

**УДК 636.631.223.018**

**Мельник Вікторія Миколаївна**

доктор технічних наук, професор,

завідувач кафедри біотехніки та інженерії

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

**Мельник Виктория Николаевна**

доктор технических наук, профессор,

заведующий кафедрой биотехники и инженерии

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского»

**Mel'nick V.**

doctor of technical sciences, professor,

Head of the Department of bioengineering and biotechnics

National Technical University of Ukraine

«Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute»

**ЗНИЖЕННЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ РИЗИКІВ СУБОРБІТАЛЬНОГО І  
АТМОСФЕРНОГО ЕКСПЛУАТАЦІЙНОГО ВИКОРИСТАННЯ  
КЕРОВАНИХ І БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

**СНИЖЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РИСКОВ  
СУБОРБИТАЛЬНОГО И АТМОСФЕРНОГО  
ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УПРАВЛЯЕМЫХ И  
БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**REDUCTION OF TECHNOLOGICAL RISKS OF SUBORBITAL AND  
ATMOSPHERIC OPERATING USE OF CONTROLLED AND  
UNBREAKABLE FLIGHTING DEVICES**

**Анотація:** Розкритий механізм появи акустичної похибки інерціального сенсора з поплавковим рідинностатичним підвісом. Побудовані розрахункові схеми пружної взаємодії механічних систем поліагрегатної структури навігаційного обладнання гіперзвукових технологій. Виконаний аналіз і з'ясована природа дифракційних явищ проникаючого акустичного випромінювання на бортову апаратуру льотних виробів в експлуатійних умовах. Розглянуто два режими – загальний випадок дії звукової хвилі в ревербераційному просторі акустичного середовища та критичний випадок прояву особливостей резонансного типу у вигляді хвильового співпадання (геометричний резонанс).

**Ключові слова:** гіперзвукові технології, інерціальні сенсори, проникаюче акустичне випромінювання, імпедансна фаза, похибка.

**Аннотация:** Раскрыт механизм появления акустической погрешности инерциального сенсора с поплавковым жидкостатическим подвесом. Построены расчетные схемы упругого взаимодействия механических систем полиагрегатной структуры навигационного оборудования гиперзвуковых технологий. Проведен анализ и выяснена природа дифракционных явлений проникающего акустического излучения на бортовую аппаратуру летных изделий в эксплуатационных условиях. Рассмотрено два режима - общий случай влияния звуковой волны в реверберационном пространстве акустической среды и критический случай проявления особенностей резонансного типа в виде волнового совпадения (геометрический резонанс).

**Ключевые слова:** гиперзвуковые технологии, инерциальные сенсоры, проникающее акустическое излучение, импедансная фаза, погрешность.

**Summary:** The mechanism of appearance of acoustic error of inercial'nogo touch-control is exposed with float zhidkostaticheskim podvesom. Built calculation charts of resilient co-operation of the mechanical systems of multiaggregate structure of navigation equipment of hypersound technologies.

*An analysis is conducted and nature of the diffraction phenomena of penetrating acoustic radiation is found out on the airborne equipment of flying wares in exploitation terms. Two modes are considered is a general case of influence of sound-wave in reverberation space of acoustic environment and critical case of display of features of resonant type as a wave coinciding (geometrical resonance).*

**Keywords:** *hypersonic technology, inertial sensors, penetrating acoustic radiation impedance, phase error.*

## **Вступ**

Гіперзвукові технології за останній час набирають ходи. Клуб володарів гіперзвукових технологій поки що налічує 4 країни: США, Росія, Китай, Індія.

Гіперзвукові засоби нападу та зовнішньої розвідки мають ту незаперечну перевагу, що їх швидкість може сягати до 20 М. Таким чином, за одну годину гіперзвуковий носій може доставити боєголовку до будь якої структури, в тому числі ядерну, до будь якої точки Земної кулі (рис. 1). І, найголовніше, що при рухові у 10 М гіперзвукові засоби непідвладні виявленню і знищенню сучасними засобами протиповітряної оборони. США і Китай тестують літаки-шпигуни SS-62 і SS-72. Росія і Індія випробовували ракету BRACHMOS (рис. 2) і тестують на теперішній час її модифікацію BRACHMOS-2, яка досягла швидкості 10,4 М.

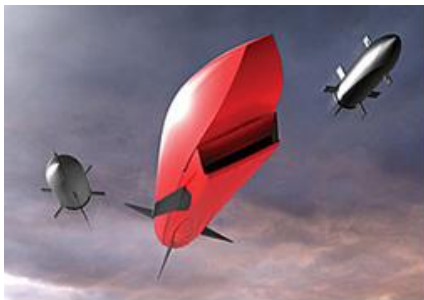


Рис. 1. Ракета MBDA CVS PERSEUS (Франція)



Рис. 2. Надзвукова проти-корабельна ракета BRACHMOS

Володарі гіперзвукових засобів нападу і зовнішньої розвідки, таким чином, здатні здійснювати силовий тиск на інші держави, які не мають гіперзвукових засобів в плані зовнішньої політики і локальних військових конфліктів. Гіперзвукові засоби нападу здатні миттєво уразити критичні інфраструктури держави і, таким чином, поставити під знак питання її суверенну незалежність. Гіперзвукові технології базуються на використанні прямоточних повітряно-реактивних двигунів. Народження цих технологій можна датувати 50 роками, коли поблизу помешкання Сари-Шаган (Росія) випробували перший гіперзвуковий літальний апарат, досягши швидкості біля 5 М.

Велика швидкість польоту гіперзвукових технологій і їх неуразливість сучасними засобами протиповітряної оборони перевели їх у разряд найнебезпечнішої, не враховуючи ядерної, сучасної зброї. Разом з тим, слід зазначити що безумовні переваги гіперзвукової зброї знаходяться у діалектичному зв'язку з породжуваними ними проблемами, а саме - в управлінні рухом, надвисокою температурою (2000 С), значною вібрацією, ударною *N-хвилею*, проникаючим акустичним випромінюванням, фокусуванням збурюючих чинників в проміжку між щільними шарами атмосфери і поверхнею Землі (рис. 3).

