

ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА НАВІГАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ І СИСТЕМ

УДК 621.375

ОБ АДЕКВАТНОСТИ МОДЕЛИ КОРИОЛИСОВА ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА

Бакалор Т.О., Бондарь П.М., Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина

В данной работе для оценки достоверности разработанной математической модели проведен сопоставительный анализ экспериментальных данных и результатов моделирования и расчета собственных частот колебаний элементов конструкции кориолисова вибрационного гироскопа

Введение

Объект исследований – кориолисов вибрационный гироскоп (КВГ), представляющий собой твердотельный осцилляторный датчик угловой скорости компенсационного типа, чувствительным элементом которого является резонатор цилиндрической формы. КВГ используется как первичный датчик в малогабаритных инерциальных навигационных системах, геодезии, инклинометрии.

При проектировании осцилляторных гироскопов большое внимание уделяется виброзащите конструкции, что в первую очередь, зависит от разнесения собственных частот элементов конструкции и частоты рабочей моды колебаний чувствительного элемента. Эту задачу целесообразно решать, используя численные методы исследований, поскольку использование аналитических методов позволяет с определенными допущениями исследовать только отдельные элементы конструкции, а не прибора в целом [1]. В настоящее время недостаточно исследованы вопросы численного моделирования методом конечных элементов (МКЭ) приборов данного класса в целом. Поэтому актуальным является исследование динамических свойств конструкции с учетом реальных геометрических особенностей КВГ при помощи МКЭ.



Рисунок 1 –
Общий вид резонатора КВГ

Постановка задачи. На основе сопоставительного анализа подтвердить адекватность разработанной математической модели с результатами экспериментальных исследований.

Конструкция КВГ

Чувствительный элемент (ЧЭ) КВГ (рис. 1) выполнен в виде металлической оболочки цилиндрической формы. На дне цилиндра, жестко заземленного в центре, расположена пьезокерамическая система позиционного возбуждения и съема информации. Резонирующий ЧЭ совершает колебания на второй моде цилиндра

рической оболочки. ЧЭ посредством резьбового соединения присоединен к крепежной ножке, установленной на основании, на которое, в свою очередь, крепится колпак прибора для обеспечения заданных условий герметичности. Подвод питающего напряжения к системе возбуждения осуществляется через гермовводы, вмонтированные в основание прибора. Таким образом, КВГ конструктивно представляет собой многомассовую систему, имеющую ряд собственных частот.

Математическая модель

Общее число основных сборочных единиц, которые были учтены при моделировании, составило пять деталей. Для расчета собственных частот была создана объемная твердотельная модель каждой детали, а затем и всего прибора (рис. 2). Для создания математической модели и дальнейших численных исследований применялись пакеты программ, реализующие метод конечных элементов (МКЭ).

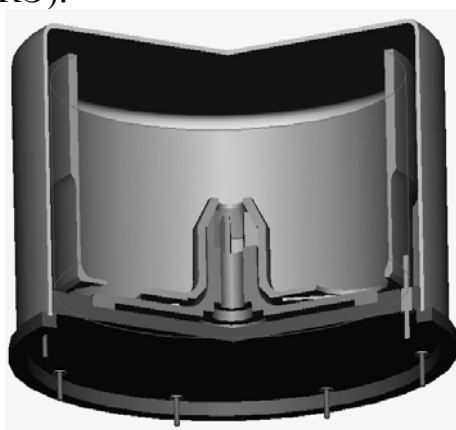


Рисунок 2 – Общий вид КВГ.

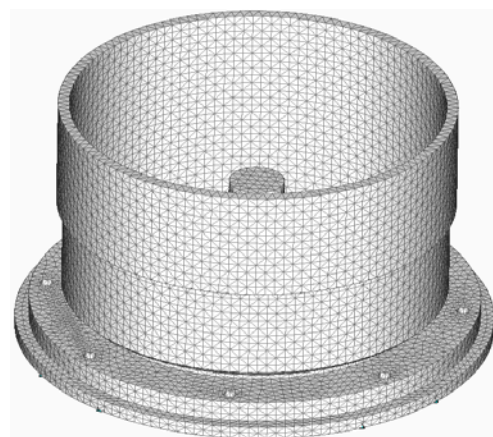


Рисунок 3 –

Конечноэлементная модель КВГ.

Геометрические размеры модели были получены путем обмера реальных деталей прибора, используемого в дальнейшем при эксперименте.

Таблица 1. Собственные частоты элементов КВГ деталей прибора, используемого в дальнейшем при эксперименте.

№ моды п.п.	Частота, Гц			
	Резонатор	Колпак	Ножка	Основание
1	408.2492	1883.549	6200.415	5832.039
2	408.501	3903.739	9521.164	11333.57
3	780.6728	3904.242	9526.592	11349.62
4	1999.541	6390.451	32232.57	19925.12
5	2000.893	6406.566	32246.64	19940.3
6	2349.893	7356.309	32434.61	20745.58
7	5207.117	9327.961	32461.5	30043.78
8	5207.885	9330.536	32611.52	30051.15
9	5818.107	9754.092	40080.96	30599.8
10	5823.371	9766.324	40089.38	30608

Конечноэлементная модель создавалась с максимальным приближением к реальной конструкции, учитывая такие особенности как фаски, округления и т.д. При моделировании использовались тетраэдральные 10-ти узловые конечные элементы (КЭ) с квадратичной аппроксимацией ребер. Общее число КЭ составило 64950, узлов – 127101. Конечноэлементная модель представлена на рис. 3.

В результате расчета получены значения собственных частот основных мод колебаний элементов конструкции для низших форм колебаний резонатора (частоты приведены в таблице 1).

