

СЕКЦІЯ 1

**ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА НАВІГАЦІЙНИХ ПРИЛАДІВ І СИСТЕМ,
СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ТА ДІАГНОСТИКИ**

УДК 629.179.13

**СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ
ГАЗОТУРБИННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Трофименко Р. А., Антонов А. О., Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

Техническое развитие методов и систем управления авиационными газотурбинными двигателями предъявляет жесткие требования к средствам контроля и диагностики объекта управления. Современным стандартом системы автоматического управления (САУ) маршевого двигателя воздушного судна – является наличие многоканальной электронной САУ с разветвленной системой контроля и диагностики. Предъявляемые к такой САУ требования приводят к функциональному усложнению системы: увеличению количества регулируемых параметров, и соответственно – датчиков, сигнализаторов и выходных управляющих команд. В свою очередь усложнению системы способствует необходимость резервирования функциональных частей САУ. Одна из важнейших функций электронной САУ заключается в контроле элементов входящих в состав САУ (агрегатов, датчиков, исполнительных механизмов и линий связи).

Встроенная система контроля обеспечивает мониторинг измерительных цепей для последующего игнорирования полученных от него данных, либо получения их от другого измерительного канала. Основные методы контроля заключаются в алгоритмическом анализе объекта управления (двигателя): определение газодинамической устойчивости компрессора, контроле кинематических связей, оценке трендов параметров. Данные методы диагностики предназначены для предотвращения предельных режимов работы двигателя и совместно с алгоритмами регулирования составляют ядро системы.

Обязательной частью электронной САУ авиационного двигателя является система вибродиагностики, позволяющая проводить мониторинг текущего состояния двигателя и прогнозировать появление критической ситуации. Последняя должна парироваться отключением двигателя или уменьшением на него нагрузки (в полете), либо же снятием его для проведения технического обслуживания.

Современной тенденцией в проектировании САУ является введение трендовых счетчиков для подсчета наработки узлов и агрегатов на разных режимах работы двигателя. После анализа выдается решение о замене

конкретного узла или агрегата, что обеспечивает более полную и безопасную эксплуатацию компонент двигателя.

Предприятием ПАО «НТК «Електронприлад» разработан электронный блок управления и контроля БУК-500-14, реализующий электронную часть САУ маршевого турбовинтового двигателя МС-14 самолета АН-2-100. Блок сконструирован по двухканальной топологии и структурно состоит из семи основных модулей:

- дублированный модуль сбора и управления, реализует функции обработки информации и управление расходом топлива;
- дублированный модуль ввода-вывода команд, обеспечивающий прием и выдачу дискретных команд управления;
- дублированный модуль, управляющий направляющим аппаратом компрессора;
- модуль селектора каналов, реализующий селекцию каналов управления для безотказной работы САУ при деградации ее составных элементов.

Ключевые слова: авиационные двигатели, САУ, диагностика, контроль.

УДК 621.179

МОДЕЛЮВАННЯ НАЙБІЛЬШ НЕБЕЗПЕЧНОГО СЦЕНАРІЮ РУЙНУВАННЯ ЗВАРНИХ ШВІВ РЕЗЕРВУАРУ ДЛЯ ПАЛИВА І РОЗЛИВУ ПАЛИВА НА СТАНЦІЇ ВЕРНАДСЬКИЙ

¹⁾Кузько О. В., ²⁾Бурау Н. І., ²⁾Жуковський Ю. Г., ³⁾Киричук О. А.,

¹⁾Національний антарктичний науковий центр, м. Київ, Україна; ²⁾Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна; ³⁾Київський Національний університет будівництва і архітектури, м. Київ, Україна

В теперішній час Комітет Менеджерів Національних Антарктичних Програм (COMNAP) виконує вісім Стратегічних Проектів, серед яких важливе місце посідає Проект з Систематизації Планів Дій в Надзвичайних Ситуаціях, що пов'язані з розливом палива на антарктичних станціях. Серед низки питань, які повинні бути відображені в цих Планах, є питання розробки найбільш небезпечних і найбільш ймовірних сценаріїв розливу палива на станціях та планів протидії розвитку ситуації за цими сценаріями.

В даній доповіді на підставі аналізу наявної технічної документації на новий резервуар для палива на станції Вернадський; аналізу досвіду експлуатації та аварій аналогічних резервуарів в умовах Півночі Росії, що наближені до умов Антарктики; на підставі аналізу відповідних нормативних документів з розробки та експлуатації аналогічних резервуарів; на підставі досвіду математичного моделювання розвитку дефектів в зварних швах під час експлуатації зварних конструкцій розроблена математична модель найбільш небезпечного сценарію руйнування зварних швів резервуару на станції Вернадський внаслідок природних статичних і динамічних навантажень.

Розроблена модель пропонується, перш за все, для прогнозування терміну можливої втрати механічної міцності зварних швів внаслідок утворення і розвитку дефектів під час експлуатації резервуару, і для прогнозування терміну масштабного розливу палива на станції внаслідок руйнування зварних швів.

Наведено причину, через яку найбільш небезпечний сценарій руйнування зварних швів і масштабного розливу палива на станції може стати також найбільш ймовірним сценарієм. Запропоновано заходи для протидії розвитку подій на станції за зазначеними сценаріями.

Ключові слова: Антарктика, небезпечні ситуації, модель, зварні шви, сценарій руйнування.

УДК 629.05.001.2

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ СИСТЕМИ ГРАВІТАЦІЙНОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ

*Кліштя А. В., Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна*

Вирішення задач, що ставляться перед сучасними штучними супутниками Землі (ШСЗ), часто потребує їх орієнтації на Землю протягом деякого часу. Одним із способів досягнення цієї мети є використання пасивних систем стабілізації кутового руху. Принцип роботи пасивних систем стабілізації супутників заснований на їх взаємодії із зовнішніми силовими полями (з гравітаційним чи магнітним полем Землі) чи на використанні гіроскопічних властивостей тіл, що обертаються.

Для орієнтації у орбітальній системі координат найбільше розповсюдження серед пасивних систем отримали системи гравітаційної стабілізації (СГС).

Принцип дії СГС полягає у наступному. Під час руху по круговій орбіті під дією гравітаційних моментів супутник займає стійке положення, в якому найменша вісь інерції напрямлена по радіус-вектору до орбіти, середня вісь – по дотичній до орбіти та найбільша вісь – по бінормалі до орбіти. Отже, стабільна робота СГС залежить від значень моментів інерції та їх співвідношення.

СГС мають ряд переваг, таких як відносна простота, дешевизна та надійність конструкцій, можливість довгострокового функціонування без затрат енергії чи робочого тіла, відсутністю забруднення простору та спотворень магнітного поля навколо супутника. Основним недоліком таких систем являється невисока точність орієнтації порівняно з активними системами. Проте, величина керуючого моменту може змінюватись у широкому діапазоні за рахунок різноманітних конструкцій розсувних штанг.

Гравітаційні системи досліджувалися та використовувалися ще на початку космічної ери, але пізніше їх було витіснено більш точними активними системами орієнтації. Наразі відбувається тенденція до зменшення габаритів та

здешевлення ШСЗ, що призвело до відновлення активних досліджень гравітаційних систем орієнтації.

У роботі проведено дослідження динаміки супутника з гравітаційною системою стабілізації. Визначено граничні значення параметрів орбіти, значення моментів інерції при яких система є стійкою та задовольняє необхідним умовам точності та масо-енергетичним показникам.

Ключові слова: штучні супутники Землі, система гравітаційної стабілізації.

УДК 629.7

ВПЛИВ ПОМИЛОК ВИМІРЮВАНЬ НА ТОЧНІСТЬ ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ ТЕРМІНАЛЬНОГО УПРАВЛІННЯ

*Хацько Н. Є., Національний технічний університет
“Харківський політехнічний інститут”, м. Харків, Україна*

Розглядається задача термінального управління літальним апаратом за інформацією безплатформної інерційної навігаційної системи.

