому факту міститься у відсутності в розрахункових моделях суттєвих фізико-механічних характеристик середовища, таких як підвищення густини повітря у момент виникнення та поширення стрибка ущільнення, наявність турбулентності в нижніх шарах атмосфери, ефект фокусування, який проявляється внаслідок перепаду температур і швидкості вітру, а також деяких інших другорядних чинників.

Кутовий рух літальних апаратів. Зв'яжемо з корпусом систему координат $Ox_1y_1z_1$, причому вісь Ox_1 направимо вздовж його поздовжньої осі, а осі Oy_1 і Oz_1 розташуємо у площині шпангоута (рис. 5).

За опорну систему координат оберемо трійку осей, пов'язаних із Землею: вісь $O\zeta$ направимо вертикально вниз, вісь $O\xi$ розташуємо у горизонтальній площині, наприклад сполучимо з лінією заданого курсу, третю вісь $O\eta$ направимо перпендикулярно до перших двох.

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

За кут Ейлера оберемо кут повороту навколо вертикалі горизонтальної координатної площини $O\xi_{\eta}$ до збігу її з осями $O\xi_{1}\eta_{1}$. Цей кут назвемо кутом рискання φ .

Кут повороту навколо лінії вузлів координатної площини $\xi_1 O \zeta$ до збігу осі $O \xi_1$ з поздовжньою віссю Ox ракети-носія назвемо кутом тангажу і позначимо літерою ψ . У цьому випадку вісь $O \zeta$ займе положення $O \zeta_1$ у площині шпангоута.

Нарешті, кут повороту площини $\eta_l O \zeta_1$ навколо поздовжньої осі Ox ракети назвемо кутом крену і позначимо літерою θ .



Рис. 3. Складний рух поверхні підвісу гіроскопа



Рис. 4. Схематичне зображення ударної хвилі: Δp — надлишковий тиск; Δt (тривалість звукового удару) — інтервал часу від початку удару до другого стрибка тиску, τ — час наростання тиску, Δp_{max} — максимальний надлишковий тиск



Рис. 5. Схема кутів Ейлера



Відповідно до прийнятої послідовності поворотів, кутові швидкості будуть напрямлені по вертикалі ($\dot{\phi}$), по лінії вузлів ($\dot{\psi}$) і вздовж осі РН ($\dot{\theta}$) (рис. 5).

У тому випадку, коли апарат стартує з нерухомої основи, тобто осі $O\xi\eta\zeta$ нерухомі, проекції кутової швидкості на осі $Ox_1y_1z_1$, що пов'язані з корпусом ракети, дорівнюють:

> $\omega_{x_1} = \dot{\theta} - \dot{\phi}\sin\psi,$ $\omega_{y_1} = \dot{\phi}\sin\theta\cos\psi + \dot{\psi}\cos\theta,$ $\omega_{z_2} = \dot{\phi}\cos\theta\cos\psi - \dot{\psi}\sin\theta.$

Проекції кутової швидкості на осі Oxyz, пов'язані з поплавковим підвісом для трьох гіроскопів H_1 , H_2 , H_3 (рис. 2), мають вигляд:

для першого гіроскопа —

$$\begin{split} \omega_x &= \omega_{x_1} \cos \beta_1 + \omega_{y_1} \sin \beta_1, \\ \omega_y &= -\omega_{x_1} \sin \beta_1 + \omega_{y_1} \cos \beta_1, \\ \omega_z &= \omega_{z_1} - \dot{\beta}_1, \\ для другого - \\ \omega_x &= \omega_{x_1} \cos \beta_2 + \omega_{y_1} \sin \beta_2, \\ \omega_y &= -\omega_{x_1} \sin \beta_2 + \omega_{y_1} \cos \beta_2, \end{split}$$

 $\omega_z = \omega_{z_1} + \dot{\beta}_2,$

для третього —

$$\omega_x = \omega_{x_1} + \dot{\beta}_3,$$

$$\omega_y = \omega_{y_1} \cos\beta_3 + \omega_{z_1} \sin\beta_3,$$

$$\omega_z = -\omega_{y_1} \sin\beta_3 + \omega_{z_1} \cos\beta_3,$$

причому $\theta = \theta(t), \psi = \psi(t), \phi = \phi(t)$.