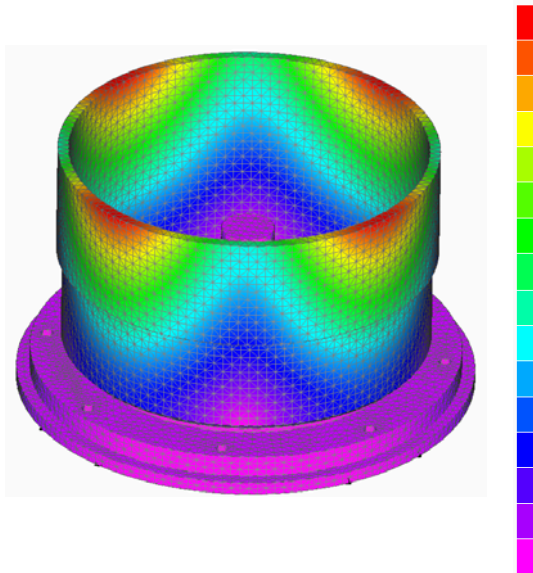


Рисунок 4 – Результаты моделирования в виде контурных данных

По контурным данным приведенным справа в виде цветной полосы на рис. 4, можно идентифицировать значение частоты, соответствующей той или иной форме колебаний. В качестве примера на рис. 4 показана вторая рабочая форма колебаний резонатора.

Эксперимент

Экспериментальные исследования проводились на экспериментальном образце прибора [2]. Схема экспериментальной установки показана на рис. 5. Возбуждение колебаний осуществлялось следующим образом: с задающего генератора поступал периодический электрический сигнал на определенной частоте на пьезоэлементы системы возбуждения резонатора расположенные вдоль оси 1-1'. В результате обратного пьезоэффекта происходили изгибные колебания дна и, как следствие, колебания цилиндрической части резонатора на второй рабочей моде. Съем

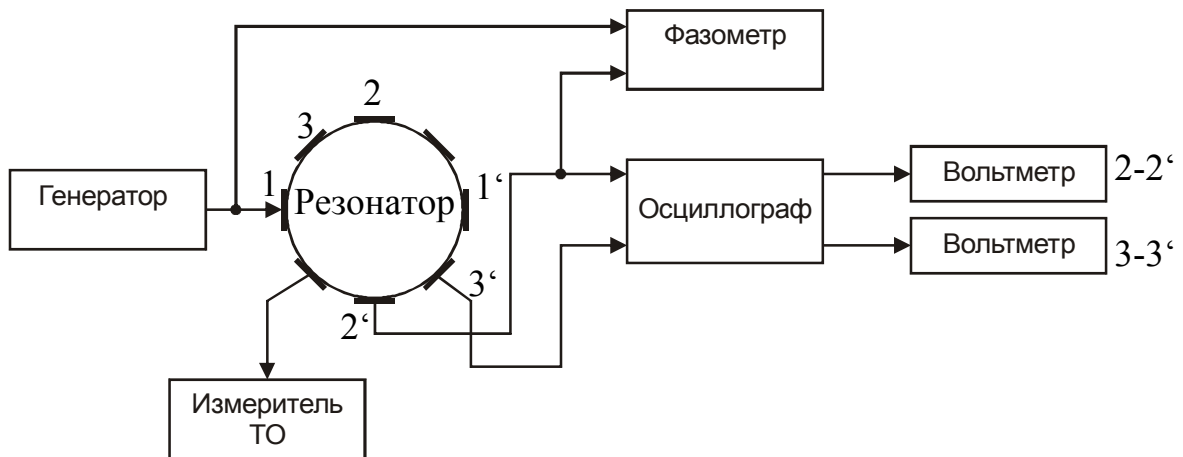


Рисунок 5 – Схема экспериментальной установки

інформації для підвищення достовірності проводився при допомозі пьезоелементів, розположених по осям пучностей 2-2' і вузлов 3-3'. Електрические потенціали, сформированные в результате прямого пьезоэффекта, поступали на осциллограф и фазометр, с осциллографа на вольтметры.