Рівень розвитку сучасних супутникових навігаційних систем все ще не дозволяє отримувати високоточне навігаційне рішення з необхідною частотою і постійністю. Навіть при повністю розгорнутих супутникових угрупованнях в деяких областях Земної кулі протягом доби можуть виникнути інтервали часу, в які супутникова інформація внаслідок особливого розташування супутників в просторі стає не придатною для високоточної навігації. У цих умовах пілотування здійснюється за інформацією винятково бортової інерційної навігаційної системи, що і визначає актуальність проведеного дослідження.

У доповіді на прикладі спрощеної моделі руху

$$\ddot{r}(t) = u(t),$$

де $r(t)$ – координата об'єкта, $u(t)$ – шукане керуюче прискорення, представлено аналіз точності приведення вектора стану в задану кінцеву точку в залежності від рівня збурень і похибки вхідної інформації. Демонструється засіб синтезу керуючих впливів у замкнутому контурі.

Отримано вираз для координатної похибки:

$$\delta r(t) = -\frac{\delta a}{2} t^2 + \frac{\delta a}{6} \tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau} t} \frac{\delta a}{3} \tau^2 \left(\frac{1}{2} \cos \frac{\sqrt{2}}{\tau} t + \frac{1}{\sqrt{2}} \sin \frac{\sqrt{2}}{\tau} t \right) + \delta r^f(t),$$

де δa – стала величина похибки вимірювань прискорення, τ – параметр синтезу, δr^f – вимушена збурююча складова, обмежена зверху.

Проведено чисельне моделювання, що підтверджує аналітичні висновки: при домінуванні похибки вимірювань δa над збуренням термінальна координатна похибка δr мінімальна для великих значень параметра синтезу τ і

збільшується зі зменшенням цього параметра. При домінуванні збурення тенденція протилежна.

Проаналізовано вимоги до замкнутої системи управління з позицій впливу на точність як динамічного обурення, так і помилок вимірювання вектора стану. Сформульовані рекомендації для проектування алгоритмів автоматичного управління рухом у комплексі з проектуванням інформаційно-вимірювальної системи.

Ключові слова: система управління, бесплатформна інерційна навігаційна система, похибка вимірювання вектора стану, динамічне збурення, точність термінального управління.

УДК 621.396

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДА КАЛИБРОВКИ СИСТЕМЫ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

Некрасова М. В., Национальный технический университет "Харьковский политехнический институт", г. Харьков, Украина

Рассматривается задача определения в лабораторных условиях систематических погрешностей акселерометрического измерительного модуля с целью их дальнейшей алгоритмической компенсации.

Фактическое расположение акселерометра в блоке отличается от номинального на неизвестную величину $\delta\bar{\rho}$ и определяется радиус-вектором $\bar{\rho}^* = \bar{\rho} + \delta\bar{\rho}$, фактическому направлению оси чувствительности соответствует вектор $\bar{e}^* = (\sin(\lambda + \delta\lambda) \cdot \cos(\mu + \delta\mu); \cos(\lambda + \delta\lambda); \sin(\lambda + \delta\lambda) \cdot \sin(\mu + \delta\mu))$, также отличный от номинального (рис. 1).

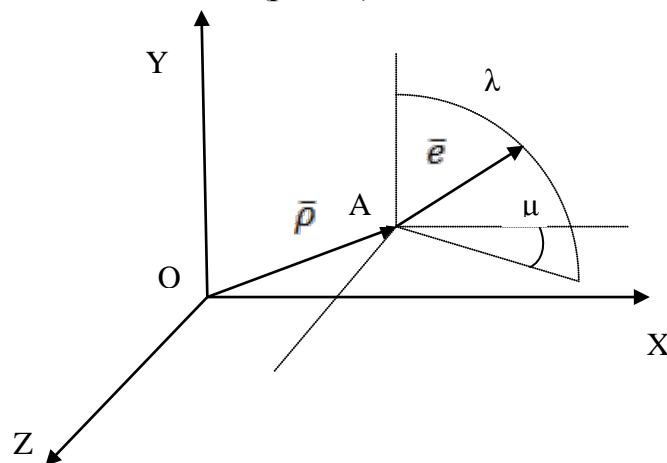


Рис.1. Положення акселерометра в базовій системі координат

Фактическому измерению акселерометра в момент времени t_k соответствует выражение:

$$A_k^* = (\bar{\omega}_{ok}, \bar{e}^*) + (\dot{\bar{\omega}}_k \times \bar{\rho}^*, \bar{e}^*) + (\bar{\omega}_k, \bar{e}^*) \cdot (\bar{\omega}_k, \bar{\rho}^*) - (\bar{\rho}^*, \bar{e}^*) \cdot \omega_k^2 + \Delta a + \xi_k$$

Исходя из предположения малости по абсолютной величине искомым параметров $\delta\bar{\rho}, \delta\lambda, \delta\mu, \Delta a$, можно перейти к линеаризованной модели.

Для калибровки блока акселерометров предлагается использовать трехосный поворотный стенд. При построении модели движения стенда и генерации эталонных значений угловой скорости и углового ускорения использовалась кватернионная кинематическая модель ортогонального типа. Выбор тестового движения осуществлялся исходя из критерия максимальной простоты движения.

Ключевые слова: акселерометр, модель движения, калибровочный стенд.

УДК 531.383

МІКРОМОДУЛЬ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ ДІЮЧОЇ МОДЕЛІ АВТОНОМНОГО ТРАНСПОРТНОГО ЗАСОБУ

Козленко М. І., Прикарпатський національний університет ім. Стефаника, м. Івано-Франківськ, Україна

Дослідження поведінки автономних транспортних засобів, автономних мобільних роботів за допомогою діючих реальних моделей має низку суттєвих переваг у порівнянні з методами математичного та інформаційного моделювання та симуляції. Як правило, сучасні автономні мобільні засоби обладнані тими чи іншими інерціальними навігаційними приладами. Отже при створенні діючих моделей таких засобів постає питання створення простих, недорогих, малогабаритних інерціальних навігаційних систем.

На основі аналізу вимог розроблено мікромодуль, що містить наступні основні вузли: двохосьовий датчик кутової швидкості (MEMS-"гіроскоп") типу LPY550AL фірми ST, трьохосьовий акселерометр типу LIS302SG, трьохосьовий магнітометр типу LSM303DLHC тієї ж фірми, мікроконтролер типу ATXmega32A4 фірми Atmel та стабілізатор живлення типу L78L33AC. Стабілізатор формує напругу живлення значенням 3,3 V з максимальним струмом до 100 mA для живлення усіх компонентів мікромодуля. Мікроконтролер здійснює введення сигналів акселерометра та датчика кутової швидкості за допомогою аналого-цифрового перетворення за 5 каналами зі швидкістю 2 MSPS і введення сигналів магнітометра за допомогою шини I²C. Також мікроконтролер реалізує фільтр Кальмана та програмний інтегратор кутової швидкості, забезпечує доступ до навігаційних даних за інтерфейсами I²C, SPI, UART. Крім того, два сигнали можуть бути виведені в аналоговому форматі зі швидкістю до 1 MSPS. Конфігурування параметрів мікромодуля

здійснюється через UART. Забезпечується безпосередній доступ до аналогових виходів сенсорів.

Основні характеристики мікромодуля є наступні: діапазон вимірювання (повна шкала) магнітометра від 1,3 до 8,1 gauss з роздільною здатністю 2 mgauss. Діапазон вимірювання кутових швидкостей від 500 до 2000 degree/sec, шум 0,059 degree/sec/sqrt(Hz), частотний діапазон до 140 Hz. Чутливість акселерометра 0,478 V/g, шум 200 mg/sqrt(Hz).