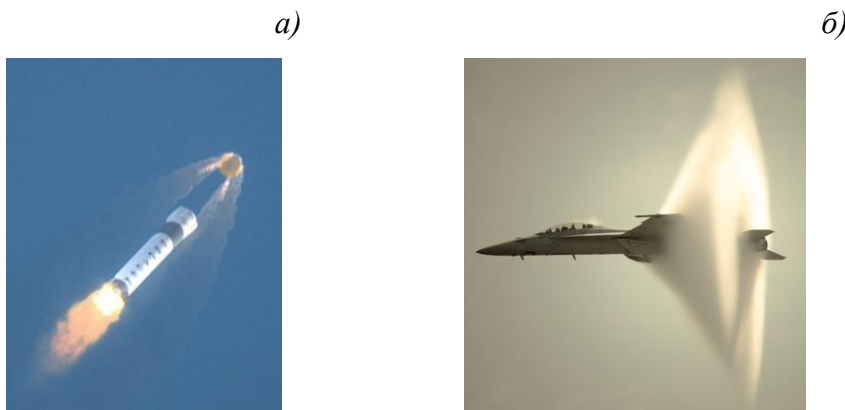


Рис. 3. Аеродинамічний потік, що породжує звуковий удар:  
а) сильна ударна хвиля; хвилі стиснення, які відходять від передньої частини корпусу; б) турбулентний граничний шар; хвилі стиснення, які відходять від задньої частини корпусу

Таким чином, аналіз взаємодії гіперзвукових літальних апаратів із збурюючими чинниками із вище перерахованих, постає **актуальною** задачею, вирішення якої забезпечить ефективне використання гіперзвукових технологій для задач оборони і зовнішньої розвідки.

Стаття присвячена вивченню дії тільки одного із перерахованих збурюючих чинників із гіперзвуковими виробами, і обраний за **об'єкт** досліджень, це проникаюче акустичне випромінювання та ударна *N*-хвиля (рис. 4).

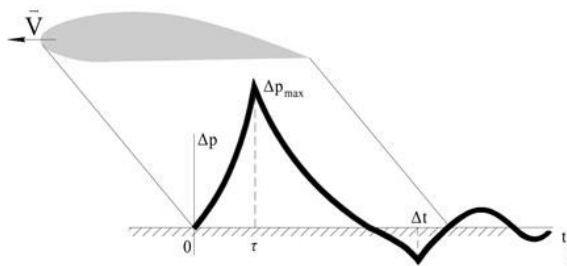


Рис. 4. Ударна *N*-хвиля

**Предметом дослідження** обрано серійно випускаємий авіаційною промисловістю датчик кутових швидкостей класу **ДУСУ** у поплавковому виконанні (рис. 5). Ці прилади знайшли широке використання не тільки як пілотажні, але і як навігаційні засоби, наприклад, при побудові жорстко зв'язаних з літальним апаратом **триортогональної системи координат** (рис. 6).

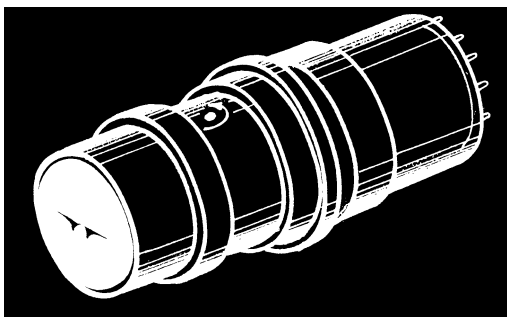


Рис. 5. Зовнішній вид промислового зразка гіроскопічного датчика кутових швидкостей класу *ДУСУ2-30В*



Рис. 6. Триортогональна система координат

**Метою** наукових досліджень слугує пошук шляхів зниження технологічних ризиків суборбітального і атмосферного експлуатаційного використання керованих і безпілотних гіперзвукових літальних апаратів при вирішенні загальнонаціональних інтересів у сфері безпеки, а також доведення до придатного к серійному виробництву рівня технологій гіперзвукового польоту.

## **1. Вплив акустичної вібрації поверхні поплавкового підвісу на появу додаткових похибок вимірювань в експлуатаційних умовах**

Аналіз похибок інерціальних сенсорів гіростабілізованої платформи (ГСП) на базі двостепеневого гіроскопа класу ДУСУ з рідинностатичним підвісом необхідно здійснювати з позицій одночасного впливу на гіроскоп двох збурюючих чинників - кінематичного (кутовий рух ЛА) і силового (*N-хвиля*) (рис. 1.1, рис. 1.2). Це не лише постійно присутні чинники, але й найбільш типові для цілого класу виробів - балістичних ракет, безпілотних літальних апаратів (БПЛА), дистанційно керованих літальних апаратів (ЛА), дискокрилих апаратів, Тактичної палубної авіації (ТПА), Стратегічної бомбардувальної авіації (СБА), ракет-носіїв (РН) різної модифікації і засобів базування тощо [1-3]. Все це стосується і наджорстких експлуатаційних умов гіперзвукових технологій на базі гіперзвукових прямоточних повітряно-реактивних двигунів, які породжують значні вібрації фюзеляжу, труднощі в управлінні рухом, надвисокі температури, вплив проникаючого акустичного випромінювання на бортову апаратуру, дію потужної *N-хвиля* при швидкостях при 20 М та інше. В плані вирішуваних задач доведено, що проникаюче ззовні акустичне випромінювання генерує в рухомій частині поплавкового підвісу акустичну вібрацію, яка сумісно з кутовим рухом фюзеляжу призводить до значного росту похибки інерціальних сенсорів. Аналітична

модель, яка ґрунтується на визначенні координатних функцій поплавкового підвісу:  $Y_z$  – переміщення поверхні уздовж лінії меридіану,  $Y_\varphi$  – переміщення в коловому напрямку,  $W$  – згині коливання підвісу, надає можливість обчислення збурюючих моментів в умовах кутового руху фюзеляжа ЛА, які призводять до вимушеного руху підвісу відносно вихідної осі і появи, тим самим, акустичної похибки вимірювань. Вихідний сигнал приладу містить багато форм нелінійних коливань, які, у своїй сукупності, будують спектр додаткової похибки приладу в експлуатаційних умовах.