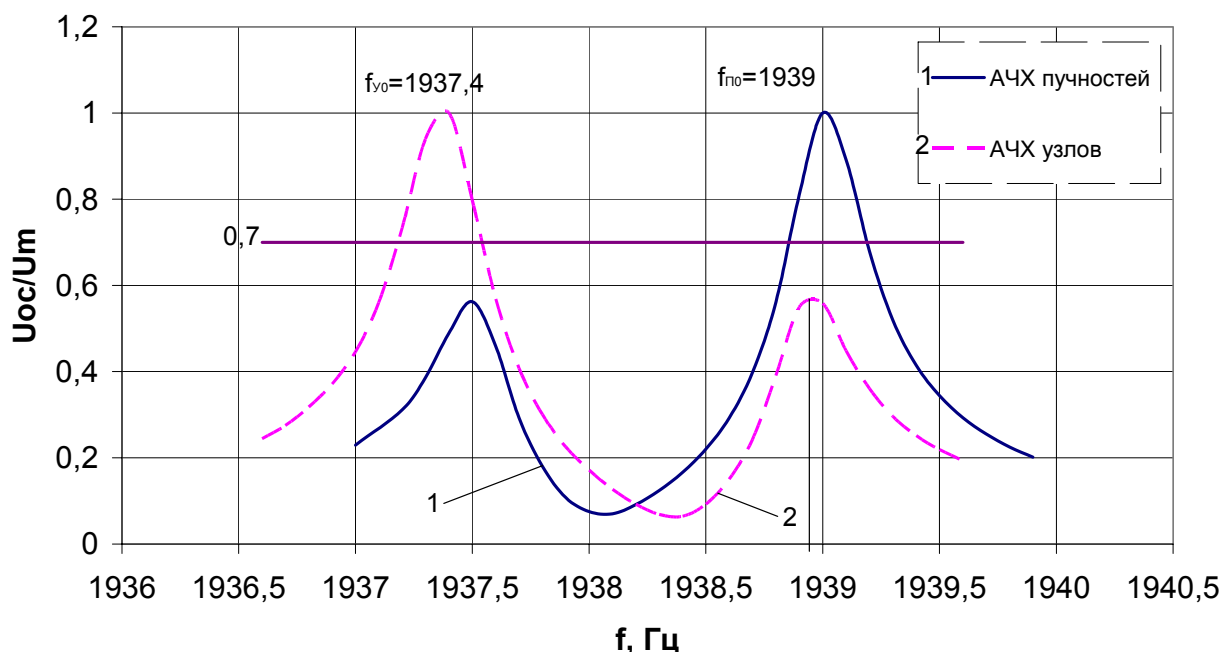


Рисунок 6 – АЧХ КВГ

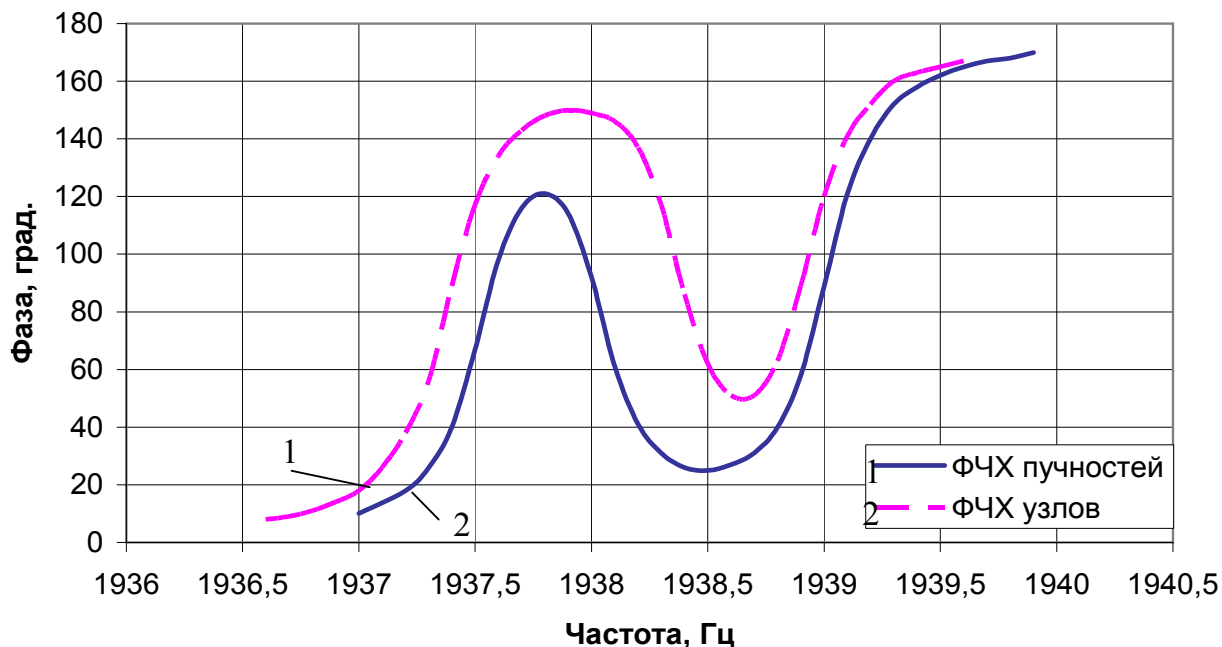


Рисунок 7 – ФЧХ КВГ

Для определения разности фаз на фазометр подавался опорный сигнал с задающего генератора. Для контроля уровня нагрева датчика, в целях чистоты эксперимента, использовался измеритель температуры (измеритель ТО – измеритель температуры объекта исследования).

Данные, снятые с вольтметров и фазометра в районе собственной частоты резонатора, представлены на рисунках 6 и 7 в виде АЧХ и ФЧХ соответственно. Как видно из рис. 6, АЧХ имеет два пика с преобладающей по амплитуде резонанса частотой $f_{\Pi 0}$, дополнительной - $f_{\Pi 1}$ для пучностей и f_{y0} , f_{y1} для узлов соответственно. Данное явление носит название разночастотности и обусловлено не идеальностью геометрических размеров и формы резонатора при изготовлении резонатора.

Диапазон изменения частоты сигнала задающего генератора колебался в пределах 100-12000 Гц, благодаря чему были получены отклики остальных элементов конструкции, что было вызвано неидеальностью сборки чувствительного элемента, а также в силу инерционных свойств его элементов. Принятая методика регистрации дает недостаточно точные результаты, поэтому для определения частот колебаний других элементов желательно использовать альтернативные методы съема, например акустические.

Выводы

Как следует из сравнения результатов натурального эксперимента (рис. 6, 7) и численного моделирования (данных таблицы 1 по второй моде) расхождение в частотах второй моды колебаний не превышает 3 %, что подтверждает адекватность разработанной модели.

Из таблицы 1 очевидно, что рабочая мода резонатора № 5, 6 и мембранные колебания колпака № 1 достаточно близки. Это обстоятельство требует дальнейшей математической оптимизации параметров конструкции с целью разнесения резонансных частот элементов конструкции КВГ.

Литература.

1. Лунин Б.С., Шаталов М.Ю. Исследование низкочастотного спектра полусферических резонаторов вибрационных гироскопов // Гироскопия и навигация. – 2000. – № 1 (28). – С. 235-243.
2. Чиковани В.В., Яценко Ю.А., Коваленко В.А. Результаты испытаний первой партии кориолисовых вибрационных гироскопов и анализ их характеристик // Гироскопия и навигация. – 2003. – № 2 (41). – С 32-38.

Бакалор Т.О., Бондар П.М. **Про адекватність моделі коріолісова вібраційного гіроскопа.**

В даній роботі для оцінки достовірності розробленої математичної моделі проведено порівняльний аналіз експериментальних даних і результатів моделювання та розрахунку власних частот коливань елементів конструкції коріолісова вібраційного гіроскопа.

Bakalor T.O., Bondar P.M. **About adequacy of model coriolis vibrating gyroscope.**

In the given job for an estimation of reliability of the developed mathematical model the comparative analysis of experimental data and results of modelling and calculation of own frequencies of fluctuations of elements of a design coriolis vibrating gyroscope is spent.

*Надійшла до редакції
6 квітня 2006 року*

УДК 629.7.054

ВИБІР АПРОКСИМАЦІЙ КООРДИНАТНИХ ФУНКЦІЙ НЕВІСЕСИМЕТРИЧНОЇ ДЕФОРМАЦІЇ ПОПЛАВЦЯ ГІРОСКОПА

Карачун В.В., Мельник В.М., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Наводяться результати аналітичного опису деформації бічної поверхні поплавця дво-ступеневого гіроскопа за просторового навантаження. Результати надають можливість з'ясування закономірностей пружних переміщень поверхні за умови симетричної, невісесиметричної та циклічної дії зовнішніх збурень.

Вступ

Незважаючи на стрімкий розвиток альтернативних засобів навігації, зокрема глобальних супутникових систем класу «Транзит» та «ЦИКАДА» з використанням низькоорбітальних штучних супутників Землі, а також середньорбітальних «NAVSTAR» і ГЛОНАС, що забезпечують оперативну навігацію наземних, морських, повітряних і космічних апаратів в режимах відкритого і закритого каналів, а також створення Глобальної європейської геостаціонарної системи GALLILEO, інерціальні автономні навігаційні системи на теперішній час все ж залишаються одними з найважливіших на рухомих об'єктах.