Проведені ходові випробування діючої моделі в масштабі 1:10 автономного транспортного засобу показали стабільну працездатність та прийнятність характеристик.

Перспективами подальшого вдосконалення є заміна мікроконтролера на більш продуктивний, сімейства AT91SAM7, реалізація CAN-шини, реалізація інтерфейсу USB.

Ключові слова: мікромодуль, інерціальна навігаційна система, мікроконтролер, акселерометр, гіроскоп, магнітометр.

УДК 681.5.004

ОБРОБКА ДАНИХ З НАДЛИШКОВОГО БЛОКУ ТРЬОХ ДНГ З ВРАХУВАННЯМ ПЕРЕХРЕСНИХ СКЛАДОВИХ СИГНАЛУ

*Мелешко В. В., Лакоза С. Л., Зазімко А. В., Національний технічний університет України,
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

Динамічно налагоджувані гіроскопи (ДНГ) на сьогоднішній день здобули широке розповсюдження в якості чутливих елементів в різноманітних системах стабілізації та орієнтації. Основною перевагою ДНГ можна назвати пружний підвіс гіроскопу, який звільнює прилад від моментів сил сухого тертя, основний з недоліків – присутність перехресних зв'язків, які викликають похибки у вихідному сигналі гіроскопа.

Метод боротьби з впливом перехресних зв'язків, запропонований Одинцовим, успішно долає дану проблему. Суть методу полягає в додаванні ДНГ з протилежним напрямком кінетичного моменту. Шкідливий вплив перехресних зв'язків усувається шляхом додавання сигналів ДНГ. Іншим способом підвищення точності показів приладів на ДНГ є організація надлишкових каналів надходження інформації з блоків з неортогональною орієнтацією вісей чутливості. Обробка даних з конкретного блоку потребує спеціальних алгоритмів, що враховують особливості вихідного сигналу.

Розглянемо обробку даних із надлишкового блоку ДНГ, які розташовані згідно оптимальної конфігурації описаної в [1]. Запишемо структуру вихідного сигналу для трьох ДНГ:

$$\begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \\ \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \alpha_3 \end{bmatrix} = \frac{-1}{H^2 + (Ip + f)^2} \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} & h_{41} & h_{42} & h_{43} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} & h_{51} & h_{52} & h_{53} \\ h_{31} & h_{32} & h_{33} & h_{61} & h_{62} & h_{63} \\ h_{41} & h_{42} & h_{43} & h_{11} & h_{12} & h_{13} \\ h_{51} & h_{52} & h_{53} & h_{21} & h_{22} & h_{23} \\ h_{61} & h_{62} & h_{63} & h_{31} & h_{32} & h_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi_x & 0 \\ \psi_y & 0 \\ \psi_z & 0 \\ 0 & \psi_x \\ 0 & \psi_y \\ 0 & \psi_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} HN_1 & N_1(Ip + f) \\ HN_1 & N_1(Ip + f) \\ HN_1 & N_1(Ip + f) \\ HN_1 & N_1(Ip + f) \\ HN_1 & N_1(Ip + f) \\ HN_1 & N_1(Ip + f) \end{bmatrix}^T \quad (1)$$

де $Y = [\beta_i, \alpha_i]$ – вихідні сигнали ДНГ, $X \{\psi_x, \psi_y, \psi_z\}$ – повороти основи навколо вісей блоку, коефіцієнти $L_{вим} = [h_{ij}]$ – напрямні косинуси вісей чутливості; $N = \{HN_1, N_1(Ip + f)\}$ – коефіцієнти, що враховують пряму і перехресну складову сигналу.

Використовуючи приведену модель (1) сигналу з блоку ДНГ, алгоритм знаходження вхідного сигналу методом найменших квадратів запишеться:

$$X = -H^2 \cdot L_{вим}^{-1} \cdot Y \cdot N(N^T \cdot N)^{-1} \quad (2)$$

Ключові слова: ДНГ, обробка даних, перехресні зв'язки, надлишкові блоки.

Література:

1. С. Л. Лакоза, В. В. Мелешко. Оптимальное размещение двухкомпонентных инерциальных датчиков // С. Л. Лакоза, В. В. Мелешко. Тез. доклада на XIV Конференции молодых ученых "НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ". – С.-Петербург, 2012.

УДК 629.7.05

ИССЛЕДОВАНИЕ ОШИБОК БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ЗАДАННЫХ МОДЕЛЯХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ДАТЧИКОВ

Давыдов В. П., Литвиненко Т. И., Казенное предприятие специального приборостроения «Арсенал», г. Киев, Украина

Авторами рассмотрены уравнения работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) в инерциальной системе координат. Получено решение уравнений погрешностей в квадратурах. В ряде случаев возможно аналитическое решение. Разработано программно-математическое обеспечение (ПМО) для решения уравнений погрешностей в среде MatLab.

Решение уравнений согласуется с известными фактами из теории инерциальной навигации:

- значения ошибок в горизонтальной плоскости совершают колебания с частотой маятника Шулера;

- по вертикальному каналу система неустойчива.

ПМО позволяет:

- определить достижимую точность проектируемой БИНС при известной модели погрешностей датчиков (прямая задача);
- выработать требования к компонентам модели погрешностей датчиков, исходя из технического задания на систему (обратная задача).

В докладе приводятся результаты исследований уравнений ошибок БИНС, вызванных погрешностями акселерометров (АК) и датчиками угловой скорости (ДУС) при заданных моделях погрешностей датчиков:

– погрешности измерения составляющих кажущегося ускорения:

$\Delta\tau_{x,y,z}$ – смещение нуля АК;

$\Delta q_{x,y,z}$ – погрешности масштабных коэффициентов АК;

$\Delta\alpha_{AK}$ – погрешности углов ориентации осей чувствительности АК.

– погрешности измерения вектора абсолютной угловой скорости:

$\Delta\omega_{x,y,z}$ – смещение нуля ЛГ;

$\Delta\mu_{x,y,z}$ – погрешности масштабных коэффициентов ЛГ.

$\Delta\alpha_{ЛГ}$ – погрешности ориентации осей чувствительности ЛГ.

Рассмотрено влияние каждой из компонент моделей погрешностей. В зависимости от значений констант моделей можно определить, какие из компонент оказывают существенное влияние на систему и найти пути повышения точности.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, модель погрешностей датчиков, смещение нуля, масштабный коэффициент, углы ориентации осей чувствительности.

УДК 629.05.001.2

МАГНІТНА СИСТЕМА ОРІЄНТАЦІЇ ШТУЧНИХ СУПУТНИКІВ ЗЕМЛІ

*Кліштя А. В., Сальникова А. О., Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна.*

Залежно від задач, поставлених перед штучним супутником Землі (ШСЗ), для його орієнтації використовуються активні чи пасивні методи орієнтації. Незалежно від методу, що використовується, актуальними задачами є зменшення маси та енергоспоживання системи орієнтації (СО), а отже і усього супутника в цілому, та підвищення точності орієнтації.

Активні системи орієнтації ШСЗ, що використовують маховики, гіроскопи та ін., мають суттєвий недолік, який полягає у тому, що вони принципово потребують другої контури керування, що призводить до суттєвого ускладнення СО.

Магнітна система орієнтації (МСО) має відносно невелику масу, розміри, вартість та енергоспоживання. Використання МСО особливо привабливе на малих літальних апаратах, проте вона забезпечує нижчу точність порівняно з іншими активними системами орієнтації.