Якщо ж старт здійснюється з орбітального ступеня або з платформи мобільного базування, слід його кутову швидкість спершу розкласти по осях $O\xi\eta\zeta$. Це стосується і кутової швидкості добового обертання Землі.

Надалі будемо вважати кут $\theta(t)$, а також похідні у часі $\dot{\theta}(t)$ і $\dot{\phi}(t)$ малими величинами. Кутову швидкість $\dot{\psi}$ подамо у вигляді

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

де ω_0 — постійна величина, яка вимірюється диференційним гіроскопом, наприклад, при виконанні РН передбаченого польотним завданням маневрування у вертикальній площині, тобто за кутом тангажу $\psi(t)$, а $\omega_{y_1} < \omega_0$ — мале збурення цієї кутової швидкості. Такий режим має місце, зокрема, при русі апарата за програмною траєкторією в режимі пошуку цілі.

Проникне акустичне випромінювання під час подолання звукового бар'єру. Схему дії звукових хвиль наведемо у вигляді, зображеному на рис. 6. Звуковий тиск у падаючій хвилі описується виразом (1).

З урахуванням прийнятих на схемі позначень, приймаючи також для простоти рівними за величиною кути падіння, відбиття і проходження хвиль, звуковий тиск можна записати виразами (2)—(4).

Числовий аналіз показує, що систематичні похибки сенсора становлять 0.24 град/с на частоті хитавиці ЛА 300 Гц, 0.35 град/с на частоті 500 Гц (рис. 7, *a*), -0.38 град/с на частоті 600 Гц, -0.48 град/с на частоті 800 Гц і -0.39 град/с на частоті 960 Гц. При стендових випробуваннях промислових зразків ДУСУ отримано значення 0.24, 0.31, -0.6 і -0.13 град/с відповідно (рис. 7, *б*).

Таким чином, за результатами стендових випробувань максимальні значення похибки поплавкового гіроскопа мають місце на частотах акустичного випромінювання 300, 500, 700, 800, 960 Гц. Чисельний аналіз виявив максимальні

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2012. Т. 18. № 5



Рис. 7. Похибка ДУСУ в акустичному полі: a — розрахункова, при синхронній хитавиці, δ — розрахункова, при асинхронній хитавиці ($v_1 = 0.3 \text{ c}^{-1}$, $v_2 = 0.4 \text{ c}^{-1}$, $v_3 = 0.5 \text{ c}^{-1}$), e — стендова, в акустичній камері. Штрихова лінія — поріг чутливості сенсора

значення похибок сенсора для умов експерименту також на частотах 300, 500, 800 Гц, причому вони практично збіглися не лише за величиною, а й за знаком.

Деякі невідповідності мають місце на частотах 700 і 960 Гц. Стендові випробування на частоті 700 Гц виявляють похибку сенсора —0.27 град/с, а теоретичні — похибку —0.35 град/с на частоті 580 Гц, тобто лівіше по осі частот. Різниця становить 0.08 град/с. При порозі чутливості 0.09 град/с нею можна знехтувати. Стендові випробування на частоті 960 Гц показують похибку —0.14 град/с, а теоретичні — похибку —0.38 град/с.

Ці невідповідності цілком припустимі і мають досить переконливе пояснення. На стенді прилад розташовується на пружних розтяжках, які завдяки великому коефіцієнту поглинання нейтралізують вплив стін і підлоги на прилад, з одного боку, з іншого — розтяжки формують полігармонічну хитавицю приладу, в той час як теоретичні розрахунки припускають наявність синхронної чи асинхронної хитавиці фюзеляжу.

Має місце ефект вибірковості кутовим рухом корпусу ЛА частот, що генеруються акустичним випромінюванням, коливань поверхні поплавкового підвісу, що породжує пружно-напружений стан підвісу гіроскопа і, як наслідок, сприяє появі «хибної» кутової швидкості на вхідній осі і «хибного» кутового прискорення на вихідній осі та призводить до більш насиченого спектру похибки вздовж осі частот. Числовий аналіз через фіксування синхронної або асинхронної хитавиці корпусу, природно, збіднив спектр похибки. Разом з тим збіг максимальних значень похибок на стенді і в розрахунках переконливо підтвердився.