На точність інерціальних навігаційних систем впливають зовнішні чинники – кутова хитавиця фюзеляжу, вібрація, проникаюче акустичне випромінювання, тепловий факел тощо. Наявність похибок систем інерціальної навігації у своїй сукупності призводить до погіршення тактико-технічних характеристик об'єктів в цілому [1, 2, 3, 4].

На рухомих об'єктах різноманітного призначення широке застосування знайшли поплавкові гіроскопи. Функціональне їх використання досить різномічне – в системах керування рухом як пілотажні прилади (наприклад, у блоках демпфіруючих гіроскопів), в навігаційних комплексах, нарешті як чутливих елементів гіростабілізованих платформ.

Як з'ясувалося, наявність оточуючої гіроагрегат рідини призводить не тільки до поліпшення динамічних властивостей приладу, але і до суттєвого росту похибок вимірювань за дії зовнішніх чинників просторової структури. Йдеться про вплив проникаючого акустичного випромінювання, яке сягає 140-150 дБ під головним аеродинамічним обтікачем ракет-носіїв. Експериментальні дослідження довели, що акустична вібрація, яка генерується в багатофазному підвісі гіроскопа слугує причиною появи додаткових похибок вимірювань [5,6,7,8].

Постановка задачі

Отже, з'ясування природи пружної взаємодії підвісу гіроскопа з проникаючим акустичним випромінюванням, аналітичний опис виникаючих хвильових

процесів, надасть можливість з'ясування структури явища і, нарешті, окреслити шляхи синтезу засобів боротьби з ним.

Метою досліджень постає спроба аналітичного опису динаміки бічної поверхні поплавця двостепеневого гіроскопа під дією просторових збуджуючих чинників, що полягає в науково обґрунтованому виборі апроксимацій координатних функцій поплавця за його невісесиметричної деформації.

Визначення компонент вектора пружних переміщень

З лінійної теорії пружності відомо, що за заданим полем тензора деформацій обчислення складових вектора переміщень (згідно співвідношення Чезаро-Вольтерра) здійснюється з точністю до лінійних та кутових переміщень як абсолютно твердого тіла. Якщо тіло відноситься до декартових координат, тоді аналітична форма шуканих компонентів вектора переміщень набуває вигляду [9]:

$$\begin{aligned}
 U(x, y, z) &= U_0 + \int_{M_0M} \left[\varepsilon_{xx} dx + \left(\frac{1}{2} \varepsilon_{xy} - \omega_z \right) dy + \left(\frac{1}{2} \varepsilon_{xz} + \omega_y \right) dz \right]; \\
 V(x, y, z) &= V_0 + \int_{M_0M} \left[\varepsilon_{yy} dy + \left(\frac{1}{2} \varepsilon_{xy} - \omega_x \right) dz + \dots \right]; \\
 W(x, y, z) &= W_0 + \int_{M_0M} \left[\varepsilon_{zz} dz + \left(\frac{1}{2} \varepsilon_{xz} - \omega_y \right) dx + \dots \right],
 \end{aligned} \tag{1}$$

де U_0, V_0, W_0 – довільні сталі.

Якщо компоненти деформації дорівнюють нулю, тоді

$$\omega_x = \omega_x^0; \quad \omega_y = \omega_y^0; \quad \omega_z = \omega_z^0$$

і вираз (1) змінюється:

$$\begin{aligned}
 U &= U_0 + \omega_y^0(z - z_0) - \omega_z^0(y - y_0); \\
 V &= V_0 + \omega_z^0(x - x_0) - \omega_x^0(z - z_0); \\
 W &= W_0 + \omega_x^0(y - y_0) - \omega_y^0(x - x_0).
 \end{aligned} \tag{2}$$

Або у векторній формі:

$$\begin{aligned}
 \vec{U} &= \vec{U}_0 + \vec{\omega}_0 \times (\vec{r} - \vec{r}_0); \\
 \vec{V} &= \vec{V}_0 + \vec{\omega}_0 \times (\vec{r} - \vec{r}_0); \\
 \vec{W} &= \vec{W}_0 + \vec{\omega}_0 \times (\vec{r} - \vec{r}_0).
 \end{aligned} \tag{3}$$

За допомогою цих співвідношень описуються поступальні та кутові переміщення поплавця гіроскопа як абсолютно твердого тіла. Тут позначено: M_0 – довільна точка бічної поверхні поплавця; $M(x, y, z)$ – точка, координати якої визначаються; M_0M – довільний контур, що з'єднує точки M_0 та M .

Отже, координатні функції бічної поверхні поплавця можна записати у вигляді:

$$\begin{aligned}
 U_z &= U_0 + U_{o\delta} + \sum_{k=0}^{\infty} \left[U_{z,k}^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + U_{z,k}^{(2)}(t, z) \sin k\varphi \right] \\
 U_\varphi &= V_0 + V_{o\delta} + \sum_{k=0}^{\infty} \left[U_{\varphi,k}^{(1)}(t, z) \sin k\varphi + U_{\varphi,k}^{(2)}(t, z) \cos k\varphi \right] \\
 W &= W_0 + W_{o\delta} + \sum_{k=0}^{\infty} \left[W_k^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + W_k^{(2)}(t, z) \sin k\varphi \right] \quad k = 0, 1, 2, \dots
 \end{aligned} \tag{4}$$

Тут $U_0, V_0, W_0, U_{o\delta}, V_{o\delta}, W_{o\delta}$ – поступальні разом із центром мас та обертальні переміщення поплавця гіроскопа як абсолютно твердого тіла.