Можливість стабілізації супутника по трьом осям із використанням тільки магнітної системи обмежена тим, що в будь-який момент часу механічний керуючий момент завжди перпендикулярний вектору магнітної індукції Землі, що унеможливорює створення моменту в напрямку вектора \vec{B} . Отже, основним недоліком МСО є нездатність забезпечити довільний керуючий момент.

Магнітна система орієнтації складається з тривісного магнітометра та трьох струмових котушок, осі яких розташовано вздовж головних осей інерції супутника. Компоненти вектора індукції визначаються за допомогою магнітометра.

Під час руху супутника по орбіті відбувається перерозподілення проекції вектору індукції магнітного поля Землі на осі супутника. Представляє інтерес дослідити можливість створення просторової орієнтації використовуючи почергове керування по двох осях з урахуванням пере розподілення індукції.

Дана робота присвячена розробці алгоритму керування магнітною системою орієнтації. Було розроблено та досліджено модель магнітної системи з розподіленням законом керування, при якому на кожному з етапів виконується двовісне керування. Показано, як стійкість МСО залежить від нахилу орбіти, на якій використовується штучний супутник.

Ключові слова: магнітна система орієнтації, штучний супутник Землі, точність, магнітометр, струмові котушки.

УДК 621.375

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ANSYS ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ ВОЛНОВОГО ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА

*Костенко Н. С., Бондарь П. М. Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

В качестве чувствительного элемента ВТГ в режиме датчика угловой скорости используют металлический резонатор цилиндрической формы.

Резонатор исследуемого ВТГ компенсационного типа состоит из свободного массивного накопителя колебаний в виде кольца и упругого подвеса – стакана со сложной структурой дна. На дне упругого подвеса размещены пьезокерамические электроды возбуждения колебаний оболочки съема информации, а также компенсационные электроды системы уравнивания.

Условия эксплуатации ВТГ предполагают наличие интенсивных инерционных воздействий – высокочастотной вибрации и ударов. При проектировании упругого подвеса ВТГ следует учитывать моменты сил упругости, возникающие из-за деформаций конструкции в условиях угловой и поступательной вибрации.

Использование трехмерного моделирования и конечно-элементного анализа позволяет значительно сократить время разработки и расчета нового варианта геометрии резонатора и конструкции прибора.

При исследовании и разработке конструкции приходится сталкиваться с проблемой построения адекватной модели, наиболее соответствующей реальному устройству. При разбиении модели на конечные элементы (КЭ) необходимо учитывать как тип конечного элемента, так и тип объектов, из которых состоит сборка.

Встроенные средства Ansys позволяют решать подобные задачи несколькими путями, однако необходимо учитывать немаловажный фактор, зачастую играющий решающую роль, – время. Именно для такого случая предлагается эффективный и достаточно быстрый метод разбиения сложно структурированной модели в Ansys.

На примере ВТГ показан поэтапный процесс подготовки сборки к проведению исследования влияния вибрации и ударного воздействия с целью определения оптимального расположения пьезокерамических электродов, а также оценки возникающих в резонаторе напряжений и деформаций. Встроенными средствами Ansys по разным критериям оценено качество КЭ, на которые разбита модель, а также доказана эффективность предложенного метода.

Ключевые слова: волновой твердотельный гироскоп, вибрация, конечно-элементный анализ.

УДК 531.383

ГИРОСКОП НАПРАВЛЕНИЯ СО СПУТНИКОВОЙ КОРРЕКЦИЕЙ

Мелешко В. В., Бондаренко С. А., Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина

Гироскопы направления (ГН)– это гироскопические приборы, основанные на использовании трехстепенного гироскопа с примерно горизонтальным положением главной оси, предназначенные для контроля за изменениями курса подвижного объекта. ГН обеспечивает только сохранение начального заданного направления в азимуте, а точнее, обеспечивает небольшую скорость отклонения от заданного направления (азимутальный дрейф). При начальной выставке его главной оси в плоскость меридиана он позволяет определять курс объекта на протяжении ограниченного времени, обусловленного скоростью азимутального дрейфа гироскопа и необходимой точностью определения курса. В общем случае ГН позволяет определить углы изменения курса. ГН применяют в авиации, в торпедах, в танках.

Основной проблемой ГН является нарастание погрешностей со временем. Уменьшение погрешностей за счет совершенствования чувствительных

элементов сопряжено с большими трудностями и затратами. В то же время, при небольших затратах, значительный эффект повышения точности достигается при коррекции прибора с помощью спутниковых навигационных систем (СНС). СНС имеет ряд достоинств: высокую точность, высокочастотный характер ошибок, ошибки не имеют тенденции к росту.

В данной работе проводится исследование гироскопа направления со спутниковой коррекцией (СК).

С помощью СК легко устранить видимый уход ГН, зависящий от широты и скорости объекта. Эту информацию выдает СНС. Для того, чтобы устранить собственный (инструментальный) уход ГН, необходимо получить с ГН навигационный параметр, который можно сравнивать с параметром СНС. Навигационным параметром для сравнения может быть выбрана северная составляющая скорости, которая в ГН может быть получена с канала интегральной горизонтальной коррекции при выставке вектора кинетического момента на Север. Для обеспечения демпфирования колебаний может быть использовано внешнее демпфирование от СНС или внутреннее демпфирование при интегрально-позиционной коррекции.

Ключевые слова: гироскоп направления, спутниковая коррекция.

УДК 531.383

К ТЕОРИИ ОБОБЩЕННОГО МАЯТНИКА НА ВИБРИРУЮЩЕМ ОСНОВАНИИ

*Лазарев Ю. Ф. Национальный технический университет Украины
"Киевский политехнический институт", г. Киев, Украина*

Обсуждаются вопросы, связанные с теоретическим исследованием систем, описываемых дифференциальным уравнением вида

$$\alpha'' + 2\zeta\alpha' + [1 + \nu N \cos(\nu\tau + \varepsilon)] \sin \alpha + \nu E \cos(\nu\tau) \cos \alpha = 0, \quad (1)$$

при интенсивных ($N > 1$, $E > 1$) и высокочастотных ($\nu \gg 1$) возмущениях. Объект, описываемый уравнением (1), в дальнейшем называется обобщенным маятником. Им может быть математический и физический маятники при поступательной вибрации точки подвеса, а также двухстепенной гироскопас (ДГК) при угловых колебаниях его корпуса.

Применение метода баланса [1] к обобщенному маятнику и проверка его результатов путем численного интегрирования уравнения (1) на программной модели позволили установить:

1) метод баланса позволяет с высокой точностью определять устойчивые центры собственных и вынужденных колебаний маятника, амплитуды вынужденных колебаний при произвольных значениях параметров ν , E , N , ε в диапазоне $E \leq \nu/2$, $N \leq \nu/2$;

2) с помощью метода баланса можно изучать также и частоты переходных процессов обобщенного маятника; соответствующие формулы

хорошо согласуются с известными результатами, полученными методом усреднения [3, с. 79], однако имеют значительно более широкое поле применения (для любых значений параметров v , E , N , ε в указанных условиях);

3) как показало моделирование, формулы собственных частот, полученные методом баланса, хорошо описывают частоты, полученные в результате моделирования, при амплитудах E , N относительной скорости вибрации основания, меньших $v/4$; при значениях амплитуд, приближающихся к $v/2$, отличие рассчитанных значений частоты от истинных может достигать 35%; в этом случае сказывается близость собственной частоты к половине частоты возбуждения, т.е. к условию параметрического резонанса, в результате чего аксиомы простого усреднения перестают выполняться.

Исследования методом баланса позволило установить следующее.

1. При любой вибрации основания возможно существование до двух положений "равновесия", относительно которых маятник совершает устойчивые колебания с частотой вибрации основания. Какое именно положение из этих двух на самом деле реализуется, зависит от начальных условий.