В результаті відносно осей стабілізації платформа буде здійснювати не тільки коливальний рух, а й матиме додатковий систематичний дрейф, обумовлений дифракцією ударної *N*-хвилі на підвісі чутливих елементів — двостепеневих гіроскопів (рис. 8).

Нарешті, тривимірна розрахункова модель не враховувала нелінійних коливань торців підвісу в акустичному полі. Вважалось, що оболонкова частина більшою мірою схильна до дії проникного випромінювання і є найбільш вразливою. На торцях же поплавка є деталі, які цей вплив суттєво послаблять, — сильфон, давач моментів, упори і т. п.

Цілком зрозуміло, що подальше уточнення розрахункової моделі створить умови для аналізу впливу особливостей резонансного типу в рідиннофазній частині підвісу, характеру розсіювання енергії акустичного випромінювання в елементній базі, причин виникнення зон каустик, а також прояви інших чинників. Нарешті, дозволить вибрати технічні рішення для усунення впливу цих збурень на похибку приладу.

Тривимірна модель дозволила переконливо довести необхідність врахування пружних переміщень вздовж протяжності підвісу на тій підста-



ві, що вони вносять свою частку у формування *хибної* кутової швидкості і, як наслідок, слугують появі похибки двостепеневого гіроскопа в акустичних полях. Тому, незважаючи на значно менше їхнє значення у порівнянні з двома іншими координатами, треба все ж брати цей факт до уваги, не довіряючи повністю двовимірній моделі.

Підвіс з ненульовою гауссовою кривиною — катеноїд. Тривимірна задача. Підвіс поплавкового двостепеневого гіроскопа у вигляді класичного колового циліндра має той очевидний недолік, що у площині шпангоута радіальні переміщення поверхні під дією акустичної хвилі істотно перевищують величини пружних переміщень у двох інших напрямках — в коловому (по паралелі) і у напрямку твірної. У дифузному полі чітко проявляється факт меншого значення жорсткості твірної у напрямку радіуса оболонки і, як наслідок, її велика податливість дії акустичного випромінювання.

Виходом з даної ситуації може бути перехід до ненульової гауссової кривини підвісу, наприклад у вигляді катеноїда. Зберігши ту ж робочу формулу для обчислення похибок гіроскопа, замінимо величину радіуса циліндра на величину

$R = R_0 - \delta \sin \pi z$,

де R_0 — радіус циліндра з нульовою гауссовою кривиною, δ — прогин твірної у середньому шпангоуті, *z* — безрозмірна координата протяжності підвісу. Для конкретності приймемо δ = 2 мм, R_0 = 15 мм.

Систематичну похибку вимірювань під дією *N*-хвилі представлено на рис. 9. Порівняльний аналіз дозволяє стверджувати очевидне: амплітуди максимальних значень суттєво зменшилися.

Систематичні похибки становлять 0.2 град/с на частоті f = 300 Гц і 0.17 град/с (проти 0.12 град/с) на частоті f = 600 Гц. Систематичні похибки 0.35 град/с на частоті 500 Гц, 0.15 град/с на частоті 550 Гц і 0.2 град/с на частоті 780 Гц зникли повністю.

Далі, при нульовій гауссовій кривині на частотах 580, 760 і 940 Гц систематичні похибки становили –0.35, –0.46 і –0.40 град/с відповідно. Перехід до ненульової гауссової кривини дозволив повністю усунути систематичну похибку на частоті 580 Гц, а на частоті 760 Гц — зменшити до –0.32 град/с і змістити вліво на частоту 720 Гц. На частоті 940 Гц похибка зменшилась до –0.36 град/с і змістилась вліво до частоти 930 Гц.

На частоті 300 Гц виявлено похибку -0.28 град/с.

Звертає на себе увагу той факт, що насиченість величини $\Delta \omega$ істотно знизилася.

ВИСНОВКИ

Представлені результати присвячені актуальній проблемі — підвищенню вірогідності, надійності і точності визначення і класифікації рухомої цілі автономними засобами літальних апаратів, що перебувають на бойовому чергуванні.