У зв'язку з тим, що поплавець розглядається як замкнута оболонка обертання, тому слід очікувати у напрямку паралельні періодичності силових та кінематичних полів, тобто вони належним чином залежатимуть від періодичних функцій зразка $\cos k\varphi, \sin k\varphi$. У свою чергу, зовнішнє збурення, хоча б формально, можна навести у вигляді рядів Фур'є за координатою φ і, отже, у виразі (4) з'являються треті складові переміщень. Вісесиметричному випадку дії зовнішнього збурення відповідає $k = 0$ у виразі (4), невісесиметричному – $k = 1$, циклічному – $k = 2, 3, \dots$

Розглянемо випадок $k = 1$, як найбільш цікавий з погляду практичних досліджень. Тоді вираз (4) конкретизується:

$$\begin{aligned}
 U_z &= U_0 + U_{o\delta} + U_{z,1}^{(1)}(t, z) \cos \varphi + U_{z,1}^{(2)}(t, z) \sin \varphi; \\
 U_\varphi &= V_0 + V_{o\delta} + U_{\varphi,1}^{(1)}(t, z) \sin \varphi + U_{\varphi,1}^{(2)}(t, z) \cos \varphi; \\
 W &= W_0 + W_{o\delta} + W_1^{(1)}(t, z) \cos \varphi + W_1^{(2)}(t, z) \sin \varphi.
 \end{aligned} \tag{5}$$

Прийmemo наступні позначення:

$$\begin{aligned}
 U_{z,1}^{(1)} &= \omega_1(z) A_1^{(1)}(t) \varphi_1^{(1)}(z); \\
 U_{z,1}^{(2)} &= \omega_1(z) A_1^{(2)}(t) \varphi_1^{(2)}(z); \\
 U_{\varphi,1}^{(1)} &= \omega_1(z) B_1^{(1)}(t) \psi_1^{(1)}(z); \\
 U_{\varphi,1}^{(2)} &= \omega_1(z) B_1^{(2)}(t) \psi_1^{(2)}(z); \\
 W_1^{(1)} &= \omega_2(z) C_1^{(1)}(t) \gamma_1^{(1)}(z); \\
 W_1^{(2)} &= \omega_2(z) C_1^{(2)}(t) \gamma_1^{(2)}(z),
 \end{aligned} \tag{6}$$

де $\omega_1(z) = z^2(1-z)^2$, $\omega_2(z) = z^4(1-z)^4$ – коректуючі функції Кравчука; z – поздовжня координата поплавця; φ – кутова координата у площині шпангоута; U_z – поздовжні деформації поверхні, U_φ – колові, W – згинні.

Нехай мають місце довільні співвідношення:

$$\begin{aligned}
 \omega_1(z) H_2(z) &= z^2(1-z)^2 H_2(z); \\
 \omega_2(z) H_4(z) &= z^4(1-z)^4 H_4(z),
 \end{aligned} \tag{7}$$

де $H_2(z), H_4(z)$ – довільні диференційовані функції.

Обчислимо наступні похідні:

$$\begin{aligned}
 (\omega_1 H_2)' &= 2z(1 - 3z + 2z^2)H_2 + z^2(1 - z)^2 H_2'; \\
 \omega_2 H_4 &= (z^4 - 4z^5 + 6z^6 - 4z^7 + z^8)H_4 = J; \\
 J' &= (4z^3 - 20z^4 + 36z^5 - 28z^6 + 8z^7)H_4 + (z^4 - 4z^5 + 6z^6 - 4z^7 + z^8)H_4'; \\
 J'' &= (12z^2 - 80z^3 + 180z^4 - 168z^5 + 56z^6)H_4 + \\
 &+ (8z^3 - 40z^4 + 72z^5 - 56z^6 + 16z^7)H_4' + (z^4 - 4z^5 + 6z^6 - 4z^7 + z^8)H_4''; \\
 J''' &= (12 \cdot 2z - 80 \cdot 3z^2 + 180 \cdot 4z^3 - 168 \cdot 5z^4 + 56 \cdot 6z^5)H_4 + \\
 &+ (12z^2 - 80z^3 + 180z^4 - 168z^5 + 56z^6)H_4' + \\
 &+ (24z^3 - 160z^4 + 360z^5 - 56 \cdot 6z^6 + 16 \cdot 7z^7)H_4'' + \\
 &+ (8z^3 - 40z^4 + 72z^5 - 56z^6 + 16z^7)H_4''' + \\
 &+ (4z^3 - 20z^4 + 36z^5 - 28z^6 + 8z^7)H_4'''' + \\
 &+ (z^4 - 4z^5 + 6z^6 - 4z^7 + z^8)H_4'''''.
 \end{aligned}$$

Поклавши тут $z = 0$, $z = 1$, приходимо до висновку, що

$$\begin{aligned}
 (\omega_1 H_2)' \Big|_{z=0} &= 0; \quad (\omega_1 H_2)' \Big|_{z=1} = 0; \\
 J''' \Big|_{z=0, z=1} &= 0; \quad J'' \Big|_{z=0, z=1} = 0; \quad J' \Big|_{z=0, z=1} = 0.
 \end{aligned}$$

Отже, немає сумнівів, що апроксимації (5) задовольняють граничним умовам з точністю до переміщень поплавця як абсолютно твердого тіла. Взагалі, на краях поплавця матимуть місце якісь переміщення, але внаслідок достатньо великої жорсткості оболонки ними можна нехтувати у порівнянні з переміщеннями абсолютно твердої оболонки.

Функції $A_1^{(1)}, A_1^{(2)}, B_1^{(1)}, B_1^{(2)}, C_1^{(1)}, C_1^{(2)}$ визначаються досить легко за умови їх представлення у вигляді $A_1^{(1)} = a_{z1}^{(1)} \exp i \omega_1^{(1)} t$ і т.д. [10]. Вибір функцій $\varphi_1, \psi_1, \gamma_1$ проводиться за умови лінійної незалежності кожної пари. В іншому – довільний вибір. Для попередніх розрахунків можна взяти, наприклад, наступні структури:

$$\begin{aligned}
 \varphi_1^{(1)}(z) &= \cos nz; \quad \psi_1^{(1)}(z) = \cos mz; \quad \gamma_1^{(1)}(z) = \cos pz; \\
 \varphi_1^{(2)} &= \sin nz; \quad \psi_1^{(2)} = \sin mz; \quad \gamma_1^{(2)} = \sin pz.
 \end{aligned}$$

Чисельні результати дають підставу для вибору $m = n = p = 1$. Залежність нижших безрозмірних частот $\omega_1^{(1)}, \omega_1^{(2)}$ і т.д. від відповідних значень напівхвиль m, n, p , така, що близькими до частот реального поплавця будуть лише перші частоти.