2. Расположение центров и амплитуда скорости вынужденных колебаний обобщенного маятника не зависят от частоты, а определяются лишь амплитудой безразмерной скорости вибрации основания и сдвигом фаз между колебаниями основания по двум взаимно перпендикулярным направлениям.

3. Вынужденные колебания маятника возможны лишь при амплитуде безразмерной скорости, не превышающей половины относительной частоты вибрации основания. В противном случае наблюдается непрерывное одностороннее вращение маятника вокруг своей оси.

4. Интересным и неожиданным оказался факт потери устойчивости нижнего положения равновесия при интенсивной ($E > \sqrt{2}$) горизонтальной вибрации основания и возникновения вместо него двух симметричных относительно нижнего положения центров устойчивых вынужденных колебаний маятника.

Рассмотрены вопросы определения нижней (по амплитуде колебаний основания) границы возбуждения параметрических колебаний (флаттер-моды), которая оказывается близкой к половине частоты колебаний основания. Установлены соотношения между амплитудами гармоник параметрического колебания.

Ключевые слова: обобщенный маятник, вибрация, метод баланса.

Литература:

1. Лазарев Ю. Ф., Мураховский С. А. О теории двухстепенного гирокомпаса на вибрирующем основании // XI Міжнародна науково-технічна конференція “Приладобудування: стан і перспективи”, 24-25 квітня 2012 року, Тези доповідей. – НТУУ “КПІ”, м. Київ, Україна. – С. 27-28.

УДК 531.383

ЗАСТОСУВАННЯ ФІЛЬТРА КАЛМАНА В ГІРОТЕОДОЛІТІ

*Мураховський С. А., Сапегін О. М., Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут", м. Київ, Україна*

Основа, на яку встановлюється гіротеодоліт, може здійснювати складний просторовий рух. Поступальна вібрація, як складова частина цього руху, спричиняє появу вібраційної похибки, яка може досягати значних величин. Тому актуальною є задача знаходження шляхів зменшення похибок гіротеодолітів, що працюють в складних умовах вібрації основи.

Для вирішення поставленої задачі розроблена математична модель гіротеодоліта в опорних та відносних координатах. Розглянуто вплив на динаміку гіротеодоліта випадкової вібрації основи, а також показано, що випадкова вібрація може приводити до значної похибки. Тому необхідна розробка алгоритмічних засобів оцінки параметрів руху чутливого елемента гіротеодоліту, що дозволять зменшити вібраційну похибку. Одним з таких засобів може бути фільтр Калмана.

Побудовано фільтр Калмана для гіротеодоліта на основі лінеаризованих рівнянь в опорних та відносних координатах. Створена програмна модель у середовищі системи Matlab, яка реалізує чисельне інтегрування рівнянь руху чутливого елемента. На основі відомої моделі об'єкту по ряду доступних вимірів фільтр Калмана дозволяє отримати оцінку змінних стану об'єкту. Розроблена модель дозволяє дослідити особливості спостереження кутових координат та швидкостей при випадковій вібрації основи.

Проведене моделювання показало зменшення впливу випадкової вібрації на вихідний сигнал гірокомпаса, отже оптимальний фільтр суттєво зменшує дисперсію вихідного сигналу, що дозволяє зменшити похибку визначення азимуту.

Ключові слова: гіротеодоліт, фільтр Калмана, випадкова вібрація основи.

УДК:621.179

БЕЗОПАСНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ РЕЗЕРВУАРОВ С ТОПЛИВОМ В УСЛОВИЯХ АНТАРКТИКИ

¹⁾Бурау Н. І., ¹⁾ Жуковський Ю. Г., ²⁾ Кузько О. В.,

¹⁾Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна; ²⁾Національний антарктичний науковий центр, м. Київ, Україна

Защита окружающей среды – одна из главных задач человечества на современном этапе его развития. Особо остро решение этой задачи стоит в Антарктике – регионе с относительно чистой природной средой. Этому способствовало удаление континента, небольшое количество

антарктических станций и персонала на них и чрезвычайно строгие международные документы по Антарктике, запрещающие любую хозяйственную деятельность и регламентирующие защиту окружающей среды.

Времена меняются и с каждым годом все больше звучат требования ряда государств о разрешении добычи полезных ископаемых, которыми богата Антарктика. Увеличивается число антарктических станций и персонала на них, резко вырос антарктический туризм, стареет оборудование на существующих антарктических станциях, что увеличивает потенциальную угрозу загрязнения окружающей среды. Особую угрозу экологической безопасности региона представляют объекты топливно-энергетического комплекса на действующих станциях и, в первую очередь, резервуары для хранения дизельного топлива и трубопроводы. Это связано с тем, что данные объекты эксплуатируются в непрерывном режиме в течение многих лет, постоянно подвергаются рабочим нагрузкам и воздействиям со стороны окружающей среды, а их ремонт и диагностика порой проблематичны.

Несмотря на указанные сложности, эксплуатация резервуаров и трубопроводов должна происходить надежно, полностью исключив возникновение аварийных ситуаций с разливом дизельного топлива.

Статистика по авариям на резервуарах и трубопроводах свидетельствует, что их причины можно разбить на три группы. В первую группу отнесем аварии по причине некачественных проектов и изготовленных по ним комплектующим. В процентном отношении их доля достигает до 23 % от общего числа аварий. Во вторую группу отнесем аварии, которые возникли из-за брака при выполнении монтажных работ. Их доля достигает 63 % от общего числа аварий. В третью группу отнесем аварии из-за несоблюдения правил и требований нормирующих документов при эксплуатации резервуаров и трубопроводов. Их доля составляет порядка 14 %. Как следует из приведенных выше данных, надежность резервуаров и трубопроводов в основном зависит от качества монтажных работ, особенно от качества выполнения сварочных работ. Ведь аварии от некачественной сварки составляют около 70 % от числа аварий по причине некачественного монтажа.

Исходя из изложенного выше, следует планировать мероприятия по безаварийной эксплуатации резервуаров и трубопроводов. Проект резервуара для топлива в условиях Антарктики должен разрабатываться индивидуально с учетом местных климатических условий. Несмотря на небольшие объемы, он должен быть отнесен к объектам первой категории и надежность для всех элементов конструкции должна быть не ниже двух. Проект должен проходить экспертизу независимых специалистов в этой области и только после этого утверждаться Заказчиком. Как уже отмечалось, большая часть аварий происходит при монтажных работах. Поэтому, на этом этапе контроль со стороны Заказчика должен быть особенно тщательным. Какая бы ни была высокая квалификация монтажников, внешняя среда вносит свои коррективы при выполнении работ. Заказчик обязан осуществлять контроль за каждой

операцией при монтаже и принимать их выполнение по акту сдачи-приемки. А такие работы, как сварочные должны в обязательном порядке контролироваться с применением соответствующих инструментальных методов.

Третий этап – эксплуатационный. Здесь стоит задача: строго выполнять все существующие инструкции и требования по эксплуатации резервуаров и трубопроводов. Ведь они разработаны с учетом горького опыта аварий. При эксплуатации резервуаров и трубопроводов должны быть разработаны, утверждены и строго выполняться сроки очистных, регламентных и ремонтных работ. Особое внимание должно быть уделено диагностике и мониторингу. При диагностике осуществляется периодический контроль толщин стенок и днища резервуаров и трубопроводов, качество сварных швов. При мониторинге – постоянном наблюдении, в автоматическом режиме контролируется изменение напряженно-деформированного состояния резервуара, т. е. усталостного изменения структуры металла. Совмещение различных методов диагностики и мониторинга позволяют определять текущее техническое состояние резервуара и трубопроводов и прогнозировать его изменение во времени. Только выполнение всех указанных мер в период эксплуатации резервуаров и трубопроводов позволит осуществить их надежную и безаварийную эксплуатацию.