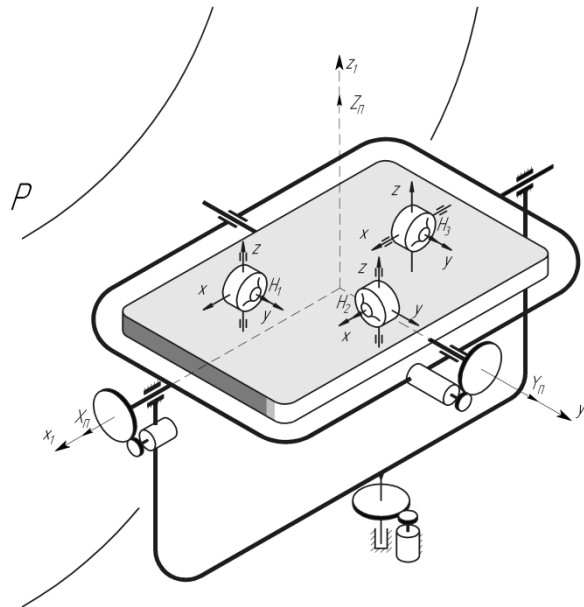


Рис. 1.1. Кінематична схема тривісної гіростабілізованої платформи

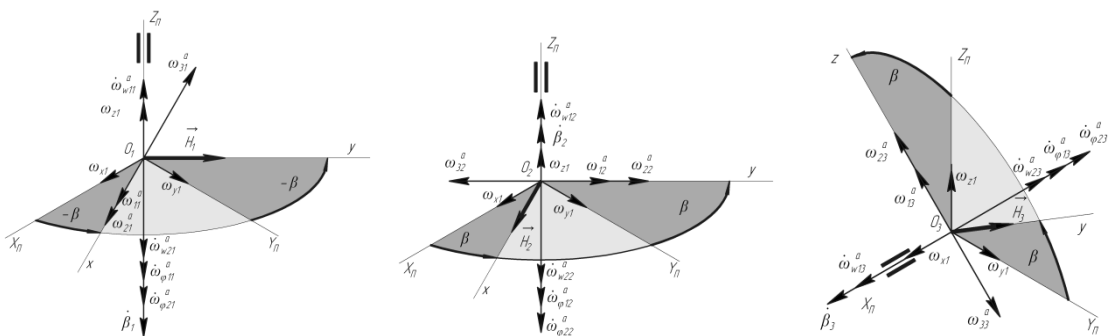


Рис. 1.2. Вплив пружно-напруженого стану інерціальних сенсорів на похибки ГСП при льотній експлуатації



Найбільш важливою, в даному контексті, являється поява сталої складової похибки вимірювань. Суть явища полягає в тому, що координатні функції поплавкового підвісу в умовах кутового руху фюзеляжу слугують появі прискорень Кориоліса і моментів сил інерції Кориоліса відносно трьох осей (рис. 1.2), жорстко зв'язаних з поплавком – осі вектора кінетичного моменту гіроскопа, вхідні осі гіроскопа та вихідні осі гіроскопа. Причиною появи сталої складової у вихідному сигналі слугує ефект вибіркості частотами кутового руху фюзеляжа коливань поверхні поплавка під дією проникаючого звукового випромінювання. Маючи досить широкий спектр кутового руху і акустичної вібрації поверхні, неминуче проявляється ситуація, коли частота кутового руху і коливань поверхні поплавця співпадають, таким чином, призводячи до появи у збурюючому моменті складових, які містять  $\cos^2$  або  $\sin^2$  відповідної частоти і породжують сталу складову збурюючого моменту, який, відповідно до теореми Резаля, призводить до систематичного повороту диференціючого двостепеневого гіроскопа або до систематичного дрейфу відносно вихідної осі інтегруючого гіроскопа.

Сталі складові двостепеневого гіроскопа в складі тривісної гіростабілізованої платформи призведуть до похибки побудови зв'язаної системи координат, вносячи, тим самим, похибку у вирішення питань навігації. З іншого боку, пілотажне обладнання до складу якого входять блок демпіруючого гіроскопа у вигляді поплавкових модифікацій класу ДУСУ, призведе до проблем управління швидкісними і високоманевреними літальними апаратами гіперзвукових технологій на суборбітальних висотах та на середніх і низьких висотах. Причому, проблеми terra-аеронавігації, в цьому випадку, розширюються за рахунок ефектів відлуння *N-хвилі* від поверхні Землі та суцільної хмарової скупченості. І, в деяких випадках, породжують не тільки акустичний удар,



а і здвоєний, і, навіть, строєний в залежності від геометрії та довжини літального апарату (так званий ефект екранування).