Висновки

Наведені результати дають можливість науково обґрунтувати вибір апроксимацій координатних функцій поплавця гіроскопа за умови його невісесимет-

ричної деформації. Вони дозволяють встановити ступінь впливу один на одного коливальних процесів за всіма координатами – вздовж довжини, паралелі та в поперечному напрямі.

Узагальнена постановка задачі дає можливість проаналізувати також віссиметричний та циклічний характер деформування поверхні поплавця.

Надалі, перспективним уявляється чисельний аналіз координатних функцій поплавця гіроскопа довільної форми окреслення лінії меридіану з наступним узагальненням явища та рекомендаціями щодо ефективного його нівелювання.

Література

1. Mel'nick V.N., Karachun V.V. Influence of acoustic radiation on the sensors of a gyro-stabilization platform // International Applied Mechanics. – 2004. – Vol. 40. – № 10. – P. 122-130.
2. Mel'nick V.N., Karachun V.V. Determining Gyroscopic Integrator Errors to Diffraction of Sound Waves // International Applied Mechanics. – 2004. – Vol. 40. – № 3. – P. 328-336.
3. Карачун В.В., Потапова Е.Р., Мельник В.Н. О погрешности построения вертикали при старте носителей // Космічна наука і технологія. – 1999. – Т. 5. – № 4. – С. 70-74.
4. Koshljakov V.N., Karachun V.V., Mel'nick V.N., Saverchenko V.G., Balanin V. Kh. The same aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation. The World Congress “Aviation in the XXI-st Century”, September 14-16, 2003, Kyiv, Ukraine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine – P. 2.37-2.40.
5. Mel'nick V.N., Karachun V.V. The some aspects of the gyroscopic stabilization in acoustic fields // International Applied Mechanics. – 2002. – 38, № 1. – P. 74-80.
6. Karachun V.V. About the Influence of Acoustic Influences to the Equipment of Space Apparatus Complex // Proceeding of Fourth Ukraine–Russia–China symposium on space science and technology. Ukraine, September 12-17, 1996. – P. 720.
7. Karachun V.V., Yankovoy V.V., Potapova E.R. Resilient interaction of external acoustical emission with mechanical systems of management devices. Ankara International Aerospace conference. 19-21 September, 1996.
8. В.В.Карачун и др. Многомерные задачи нестационарной упругости подвеса поплавкового гироскопа / В.В.Карачун, В.Г. Лозовик, Е.Р.Потапова, В.Н.Мельник; Под ред. В.В.Карачуна. – К.: Корнейчук, 2000. – 128 с.
9. Черных К.Ф. Линейная теория оболочек.: В 2-х ч. – Л.: Изд-во Ленинградского ун-та, 1962.
10. Мельник В.М., Карачун В.В. Невіссиметричний випадок пружної деформації поплавця гіроскопа // Вісник ЖДТУ. – 2006. – № 2 (37) . – С.86–91.

<p>Карачун В.В., Мельник В.Н. Выбор аппроксимаций координатных функций неосесимметричной деформации поплавка гироскопа.</p> <p>Приводятся результаты аналитического описания деформации боковой поверхности поплавка двухстепенного гироскопа при пространственном нагружении. Результаты дают возможность установить закономерности упругих перемещений поверхности для симметричного, осесимметричного и циклического действия внешних возмущений.</p>	<p>Karachun V.V., Mel'nick V.N. Choice of approximations of coordinate functions non axissymmetrical deformations of a float of a gyroscope.</p> <p>Results of the analytical description of deformation of a lateral surface of a float of a two-sedate gyroscope are resulted at spatial loadings. Results enable to establish laws of elastic movings of a surface for symmetric, non axissymmetrical and cyclic action of external indignations.</p>
---	---

*Надійшла до редакції
1 вересня 2006 року*

УДК 629.7.018

ОСНОВИ РЕАЛІЗАЦІЇ РЕЖИМУ НАВІГАЦІЇ В БОРТОВОМУ ТРЕНАЖЕРНОМУ КОМПЛЕКСІ ЛІТАКА Л-39

Жук Є.В., Черняк С.І., Кадочніков С.М., Жук В.Л., Казенне підприємство "ЦКБ "Арсенал", м. Київ, Україна

Викладені основи реалізації режиму навігації в бортовому тренажерному комплексі підготовки льотчиків, який призначається для встановлення на учбово-тренувальному літаку Л-39. Приведені формули обчислення основних навігаційних параметрів для режиму польоту за заданим маршрутом в форматі літаків типу МіГ-29 (Су-27).

Вступ

Бортовий тренажерний комплекс БТК-39 призначений для забезпечення навчання льотчиків, придбання і підтримання навичок пілотування і бойового застосування в режимах, які реалізовані на літаках типу МіГ-29 (Су-27). Комплекс розміщується на учбово-тренувальному літаку Л-39, і тренування льотчиків відбувається безпосередньо в реальному польоті (на відміну від наземних стаціонарних комплексів). Актуальність створення бортового тренажера пов'язана з вирішенням проблеми освоєння дорогих в експлуатації бойових літаків із мінімально можливими витратами.

Наразі відомо низки наукових праць [1-3], направлених на створення конструкції „учбовий літак плюс тренажер”, яка забезпечує навчання і тренування льотного складу бойової авіації. Задачами таких систем є забезпечення функціонування в режимах навігації і прицілювання в форматах реальних об'єктів, тобто з максимальним наближенням до режимів бойових літаків МІГ-29 (Су-27). Однак ці роботи не визначають загального підходу до забезпечення режиму навігації на тренажерах, що встановлюються на легких учбово-тренувальних літаках.

Метою роботи є визначення основ реалізації режиму навігації в бортовому тренажерному комплексі БТК-39, які дозволили реалізувати політ за маршрутом у форматі реального об'єкта (з забезпеченням відповідного режиму індикації необхідними даними).

Основна частина. Проблема розв'язання задачі навігації для тренажерного комплексу

Основна проблема в даному випадку полягає в тому, що на базовому літаку Л-39 відсутній бортовий обчислювач і відсутній комплекс навігаційного обладнання, а політ за маршрутом був реалізований тільки у режимі ручного керування. У зв'язку з цим були враховані основи реалізації режиму навігації у форматі реального об'єкта, які пов'язані з вирішенням наступних питань.

1. В кабіні літака Л-39 був встановлений спеціальний пульт керування режимами, який забезпечує можливість включення режиму навігації (наряду з

імітацією включення режимів бойового застосування).