Звертається увага на невідповідність паспортним вимогам гіростабілізованих платформ із засобами інфрачервоного самонаведення в жорстких умовах дії потужної ударної *N*-хвилі при подоланні звукового бар'єру.

Пояснюється природа явища при льотній експлуатації в режимах пошуку рухомої цілі і наведенні на ціль. Звертається увага на перспективність використання у механічних системах інерціальних сенсорів стабілізованих платформ підвісів з ненульовою гауссовою кривиною.

Результати досліджень охоплюють особливості стартових позицій і функціонування на бойовому чергуванні літальних апаратів різного класу і засобів базування і можуть бути надійним науковим підгрунтям вдосконалення бойової техніки.

- Бабаев А. Э., Кубенко В. Д. Механика композитных материалов и элементов конструкций: В 3 т. — Киев: Наук. думка, 1983. — Т. 2: Взаимодействие нестационарных волн с оболочками. — 275 с.
- Бесекерский В. А., Фабрикант Е. Н. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. — Л.: Судостроение, 1968. — 478 с.
- 3. *Будняцкий И. М., Лунц Я. Л.* К обратной задаче теории гиростабилизаторов // Изв. вузов. Приборостроение. 1966. **9**, № 6. С. 41—45.
- 4. *Губкин К. Е.* Распространение взрывных волн // Механика в СССР за 50 лет. М.: Наука, 1970. Т. 2. Механика жидкости и газа. С. 269—311.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2012. Т. 18. № 5

- 5. *Гузь А. Н., Махорт Ф. Г., Гуща О. И.* Введение в акустоупругость. Киев: Наук. думка, 1977. 151 с:
- Зиненко В. А. О систематических уходах трехосной гироскопической платформы, вызванных ее угловыми колебаниями // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. — 1964. — № 3. — С. 75—78.
- 7. Карачун В. В., Лозовик В. Г. О влиянии акустического излучения на динамику чувствительных элементов гиростабилизированных платформ // Космічна наука і технологія. — 1995. — 1, № 2—6. — С. 72—75.
- 8. *Карачун В. В., Лозовик В. Г., Мельник В. Н.* Дифракция звуковых волн на подвесе гироскопа. Киев: «Корнейчук», 2000. 176 с.
- Крылов А. Н., Крутков Ю. А. Общая теория гироскопов и некоторых технических их применений. — Л.: Изд-во АН СССР, 1932. — 134 с.
- Новожилов В. В. О перемещении абсолютно твердого тела под действием акустической волны давления // Прикл. матем. и мех. — 1959. — 23, вып. 4. — С. 794— 797.
- 11. Павлов В. А. Теория гироскопа и гироскопических приборов. Л.: Судостроение, 1964. 314 с.
- 12. *Пельпор Д. С.* Гироскопические приборы и автопилоты. — М.: Машиностроение, 1964. — 531 с.
- Пономарев Е. А., Ерущенков А. И. Инфразвуковые волны в атмосфере Земли (обзор) // Изв. вузов. Радиофизика. — 1977. — 20, № 12. — С. 1773—1789.
- 14. *Шендеров Е. Л.* Волновые задачи гидроакустики. Л.: Судостроение, 1972. 352 с.
- Karachun V. V. Vibration of porous. Plates under the action of acoustic // Sov. applied mechanics. — 1987. — 22, N 3. — P. 236—238.
- Potapova E. R., Karachun V. V., Melnik V. N. Problems of acoustic elasticity of carriers' board equipment // The fifth Sino — Russian — Ukrain symposium on space science and technology Held Jointly the first international forum on astronautics. 6–9 June, 2000. — Harbin. P. R. China: Harbin Institute of Technology, 2000. – P. 350– 355.

Надійшла до редакції 16.07.12

V. N. Mel'nick, V. V. Karachun

VOICE BARRIER AND INFLUENCE OF A POWERFUL SHOCK N-WAVE ON RESILIENT CONSTRUCTIONS OF «AIR-TO-AIR» TYPE VEHICLES

We present some results of our analysis of the error origin in the case of spatial orientation of autonomous facilities for exposure and classification of moving-target during overcoming the voice barrier. The permanent drift of the platform is calculated as a result of the resilient interaction of the movable part of the gyrostabilized platform touch-control surface with a shock wave.