Ключевые слова: экологическая безопасность, резервуары и трубопроводы, дизельное топливо, надежность, диагностика и мониторинг.

УДК 004.896

ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ С ПРИМЕНЕНИЕМ СРЕДЫ LABVIEW

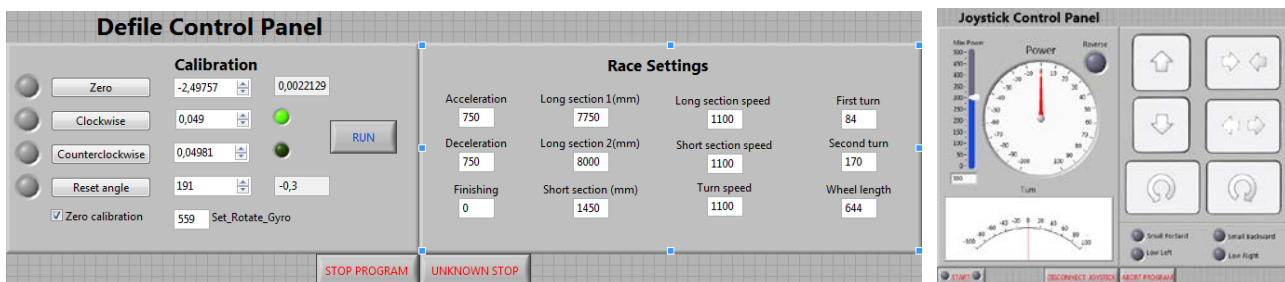
*Багаев Д. В., Балашов Д. А., Маштаков М. В., Пиеничный А. С., Ростовцев Р. М.,
Сутягин А. С., Хапалов В. С., Ковровская государственная технологическая академия
имени В. А. Дегтярева, г. Ковров, Россия*

Программно-аппаратный комплекс управления мобильным роботом состоит из аппаратной части, которая включает в себя аппаратную часть, в которую входит мобильная роботизированная колесная платформа, и программную часть, которая реализована с применением среды разработки NI LabView Robotics.

Ядром комплекса является одноплатная платформа Single-Board RIO, предназначенная для использования во встраиваемых системах и обеспечивающая управление с обратной связью по нескольким каналам. Обратная связь обеспечивается в цифровом виде (энкодеры, т.е. импульсные датчики), или в аналоговом виде (потенциометры).

Шасси разработано как мобильный интеллектуальный носитель со сменными приборными платформами, что позволяет реализовывать различные

функції удаленого інформаційного обслуговування. Основним достоїнством даної розробки є його модульність. Застосування при виготовленні платформи і шасі схожих модулів, які мають зручні з'єднання, дозволить підвищити якість і швидкість виготовлення, збирання і ремонтпридатність апарату. При цьому все шасі може бути розділено на дві-три основні частини, які можуть бути зняті і зібрані за короткий термін. При цьому втрачається точність виготовлення кінцевого продукту, яка може бути частково компенсована проработкою з'єднувальних вузлів. При наявності модульності з'являється можливість транспортування шасі в компактній формі. Також можливість заміни не окремих деталей, а зібраних воедино блоків з ремонтного комплекту або з іншої пошкодженої машини.



а) автономне управління

б) ручне управління

Рис.1. Режимы управления мобильным роботом

Комплекс успешно прошел адаптацию на различных всероссийских соревнованиях по робототехнике, таких как РобоФест (2010, 2011, 2012, 2013).

Ключевые слова: мобильный робот, LabView, Single-Board RIO.

УДК 621.8

ПОИСК ОПТИМАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ СЪЕМА ИНФОРМАЦИИ В СУЩЕСТВУЮЩЕЙ МОДЕЛИ ТРЁХСТЕПЕННОГО ГИРОСКОПА

*Царенко С. В., Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

В системе управления противотанковой ракеты, которая стабилизируется по крену, в качестве датчика стабилизации используется свободный трёхстепенной гироскоп. Источником энергии для гироскопа является пружина, которая приводится в движение путём поджигания фитиля.

Снятие сигнала по крену осуществляется путем получения синусно-косинусного сигнала, импульсы которого генерирует инкрементальный энкодер, он позволяет обеспечить бесконтактное снятие сигнала с внешней подвижной рамки. Сам гироскоп, предназначен для отслеживания положения ракеты относительно линии горизонта.

При эксплуатации ракеты, которая может успешно поражать бронированные цели на дальностях от 100 метров до 5 км, возник вопрос о съеме информации по углу рысканья. Были произведены попытки решения данной проблемы путём установки микромеханических чувствительных элементов (датчиков угловой скорости и акселерометров), но из-за присутствия рулевых элементов в конструкции ракеты сигнал зашумливался звуком издаваемым от их работы, что привело к невозможности использования микромеханики для решения данной проблемы.

Таким образом, вопрос заключался в поиске возможного решения проблемы путём совершенствования конструкции гироскопа. Данная задача является непростой, так как корпус гироскопа, который играет роль внешней рамки, совершает вращение с постоянной скоростью, что практически исключает возможность размещения различных типов датчиков на его корпусе. Так же, размеры гироскопа не превышают 40 мм. в диаметре, и все его узлы имеют минимальные зазоры в конструкции, что приводит в свою очередь к существенным ограничениям в поисках решения проблемы.

В данной работе рассмотрены варианты решения задачи съема информации об угле рысканья путем установки датчика угла. Рассмотрены современные подходящие датчики угла: индукционного типа, магнитного, потенциометрического, а также дальнейшая возможность их установки в конструкцию гироскопа. Приведен вариант использования бесконтактного вращательного трансформатора для передачи информации с внутренней рамки на внешнюю рамку гироскопа. Также затронут вопрос разработки специального датчика угла, который позволяет решить проблему, связанную с жесткими требованиями по размерам.

Ключевые слова: трёхстепенной гироскоп, датчики угла.

УДК 629.7.054

ПОГРЕШНОСТЬ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА ПОД ДЕЙСТВИЕМ УДАРНОЙ ВОЛНЫ

*Мельник В. Н., Калинина М. Ф., Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

Преодоление звукового барьера порождает ударную волну, которая генерирует в упругой конструкции фюзеляжа и механических системах бортовой аппаратуры нелинейные колебания, приводящие к систематической погрешности (или дрейфу) поплавкового двухстепенного гироскопа.

В предположении нулевой гауссовой кривизны подвижной части прибора, систематическая погрешность под действием проникающего акустического излучения будет иметь вид:

$$\Delta\omega^a = \frac{c}{H(1+N_1)+B(N_2+N_3)}(\tilde{\beta}_1^a)_{\text{суст.}} =$$

$$= \frac{4\nu h I_z \cos \varepsilon_{11}}{3R_0 [H(1+N_1)+B(N_2+N_3)]} \left[\rho_\theta \left(-6\omega_1 a_1^{(1)} + \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \right. \right.$$

$$\left. - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(1)} \right) + \rho_\varphi \left(-6\omega_1 a_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(2)} \right) - 3\rho_\psi \omega_1' c_1^{(2)} \right], \quad (1)$$

$$\omega_1 = \nu + \ell_1 \pi, \quad \ell_1 = 0, 1, 2, \dots; \quad \omega_1' = \nu + (-1 + \ell_2) \frac{\pi}{2}, \quad (\ell_2 = 0, 2, 4, 6, \dots);$$

$$N_1 = \frac{4\pi I_z \omega_1}{HR_0} a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z; \quad N_2 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR_0} c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z;$$

$$N_3 = \frac{8I_z \omega_1^2}{3HR_0} b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z;$$

$$a_1^{(1)} = \frac{\Delta_a^{(1)}}{\Delta^{(1)}}; \quad b_1^{(1)} = \frac{\Delta_b^{(1)}}{\Delta^{(1)}}; \quad c_1^{(1)} = \frac{\Delta_c^{(1)}}{\Delta^{(1)}}; \quad a_1^{(2)} = \frac{\Delta_a^{(2)}}{\Delta^{(2)}}; \quad b_1^{(2)} = \frac{\Delta_b^{(2)}}{\Delta^{(2)}}; \quad c_1^{(2)} = \frac{\Delta_c^{(2)}}{\Delta^{(2)}}.$$