2. Літак Л-39 був оснащений апаратурою споживачів супутникових навігаційних систем (СНС), що дало можливість одержувати значення поточних параметрів руху літака.

3. В склад бортового обладнання був введений цифровий обчислювач, який забезпечив розрахунки параметрів навігаційної обстановки та управління індикацією.

4. Відображення навігаційної обстановки у форматі реальних об'єктів забезпечується завдяки встановленню на літаку індикатора на лобовому склі (ІЛС) та індикатора прямого бачення.

Наявність цифрового обчислювача дозволяє вводити в його пам'ять (з використанням віртуального пульта вводу, який розміщений на індикаторі прямого бачення) координати проміжних пунктів маршруту (ППМ) або аеродромів: φ_i - географічну широту чергового i -го ППМ, λ_i - географічну довготу чергового i -го ППМ, висоту H_i над рівнем моря i -го ППМ. Задача визначення основних навігаційних параметрів при польоті за заданим маршрутом зводиться до обчислення поточної дальності (D_i) та розрахункового часу (T_i) польоту до чергового ППМ, поточного значення азимутального кута (a_{12i}) на черговий ППМ. Основи визначення цих параметрів в цифровому обчислювачі заключаються в наступному.

В польоті за маршрутом в режимі навігації з літаком Л-39 зв'язується нормальна система координат $OXYZ$, початок якої розміщується в точці O місцезнаходження літака. Вісь OX направляється на північ по дотичній до географічного меридіану, який проходить через точку O . Вісь OZ направляється на схід по дотичній до географічної паралелі, яка проходить через точку O . Вісь OY направляється вгору перпендикулярно площині OXZ . Для спрощення розглянемо випадок горизонтального польоту літака по маршруту (кут нахилу траєкторії польоту близький до нуля). Введемо зв'язану систему координат $OX_L Y_L Z_L$, початок якої і вісь OY_L співпадають відповідно з початком і віссю OY нормальної системи координат $OXYZ$. Вісь OX_L направлена по напрямку повздовжньої вісі літака вперед, поперечна вісь OZ_L перпендикулярна до осі OX_L і направлена в сторону правої половини крила Л-39. На малюнку 1 показано відносне розміщення осей OXZ і $OX_L Z_L$ (в горизонтальній площині).

Завдяки введенню в склад датчиків літака апаратури споживачів СНС (виробництва ДП "Оризон - Навігація", м. Сміла, Україна) в системі координат $OXYZ$ визначається наступна інформація [4-6]:

- φ , λ , H – відповідно географічна широта, географічна довгота та висота польоту над рівнем моря літака;

- W , Ψ_{III} – відповідно шляхова швидкість та шляховий кут польоту літака.

При польоті на заданий i -й ППМ основні навігаційні параметри можуть бути розраховані наступним чином.

Позначимо через $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ проекції відносного положення літака та і-го ППМ відповідно по широті і по довготі:

$$\Delta\varphi = \varphi_i - \varphi, \quad \Delta\lambda = \lambda_i - \lambda.$$

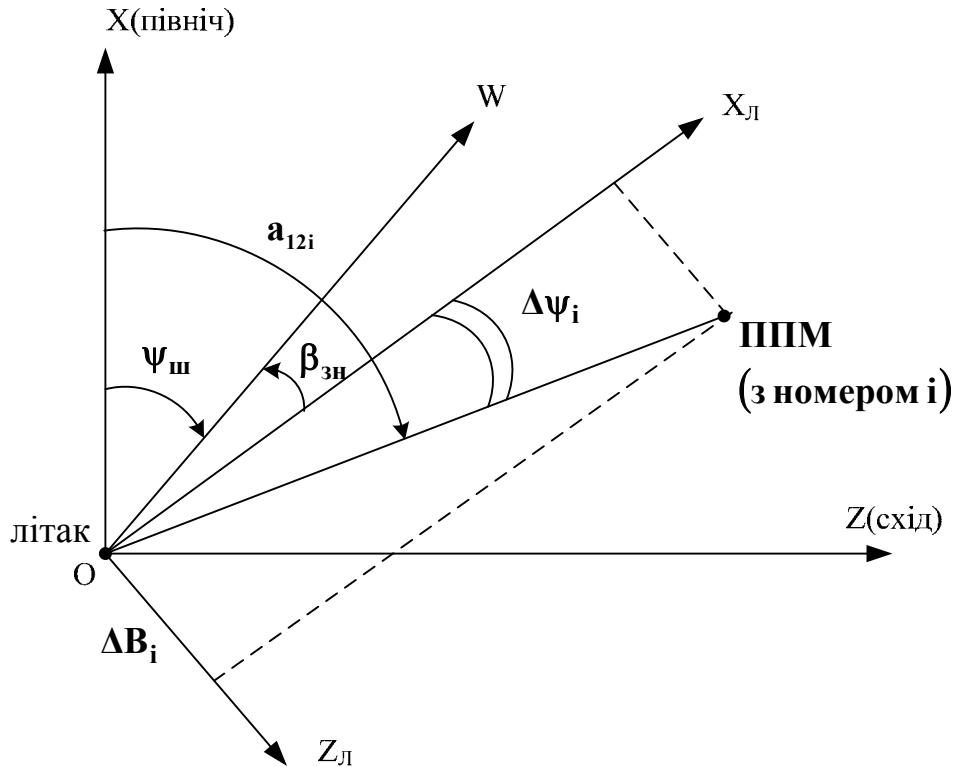


Рисунок 1 – Осі нормальної та зв'язаної систем координат при горизонтальному польоті.

Тоді лінійні координати відносного положення літака та і-го ППМ по широті (ΔX_i) і по довготі (ΔZ_i) визначаються так:

$$\Delta X_i = k_1(\varphi_i) \cdot \Delta\varphi,$$

$$\Delta Z_i = k_2(\varphi_i) \cdot \Delta\lambda,$$

де $k_1(\varphi_i)$, $k_2(\varphi_i)$ – коефіцієнти перерахунку віддалей на земній поверхні при переведенні їх із кутових величин в лінійні величини (ціна градуса географічної широти в метрах і ціна градуса географічної довготи в метрах). Формули для визначення коефіцієнтів $k_1(\varphi_i)$, $k_2(\varphi_i)$ приведені в [6].