В рамках тривимірної моделі приймаємо, що внаслідок дифракційних явищ на імпедансній поверхні підвісу гіроскопа елементи оболонкової частини здійснюють пружні переміщення вздовж протяжності поплавка, в коловому напрямку і в поперечній площині з відносними швидкостями (рис. 1.3) –

$$\dot{U}_z(t,z,\varphi) = i\omega z^2(1-z)^2 \exp i\omega_1 t \left( a_1^{(1)} \cos\varphi \cos z + a_1^{(2)} \sin\varphi \sin z \right) = i\omega U_z; \quad (1.1)$$

$$\dot{U}_\varphi(t,z,\varphi) = i\omega z^2(1-z)^2 \exp i\omega_1 t \left( b_1^{(1)} \sin\varphi \cos z + b_1^{(2)} \cos\varphi \sin z \right) = i\omega U_\varphi; \quad (1.2)$$

$$\dot{W}(t,z,\varphi) = i\omega z^4(1-z)^4 \exp i\omega_1 t \left( c_1^{(1)} \cos\varphi \cos z + c_1^{(2)} \sin\varphi \sin z \right) = i\omega W. \quad (1.3)$$

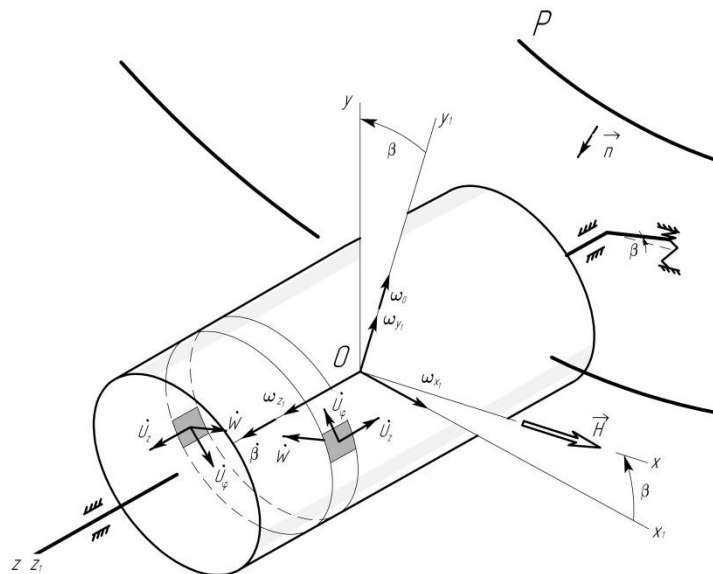


Рис. 1.3. Складний рух поверхні підвісу гіроскопа

Виділивши в площині шпангоута два елементарних об'єми  $dz d\varphi dW$ , що мають масу  $dm$ , побудуємо схему виникнення Ейлерових сил інерції (рис. 1.4, рис. 1.5), конкретніше сил інерції Кориоліса, для двох режимів ЛА – циркуляції з кутовою швидкістю  $\omega_0$  і тривісною хитавицею фюзеляжу.

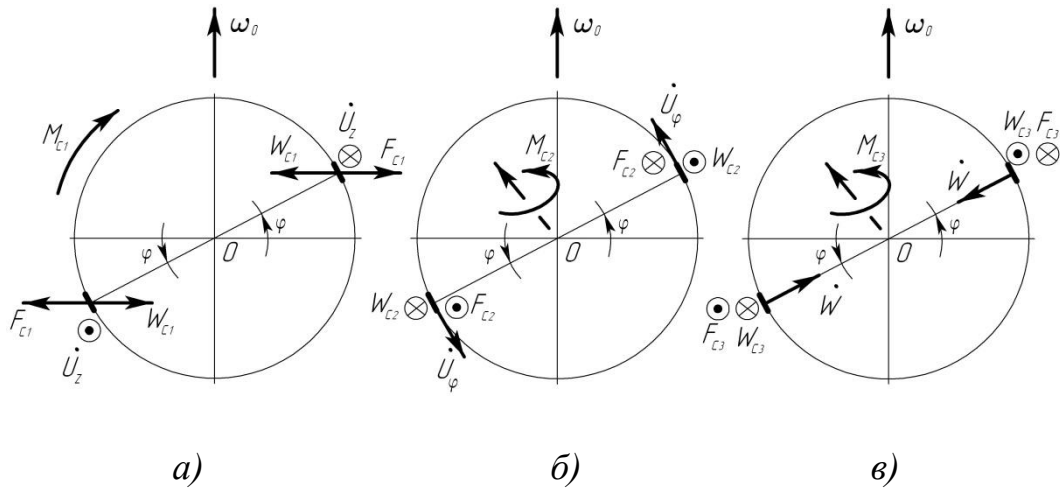


Рис. 1.4. Механізм виникнення моментів сил інерції Коріоліса на циркуляції

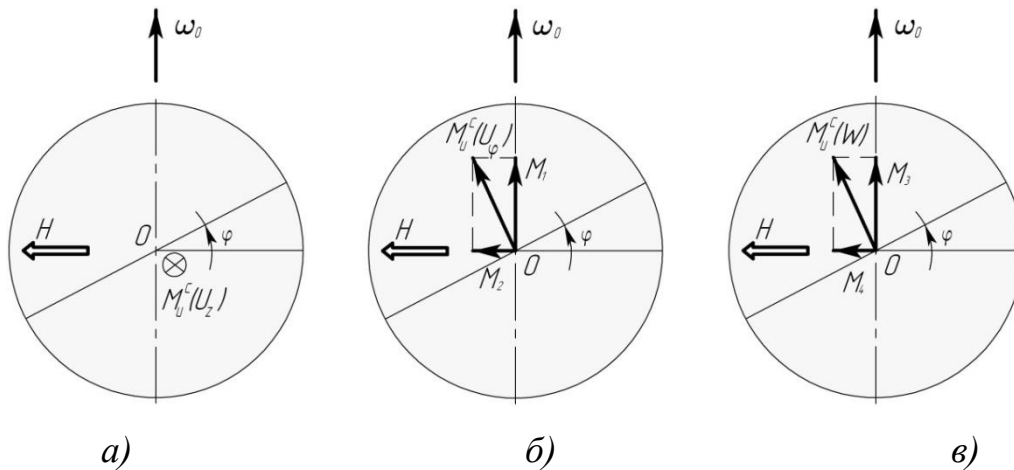


Рис. 1.5. Збудюючі моменти, що викликані пружно-напруженим станом поплавкового підвісу гіроскопу