где $\Delta\omega^a$ – акустическая погрешность; c – жесткость пружины; $(\tilde{\beta}_1^a)_{\text{суст.}}$ – систематический сдвиг нуля; ν, ε, ρ_i – частота колебаний, начальная фаза и амплитуды колебаний фюзеляжа; H – кинетический момент гироскопа, B – момент инерции гироскопа; h – параметр гироскопа; R_0 – радиус поплавка гироскопа; I_z – момент инерции; ω_1 – частота акустического воздействия; N_i, a_i, b_i, c_i – коэффициенты. Причем, она имеет место не только при синхронной качке фюзеляжа, но и при асинхронной.

Ключевые слова: ударная волна, систематическая погрешность, двухстепенной гироскоп.

УДК 629.7.054

КООРДАТНЫЕ ФУНКЦИИ ПОПЛАВКОВОГО ПОДВЕСА ПРИ ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ В АКУСТИЧЕСКОМ ПОЛЕ

Карачун В. В., Мельник В. Н. Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина

Стремительное развитие гиперзвуковых технологий и сверхжесткие условия полетного функционирования пилотажно-навигационного оборудования требуют критического пересмотра серийных гироскопических приборов на предмет их соответствия Паспортным требованиям. Одним из наиболее опасных внешних возмущающих факторов здесь представляется мощная ударная N-волна, возникающая при летной эксплуатации аппаратов, скорость движения которых достигает 20 М.

Находясь на открытых стартовых позициях, гиперзвуковые аппараты при боевом дежурстве испытывают циклическое нагружение ударной волны, что приводит к колебаниям поверхности подвеса по трем координатам – протяженности (z), в окружном направлении (φ), в плоскости шпангоута (W)

$$U_z = \sum_{k=0}^{\infty} \left[a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z \right]; \quad (1)$$

$$U_\varphi = \sum_{k=0}^{\infty} \left[b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z \right]; \quad (2)$$

$$W = \sum_{k=0}^{\infty} \left[c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k z \right]; \quad (3)$$

которые порождают возмущающие моменты Эйлеровых сил и приводят к погрешностям приборов инерциальной навигации.

Причиной появления возмущающих моментов служат упругие перемещения поверхности поплавка, которые на качающемся основании создают моменты. Интегральная их оценка позволяет установить степень их влияния на гироскоп.

В том случае, когда поплавковый подвес имеет нулевую гауссовую кривизну (классический круговой цилиндр), упруго-напряженное состояние поверхности воспринимается как входной сигнал, будучи по сути “ложным”. Точно так же имеют место “ложные” угловые ускорения на выходной оси.

Если наличие периодических составляющих в выходном сигнале вполне объяснимы, то наличие систематической погрешности требует пояснений. Если в акустической волне, что вполне допустимо, учитывать только косинусную составляющую, тогда периодическое угловое движение ЛА будет выполнять функции избирательности.

Ключевые слова: *N*-волна, гиперзвуковая авиация, Эйлеровы силы.

УДК 629.7.054

ДРЕЙФ НУЛЯ ИНТЕГРИРУЮЩЕГО ГИРОСКОПА ПРИ АСИНХРОННОЙ КАЧКЕ ФЮЗЕЛЯЖА

Карачун В. В., Шибецкий В. Ю. Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина

Наличие дрейфа нуля интегрирующего гироскопа при синхронной качке фюзеляжа достаточно изучено и аналитически описано. Вместе с тем, при асинхронной качке, как оказалось, систематический дрейф нуля тоже проявляется, но в том случае, когда поверхность подвеса гироскопа переходит в разряд импедансной. Это имеет место, в частности, под действием акустических полей диффузной структуры.

Наибольший практический интерес представляет систематический дрейф нуля:

$$\begin{aligned} \langle \dot{\beta}_1^a \rangle_{асинхр.} = & \frac{1}{4h} \langle v_1 \rho_\theta (-qQ_{11} + Q_{41} - Q_{61}) \times \\ & \times \left[(v_1 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_1 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos(\delta_\theta - \varepsilon_3) - \\ & - v_2 \rho_\psi qQ_{31} \left[(v_2 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_2 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos(\delta_\psi - \varepsilon_5) + \\ & + v_3 \rho_\phi (qQ_{21} - Q_{51} - Q_{71}) \times \\ & \times \left[(v_3 - \omega_1)^2 + 4h^2 (v_3 - \omega_1)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \cos(\delta_\phi - \varepsilon_7) \rangle, \end{aligned} \quad (1)$$

где $v_i, \delta_i, \varepsilon_i, \rho_i$ – частоты колебаний, начальные фазы и амплитуды колебаний фюзеляжа; h – параметр гироскопа; $q = H / B$ – параметр гироскопа, H – кинетический момент гироскопа, B – момент инерции гироскопа; Q_i – возмущение подвеса; ω_1 – частота акустического воздействия.

Его проявление обусловлено эффектом избирательности угловым движением аппарата акустической вибрацией подвеса.

В том случае, когда интегрирующий гироскоп выполняет роль чувствительного элемента трехосной стабилизированной платформы, наличие дрейфа чувствительного элемента приведет к дрейфу ГСП относительно всех трех осей стабилизации, при чем кроме систематической составляющей будут иметь место различные сочетания сумм и разностей частот качки и акустического воздействия.

Наиболее простым, с точки зрения технической реализации устранения этого явления, представляется решение в виде обеспечения акустического «комфорта», например, пассивными методами.

Ключевые слова: интегрирующий гироскоп, систематический дрейф нуля.

УДК 681.322

АПАРАТНА ПЛАТФОРМА ARDUINO ПІД КЕРУВАННЯМ NI LABVIEW

*Павловський О. М., Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна*

Стрімкий прогрес науки і техніки потребує нових рішень у технічній реалізації приладів. Таким приладам пред’являються жорсткі вимоги по масогабаритним показникам, високій точності, малому енергоспоживанню та значній швидкодії. Для задоволення цих потреб, у якості ядра прилада використовуються мікроконтролери. Сучасні мікроконтролери мають високу швидкодію, великий об’єм носія інформації, розвинену та різноманітну периферію. Однак, в силу мініатюризації і складності, освоєння таких

мікроконтролерів вимагає використання дорогих відладочних комплектів, глибоке знання мов програмування та їх архітектури. Простішим шляхом є використання апаратної платформи Arduino.

Arduino – це платформа на базі низьковартісних мікроконтролерів сімейства megaAVR (ATmega). Arduino користується величезною популярністю в усьому світі завдяки зручності, дешевизні та простоті мови програмування, а також відкритій архітектурі програмного кода. Ще однією особливістю є велика кількість датчиків, що адаптовані до безпосереднього використання із апаратною платформою Arduino. Недоліком цієї платформи (як і переважної більшості), можна вважати складну обробку даних, що отримані від Arduino на ПК.

У 2011 році фірма National Instruments презентувала нове доповнення до середовища графічного програмування LabVIEW. LIFA (LabVIEW Interface for Arduino), безкоштовне доповнення, що дозволяє використовувати всі можливості LabVIEW у поєднанні із платформою Arduino. Вигляд програми приведено на рис.1.