З урахуванням приведених формул визначається горизонтальна дальність до і-го ППМ:

$$D_i = \sqrt{(\Delta X_i \cdot \Delta X_i + \Delta Z_i \cdot \Delta Z_i)},$$

а також похила дальність до і-го ППМ:

$$D_i^{\Pi} = \sqrt{(H - H_i)^2 + D_i^2}.$$

Орієнтовний час польоту до і-го ППМ визначається по формулі:

$$T_i = \frac{D_i}{W}$$

Кут a_{12i} між напрямком на північ і напрямком на i -й ППМ являється функцією поточних географічних координат літака та географічних координат i -го ППМ і визначається за наступними формулами [6]:

якщо $\text{abs}(\alpha_X) \geq \text{abs}(\alpha_Z)$, то

$$a_{12i} = 180^\circ - 90^\circ \cdot \text{sign}(\alpha_Z) + (\chi - 90^\circ) \cdot \text{sign}(\alpha_X) \cdot \text{sign}(\alpha_Z);$$

якщо $\text{abs}(\alpha_X) < \text{abs}(\alpha_Z)$, то

$$a_{12i} = 180^\circ - 90^\circ \cdot \text{sign}(\alpha_Z) - \chi \cdot \text{sign}(\alpha_X) \cdot \text{sign}(\alpha_Z),$$

де введені позначення:

$$\chi = (180^\circ / \pi) \cdot \text{arctg}(U),$$

$$U = \text{abs}(\alpha_Z / \alpha_X), \text{ якщо } \text{abs}(\alpha_X) \geq \text{abs}(\alpha_Z),$$

$$U = \text{abs}(\alpha_X / \alpha_Z), \text{ якщо } \text{abs}(\alpha_X) < \text{abs}(\alpha_Z),$$

причому:

$$\alpha_X = \sin(\varphi_i - \varphi) + \cos(\varphi_i) \cdot \sin(\varphi) \cdot [1 - \cos(\lambda_i - \lambda)],$$

$$\alpha_Z = \cos(\varphi_i) \cdot \sin(\lambda_i - \lambda).$$

Параметри відхилення поточного польоту від заданого маршруту обчислюються наступним чином.

Кут між віссю OX_L зв'язаної системи координат $OX_L Y_L Z_L$ і напрямком на i -й ППМ (відхилення по курсу поточного польоту від заданого маршруту) визначається так (малюнок 1):

$$\Delta\Psi_i = a_{12i} - (\Psi_{III} - \beta_{3H}).$$

Кут знесення β_{3H} (кут між векторами повітряної і шляхової швидкості) може бути одержаний як вхідний параметр (при наявності відповідної апаратури на борту літака) або вирахований як різниця шляхового кута та кута курсу літака.

Бокове відхилення поточного польоту від заданого маршруту представляє собою проекцію віддалі D_i на вісь OZ_L зв'язаної системи координат $OX_L Y_L Z_L$ і визначається наступним співвідношенням:

$$\Delta B_i = D_i \cdot \sin(\Delta\Psi).$$

Якщо задана висота поточного польоту H_{3i} на i -й ППМ, то відхилення по висоті поточного польоту від заданого маршруту:

$$\Delta H_i = H - H_{3i}.$$

Якщо задана швидкість поточного польоту V_{3i} на i -й ППМ, то відхилення по швидкості поточного польоту від заданого маршруту:

$$\Delta V_i = V - V_{3i},$$

де V – швидкість літака істинна.

Обчислені навігаційні дані (D_i , T_i , a_{12i} , $\Delta\Psi_i$, ΔB_i , ΔH_i , ΔV_i) дозволяють виводити на індикацію на ІЛС в форматі літаків Міг-29 (Су_27) навігаційну обстановку, яка забезпечує керування літаком на різних етапах польоту за задалегідь заданим маршрутом.

Висновки

Отримані результати дають можливість здійснювати раціональне проектування бортового тренажерного комплексу, який може бути установлений на легких учбово – тренувальних літаках типу Л-39 і який призначений для навчання та тренування льотчиків в режимі навігації в форматі бойових літаків типу МіГ-29 (Су-27).

Подальший напрямок досліджень пов'язаний з введенням в бортовому обчислювачі комплексної обробки даних, які одержані від приймача СНС та які розраховані шляхом курсо - повітряного зчислення координат.

Література

1. Ноздрин В.Н. Новый вид авиационных тренажеров и устройств моделирования полетов // Проблемы безопасности полетов. – 1999. - № 1. – С. 23 – 26.
2. Пасекунов И.В. Специализированные тренажеры боевого применения // Аэрокосмическое обозрение. 2003. - № 4. - С. 66-68.
3. Черняк С., Поздняков А., Жук Є., Михайлюк О., Лампик М.. Про можливість оптимізації підготовки льотного складу бойової авіації // Арсенал-XXI. – 2005. - № 1-4. - С. 84-86.
4. Соловьев Ю.А. Спутниковая информация и ее приложение. - М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2003. – 326 с.
5. Бабак В.П., Конін В.В., Марченко В.П. Спутниковая радионавигация. - К.: Техніка, 2004. - 328 с.
6. Жук Е.В. Решение задачи прицеливания при бомбометании по информации от спутниковых навигационных систем // Вісник НТУУ «КПІ». Серія ПРИЛАДОБУДУВАННЯ. - 2005.- Вип. 29. - С. 18 - 24.

Жук Е.В., Черняк С.И., Кадочников С.М., Жук В.Л. **Основы реализации режима навигации в бортовом тренажерном комплексе самолета Л-39.**

Изложены основы реализации режима навигации в бортовом тренажерном комплексе подготовки летчиков, который предназначен для установки на учебно-тренировочном самолете Л-39. Приведены формулы вычисления основных навигационных параметров для режима полета по заданному маршруту в формате самолетов типа МиГ-29 (Су-27).

Zhuk Ye.V., Chernyak S.I, Kadochnikov S.M., Zhuk V.L. **Fundamentals of realization the navigation mode in the airborne simulating complex of the aircraft l-39.**

Fundamentals of realization the mode of navigation in the airborne simulating complex for military pilots training, which was developed for a placing on the trainer L-39. Calculation formulae of main navigation parameters for a flight mode on the given route in the military aircraft MiG-29 (Su-27) format is given.

Надійшла до редакції
4 квітня 2007 року