Очевидно, що найбільш чутливим до кутового руху літального апарата постають пружні переміщення поверхні підвісу  $W(t,z,\varphi)$  в площині шпангоута. Теза, що має логічне обґрунтування і полягає в істотному (приблизно на два порядки) перевищенні амплітуди пружних переміщень в цьому напрямку порівняно з двома іншими. Пружно-напружений стан підвісу взаємодіє з усіма трьома складовими кутового руху апарату і слугує виникненню збудюючих чинників, які діють на вихідній осі підвісу (рис. 1.6). Так, кутова швидкість  $\omega_x$  сприяє появі кутового прискорення  $(\dot{\omega}_W^a)_1$  –

$$(\dot{\omega}_W^a)_1 = \frac{8\omega_x I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (1.4)$$

Кутова швидкість  $\omega_y$  слугує причиною появи прискорення  $(\dot{\omega}_W^a)_2$  –

$$(\dot{\omega}_W^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (1.5)$$

Кутова швидкість  $\omega_z$  призводить до появи моменту-перешкоди  $(M_z)_3$  на осі підвісу:

$$(M_z)_3 = \frac{4\pi}{R} \omega_z I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t \cos z. \quad (1.6)$$

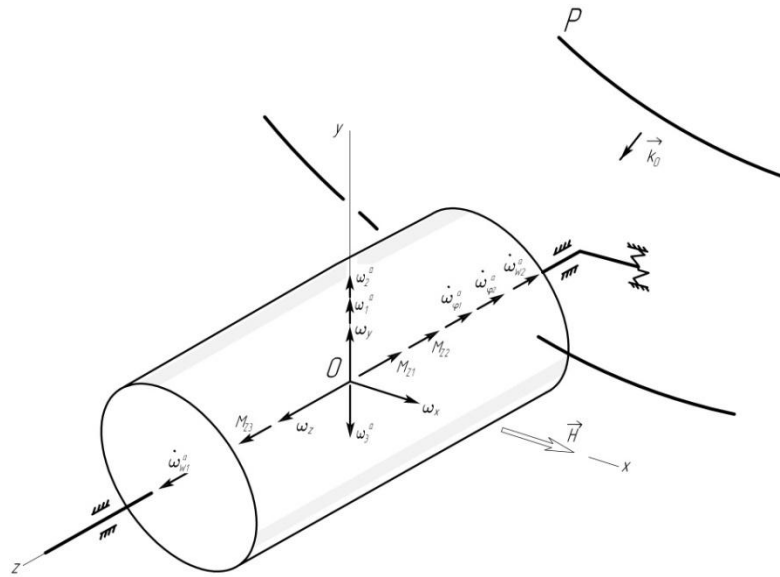


Рис. 1.6. Збурюючі чинники як результат дифракційних ефектів на імпедансній поверхні підвісу гіроскопа

Пружні переміщення поверхні поплавка за двома іншими напрямками –  $U_z(t, z, \varphi)$  і  $U_\varphi(t, z, \varphi)$  – взаємодіють лише із складовими кутової швидкості фюзеляжу –  $\omega_x$  і  $\omega_y$ . Причому, хитавиця фюзеляжу спільно з поздовжніми переміщеннями  $U_z(t, z, \varphi)$  породжує тільки моменти-перешкоди  $(M_z)_1$  і  $(M_z)_2$  –

$$(M_z)_1 = \frac{4\pi}{R} \omega_x I_z i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z; \quad (1.7)$$

$$(M_z)_2 = \frac{4\pi}{R} \omega_y I_z i \omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z, \quad (1.8)$$

а спільно з коловими переміщеннями поверхні  $U_\varphi(t, z, \varphi)$  – тільки кутові прискорення  $(\dot{\omega}_\varphi^a)_1$  і  $(\dot{\omega}_\varphi^a)_2$  збуреного руху підвісу:

$$(\dot{\omega}_{\varphi}^a)_1 = \frac{-8\omega_x I_z \omega_1^2 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}; \quad (1.9)$$

$$(\dot{\omega}_{\varphi}^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z}{3HR}. \quad (1.10)$$

Таким чином, в диференціальному рівнянні руху гіроскопа, в його правій частині, з'являться сім нових доданків, які будуть характеризувати спільну дію на підвіс кінематичного збурення і проникаючого акустичного випромінювання. Це три моменти-перешкоди  $(M_z)_1$ ,  $(M_z)_2$  і  $(M_z)_3$ , а також чотири інерційні складові з прискореннями  $(\dot{\omega}_{\varphi}^a)_1$ ,  $(\dot{\omega}_{\varphi}^a)_2$ ,  $(\dot{\omega}_W^a)_1$ ,  $(\dot{\omega}_W^a)_2$ .

Схему дії звукових хвиль наведемо у вигляді, зображеному на рис. 1.7.

Звуковий тиск у падаючій хвилі запишемо наступним чином –

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - \vec{k}_0 \vec{R}_0(z, \varphi)], \quad (1.11)$$

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 поширення хвилі;  $\vec{R}_0$  – радіус-вектор точки поверхні поплавка.

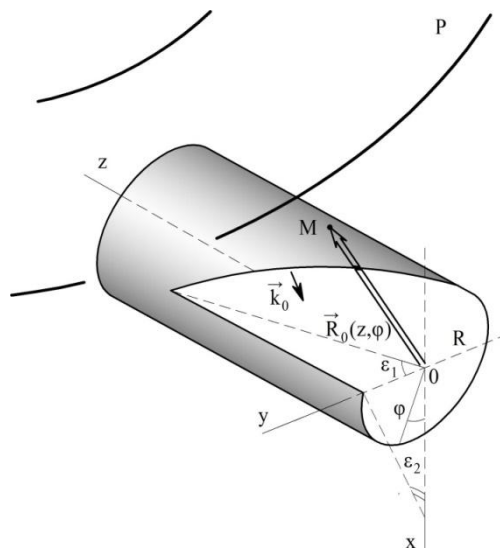


Рис. 1.7. Механізм впливу проникаючої акустичної хвилі на поплавок

З урахуванням прийнятих на схемі позначень, приймаючи також для простоти рівними за величиною кути падіння, відбиття і проходження хвиль, звуковий тиск можна записати у вигляді:

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)], \quad (1.12)$$

$$P_2 = P_{20} \exp i[\omega t - k_0(-R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \cos \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)], \quad (1.13)$$

$$P_3 = P_{30} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \cos \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)]. \quad (1.14)$$

## 2. Полягратний підвіс гіроскопа з довільним окресленням лінії меридіану поплавця

Аналізуючи пружну взаємодію *N*-хвилі з механічними системами інерціального автономного позиціонування, для конкретності розглянемо серійно випускаємий промисловістю двоступеневий гіроскоп з рідкостатичним підвісом. У припущенні, що генеруємі в підвісі коливання не передаються на спряжені поверхні, вивчення можна обмежити лише оболонковою частиною, а для повноти картини - будувати тривимірну розрахункову модель. Отримані результати в повній мірі можуть бути використані крім іншого і для аналізу динаміки кожуха тріступеневого гіроскопа.

У безрозмірній формі диференціальні рівняння оболонки з довільним контуром лінії меридіана зводяться до виду [13]:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} - (1 + 2\nu)\xi'(z) \frac{\partial U_z}{\partial z^2} + [(1 + \mu\nu)\xi'^2(z) - \nu\xi''(z)]U_z + \frac{1}{R(1 + \zeta)} \times \\ & \times \left[ \frac{1 + \nu}{2} + \nu(1 + \mu)\xi(z) \right] \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z \partial \varphi} - \\ & - \frac{1}{R(1 + \zeta)} \left\{ -[(1 + \nu)\mu + 3\mu^2]\xi'(z)W + (\mu + \nu) \frac{\partial W}{\partial z} \right\} = \\ & = \frac{1 - \nu^2}{Eh} [1 + 2\mu\xi(z)] \left( -q_1 + \rho h \frac{\partial^2 U_z}{\partial t^2} \right); \end{aligned} \quad (2.1)$$

Рівняння (2.1) забезпечують можливість в подальшому проводити порівняльний аналіз чотирьох видів поплавкового підвісу - з довільним контуром лінії меридіана, опуклого (рис. 2.1, а), увігнутого – *катеноїд*, від лат. *catena* (рис. 2.1, б), кругового циліндра (рис. 2.1, в). У всіх випадках передбачається, що крива  $f(z)$ , утворює оболонку, симетрична щодо лінії  $CM$ .

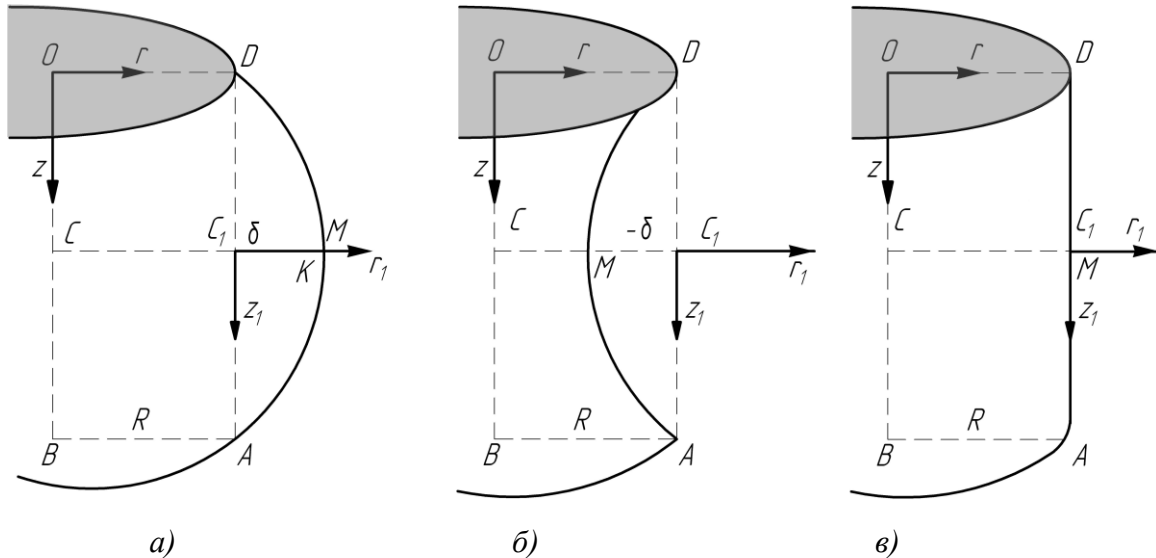


Рис. 2.1. Поплавок спеціальної форми: а) – опукла оболонка обертання; б) – увігнута; в) – круговий циліндр

Визначаючи похибку інерціальних сенсорів ГСП при льотній експлуатації, слід розглядати синхронні і асинхронні коливання фюзеляжу, які з часом мають тенденцію до розвитку у полігармонічну хитавицю.

Стендові напівнатурні випробування дозволили встановити максимальну величину і динаміку розвитку акустичної похибки в часі. Проведена напівнатурна оцінка впливу проникаючого акустичного випромінювання на рідинно-статичний підвіс поплавкового гіроскопа для двох режимів – гіроагрегат відключений від живлення та для включеного гіроагрегата. Дослідження дозволили виявити систематичну та стохастичну складові вимушеного зсуву нуля приладу. Дали можливість з'ясувати вплив дії проникаючого акустичного випромінювання різної орієнтації – від 0 до 360 град. Так, для серійного приладу ДУСУ2-6АС,

призначеного для використання в літальних апаратах тривалої дії, похибка перевищила  $2 \text{ град с}^{-1}$ , що виявляє небезпеку некерованої збільшості похибки гіроскопічних сенсорів. Це при порозі чутливості  $0,09 \text{ град с}^{-1}$  і межі вимірів в  $6 \text{ град с}^{-1}$  (рис. 2.2). Таким чином, постає питання про функціональну здатність двоступеневого гіроскопічного датчика кутових швидкостей в експлуатаційних умовах гіперзвукового руху. Така похибка пілотажно-навігаційних приладів створює винятковий технологічний ризик, наприклад, при виконанні маневру стиковки, плавної посадки на злітно-посадочну смугу або на платформу мобільного базування та ін. Проведені стендові випробування інерціальних сенсорів класу ДУСУ, а також представлення природи появи акустичної похибки, наводять на думку про необхідність створення на борту "акустичного комфорту" для пілотажно-навігаційного устаткування. Якими методами здійснюватиметься ця процедура – активними, пасивними, автокомпенсаційними або іншими – вирішується у кожному конкретному випадку, виходячи з тактико-технічних або масо-габаритних вимог. Усе сказане в рівному ступні відноситься, як до пілотованого так і безпілотним льотним виробам.

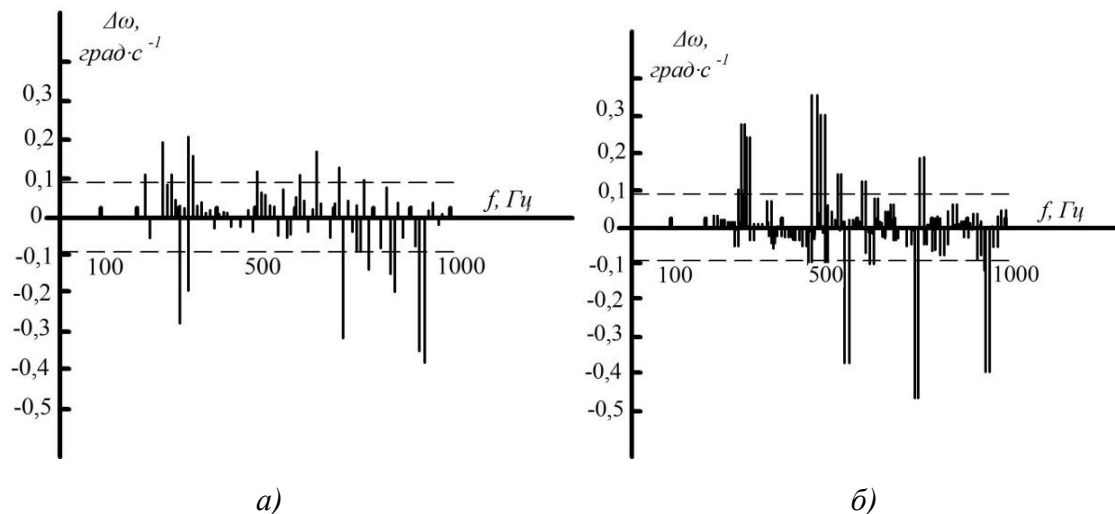


Рис. 2.2. Розрахункова систематична похибка ДУСУ під дією N-хвилі: а) ненульова гаусова кривизна підвісу – катеноїд ( $\delta = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  в середньому шпангоуті); б) нульова гаусова кривизна – коловий циліндр



## **Висновки**

Методи досліджень ґрунтуються на побудові **наближених** розрахункових моделей процесу пружної взаємодії проникаючого акустичного випромінювання гіперзвукових технологій з механічними системами поліагригатної структури, зокрема, з серійно випускаємою авіаційною промисловістю датчика кутових швидкостей класа ДУСУ, згодом будуються **точні** розрахункові моделі у вигляді оболонкових фрагментів з внутрішнім рідино-статичним підвісом гіроагрегата. Побудова **точних** розрахункових моделей має на меті підтвердження висновків щодо відповідності ступеня збіжності результатів аналізу **наближених** і точних розрахункових моделей явища і виявлення додаткових властивостей поплавкових приладів в експлуатаційних умовах. Методика ґрунтується на аналізі вивчаємого явища на наближених моделях в припущенні великого хвильового розміру оболонкової частини корпусу приладу, тобто більшого за одиницю.

Побудовані розрахункові моделі вивчаємого явища дозволили прояснити природу виникнення додаткових похибок інерціальних сенсорів і встановити ступінь впливу координатних функцій збуреного стану поплавця на структуру виникаючих похибок.

Обкреслені зони визначального впливу згинних і окружних коливань корпусу приладу в дифузному полі акустичного випромінювання при циклічному навантаженні.

Проведена інтегральна оцінка похибок інерціального сенсора, що виникає внаслідок пружно-напруженого стану поплавця, - безпосередньо (коли момент сил інерції Коріоліса спрямований по вхідній осі) і опосередньо (коли момент сил інерції Коріоліса спрямований уздовж осі прецесії). Проведений чисельний аналіз додаткової похибки інерціального сенсора, який підтверджує наявність небезпеки технологічного ризику в експлуатаційних умовах гіперзвукового руху.

### ***Література***

1. V.V. Karachun, V.N. Mel’nick, I. Korobiichuk, M. Nowicki, R. Szewczyk, S. Kobzar The Additional Error of Inertial Sensors Induced by Hypersonic Flight Conditions / Sensors – 2016, 16 (3), 299; doi: 10.3390/916030299.

2. Карачун В.В., Мельник В.Н. Возникновение резонанса в акустической среде подвеса поплавкового гироскопа / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2016. - № 1/7 (79). – С. 39-44. DOI: 10.15587/1729-4061.2016.59892

3. Мельник В.Н., Карачун В.В. Снижение технологических рисков гиперзвуковой аэронавигации / Восточно-Европейский журнал передовых технологий. – 2015. - № 4/7 (76). – С. 57-61. DOI: 10.15587/1729-4061.2015.47787

4. Мельник, В.Н. Возникновение акустической вибрации в круглой пластине. Нестационарная задача [Текст] / В.Н. Мельник, Г.В. Бойко // Вісник двигунобудування. – 2016, №2/2016. – С. 81-86.

5. Ladogubets, N.V. NOISE-PROTECTIVE SCREEN [Текст] / N.V. Ladogubets, V.M. Mel’nick, V.P. Kosova // The Seventh World Congress “Aviation in the Space Technologies”, September 19-21, 2016, Kyiv, Ukraine. – P. 3.6.12-3.6.-16.

6. Mel’nick, V.M. COMBAT ROBOTS. FLYING UNDERWATER-GROUND ROBOT-RACER [Текст] / V.M. Mel’nick, G.V. Boiko, V.P. Kosova // The Seventh World Congress “Aviation in the Space Technologies”, September 19-21, 2016, Kyiv, Ukraine. – P. 2.11-2.13.

7. Karachun, V.V. The nature of resonance features in the suspension of the gyroscope due to diffraction effects [Текст] / V.V. Karachun, N.V. Ladogubets, S.V. Fesenko // PROCEEDINGS THE SEVENTH WORLD CONGRESS

“AVIATION IN THE XXI-st CENTURY” Safety in Aviation and Space Technologies. September 19-21, 2016, Kyiv. – Kyiv, 2016. – P. 16.

8. Boiko, G.V. Noise-protective case to fight the penetrating acoustic radiation [Текст] / G.V. Boiko, V.V. Karachun, S.V. Fesenko // PROCEEDINGS THE SEVENTH WORLD CONGRESS “AVIATION IN THE XXI-st CENTURY” Safety in Aviation and Space Technologies. September 19-21, 2016, Kyiv – Kyiv, 2016. – P. 20.

9. Karachun, V.V. Acoustic radiation energy focus in a shell with liquid [Текст] / Karachun V.V., Mel'nick V.M. // SCIT 2016. Systems, Control and Information Technology. Warsaw, 20-21.05.2016. Book of Abstracts. Industrial Research Institute for Automation and Measurements PIAP, 2016. – Str.25.

10. Фесенко, С.В. Дослідження особливостей поведінки циліндричної оболонки в ультразвуковому полі [Текст] / С.В. Фесенко, В.Ю. Шибецький // IX Міжнародна науково-практична конференція “Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси” (ІРТК-2016), 17-18 травня 2016 р. – Київ; НАУ. – 44-45.

11. Mel'nick V.M. EFFECT OF ULTRASONIC WAVES ON THE GYROSCOPE GIMBAL / IX Міжнародна науково-практична конференція “Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси” (ІРТК-2016), 17-18 травня 2016 р. – Київ; НАУ. – P. 48-49.

12. Karachun V.V. THE DYCY ERRORS AT A SIMULTANEOUS ACTION OF TOSSING AND ULTRASONIC RADIATION / IX Міжнародна науково-практична конференція “Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси” (ІРТК-2016), 17-18 травня 2016 р. – Київ; НАУ, 2016.–P. 46-47.

13. Косова, В.П. Возникновение резонанса совпадения в поплавковом гироскопе вследствие дифракции звуковых волн [Текст]/ В.П. Косова, О.В. Воробйова / International Scientific Journal - №10. С. 41-45.

14. Mel'nick, V.N. Effect of ultrasonic waves on the gyros gimbal [Текст] / V.N. Mel'nick // MATERIALS OF XII INTERNATIONAL RESEARCH AND PRACTICE CONFERENCE, Volume 18, Technical sciences: Science and Education LTD, Sheffield, UK, 2016. – Str. 73-74.

15. Карачун, В.В. Фокусування енергії ультразвукового променя. Zone kaustikos [Текст] / В.В.Карачун // MODERN SCIENTIFIC POTENTIAL - 2016, February 28- March 7, 2016: MATERIALS OF XII INTERNATIONAL RESEARCH AND PRACTICE CONFERENCE, Volume 19, Technical sciences. Physics: Science and Education LTD, Sheffield, UK, 2016. – Str. 65-68.

16. Карачун, В.В. Возникновение возмущающих моментов в поплавковом подвесе гироскопа [Текст] / В.В.Карачун // SCIENCE AND CIVILIZATION -2016, January 30- February 7, 2016: MATERIALS OF XII INTERNATIONAL RESEARCH AND PRACTICE CONFERENCE, Volume 18, Technical sciences: Science and Education LTD, Sheffield, UK, 2016. – Str. 79-81.

17. Косова, В.П. Поплавковый гироскоп убезпечений від зон каустики [Текст] / В.П. Косова// Материали за XII Международна научна практична конференция «Научният потенциал на свете-2016», 17-25 септемвр, 2016. Том 6. София, Бял ГРАД-БГ. С. 25-28.

18. Шибецкий, В.Ю. Похибки інерціальної апаратури при екстремальній експлуатації літальних апаратів [Текст] / В.Ю. Шибецкий, О.В. Воробйова // Материали XI Міжнародної науково-практичної конференції «Научная индустрия европейского континента – 2016», Польша, Перемишль, 22-30 листопада 2016 р. – Польша, Перемишль, «Nauka i studia», 2016. – Str. 40-42.

19. Мельник, В.М. Штучне формування зон активної турбулентності звуковими хвилями [Текст] / В.М. Мельник, В.В. Карачун, С.В. Фесенко // Міжнародний науковий журнал – 2016. № 11. – С. 95-103.

20. Шибецкий В.Ю. Формирование энергетической активности высокочастотными акустическими полями [Текст] / В.Ю. Шибецкий, С.В. Фесенко // Міжнародний науковий журнал – 2016. № 11. – С. 50-55.

21. Патент України на винахід № 109990 - Поплавковий гіроскоп / Карачун В.В., Мельник В.М., Шибецкий В.Ю., Бойко Г.В.МПК:G01C 19/20 (2006.01), а201408618 від 29.07.2014, опубліковано 26.10.2015, бюл. № 20/2015.

22. Патент України на винахід № 110171 - Поплавковий гіроскоп / Мельник В.М., Карачун В.В. МПК:G01C 19/20 (2006.01), а201410214 від 17.09.2014, опубліковано 25.11.2015, бюл. № 22/2015.

23. Патент України на винахід № 110911 - Поплавковий гіроскоп / Карачун В.В., Мельник В.М., Фесенко С.В. МПК: G01C 19/20 (2006.01), а201504665 від 14.05.2015, опубліковано 25.02.2016, бюл. № 4/2016.