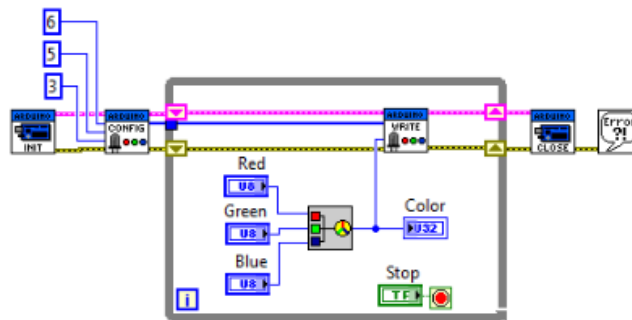


Рис. 1. Вигляд програми з використанням доповнення LIFA

Таким чином, використовуючи доповнення LIFA, можна вирішити ряд питань, пов'язаних із обробкою даних, отриманих від апаратних платформ: спростити процес організації інтерфейсу обміну, і при умові використання графічної мови програмування, зменшити час навчання фахівців.

Ключові слова: мікроконтролер, Arduino, LabView, LIFA.

УДК 629.735.054.058.42(043.2)

МОДИФІКОВАНИЙ РОЗРАХУНОК БАРОМЕТРИЧНОЇ ВИСОТИ В ІНТЕГРОВАНІЙ НАВІГАЦІЙНІЙ СИСТЕМІ

Ільницька С. І., Куценко О. В., Національний авіаційний університет, м. Київ, Україна

До складу сучасних інтегрованих навігаційних систем літальних апаратів крім акселерометрів, датчиків кутової швидкості, глобальної навігаційної супутникової системи (ГНСС) також зазвичай входять датчики магнітного поля Землі та барометричного тиску. Принцип дії барометричного висотоміра

ґрунтується на вимірюванні тиску атмосфери та використанні закону зміни атмосферного тиску зі зміною висоти.

Зазвичай висоту над рівнем моря визначають із статичного тиску так:

$$h_{AMSL} = \frac{T_0}{\gamma} \left(\left(\frac{P_{static}}{P_0} \right)^{\frac{-\gamma R_d}{g}} - 1 \right), \quad (1)$$

де температура $T_0=288.15$ К, тиск $P_0=101.325$ кПа, градієнт зміни температури з висотою $\gamma = -0.0065$ К/м та сила тяжіння $g=9.80665$ м/с² беруться із Міжнародної стандартної атмосфери (International Standard Atmosphere, ISA) на рівні моря; газова стала для сухого повітря $R_d=287.053$ J/(kgK); P_{static} – поточне значення статичного тиску (в кПа), яке зчитується з датчика.

Тут пропонується використовувати модель атмосферних параметрів, що представлена в документі [1], і яка враховує зміни параметрів в залежності від широти та пори року. Спочатку за допомогою лінійної інтерполяції табличних даних [1] обираються середні значення параметрів атмосфери ξ_0 :

$$\xi_0(\varphi) = \xi_0(\varphi_i) + [\xi_0(\varphi_{i+1}) - \xi_0(\varphi_i)] \cdot \frac{\varphi - \varphi_i}{\varphi_{i+1} - \varphi_i}, \quad (2)$$

та аналогічним чином сезонні зміни параметрів атмосфери $\Delta\xi$, де широти φ_i та φ_{i+1} є найближчими до φ , для якої здійснюється інтерполяція.

Потім параметри атмосфери обраховуються для поточного дня року:

$$\xi(\varphi, DoY) = \xi_0(\varphi) - \Delta\xi(\varphi) \cdot \cos\left(\frac{2\pi \cdot (DoY - DoY_0)}{365.25}\right) \quad (3)$$

де DoY_0 дорівнює 28 для північної, і 211 для південної півкулі. Таким чином, з використанням моделі атмосферних параметрів MOPS [1] розрахунок барометричної висоти буде більш точним.

Ключові слова: барометрична висота, інтегрована навігаційна система, MOPS.

Література:

1. DO-316 Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Aircraft Based Augmentation System Airborne Equipment // Prepared by SC-159. – 2009. – 214 p.

УДК 629.7.058.47+629.783

ВПЛИВ ВИПАДКОВИХ ПОХИБОК ВИМІРЮВАЧІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ

*Рижков Л. М., Степуренко Д. І., Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна*

Методи визначення орієнтації дозволяють отримати інформацію про кутове положення рухомого об'єкту на основі вимірювання декількох опорних

напрямок. Більшість таких методів використовують критерій найменших квадратів для пошуку оптимальної оцінки параметрів орієнтації. Це дозволяє враховувати довільну кількість опорних напрямків, а також точність, з якою вимірюються ці напрямки.

Ефективним методом аналізу впливу випадкових похибок вимірювань на точність кінцевого результату є коваріаційний аналіз. При цьому для статистичного опису вказаних похибок використовується модель вимірювань (МВ). Така модель дозволяє абстрагуватися від параметрів реальних вимірювачів. Однак, на практиці виникає питання, яким чином параметри того чи іншого приладу впливають на точність вимірювання опорного напрямку.

В роботі розглядається задача оцінювання орієнтації на основі показів двох векторних вимірювачів. В якості методу оцінювання використовується метод QUEST. Розглянуто спосіб моделювання випадкових похибок на основі МВ QUEST, а також мультиплікативної МВ. Для вимірювачів побудовано моделі, які використовують дані декількох існуючих приладів. Показано, що похибки, які задаються на основі МВ, відповідають простому випадку, коли вздовж кожної вимірювальної осі приладу діє похибка типу білого шуму, причому, параметри цих похибок однакові.

Результати проведеного моделювання показують, що точність оцінювання кутового положення, отриману на основі МВ, можна розглядати лише як перше наближення при проектуванні системи керування орієнтацією рухомого об'єкту. МВ дозволяє враховувати лише певний тип випадкових похибок. Крім того, за цією моделлю точність оцінювання орієнтації не залежить від положення вимірюваного вектора відносно осей чутливості приладу. В той же час модель вимірювача дозволяє враховувати як випадкові, так і систематичні похибки різної природи.

Ключові слова: оцінювання орієнтації, QUEST, модель вимірювань, вимірювач, випадкові похибки.

УДК 621.3.537.625

РЕЗОНАНСНЫЙ РУЛЕВОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРИВОД. МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ЦИКЛА

*Бондарчук П. С., Казённое предприятие специального приборостроения
«Арсенал», г. Киев, Украина*

Следование принципу выполнения возложенной задачи при наименьших массе и габаритах, достижение наилучших удельных характеристик позволяет обеспечить образцам новой техники высокую конкурентную способность. Эффективная минимизация массы и габаритов рулевых приводов может быть достигнута только на основе изучения вопроса нагрузки на основные элементы, определяющие их массогабаритные характеристики – исполнительный

двигатель (ИД) и источник питания (ИП).

С использованием результатов ранее выполненных работ по созданию тепловой модели ИД для изучения вопроса нагрузки на ИД и ИП построена имитационная модель резонансного рулевого электрического привода вращающейся по крену авиационной ракеты, учитывающая тепловые процессы, происходящие в ИД.

Рассмотрен вопрос согласованности руля и резонансного электрического привода в исследуемом образце техники. Построены модели изменяющихся во времени входных воздействий привода со стороны системы управления и нагрузок его выходного звена со стороны аэродинамического руля ракеты.

Проведено имитационное моделирование рабочего цикла рулевого привода, позволившее определить степень тепловой нагрузки на исполнительный двигатель. Также определена токовая нагрузка на ИП и количество потребляемой энергии, энергетические характеристики системы.

Подтверждена низкая эффективность, низкая степень использования массы исполнительного двигателя в исследуемых образцах существующих приводов, свидетельствующая о возможности значительного повышения удельных характеристик резонансного привода.

Намечены направления дальнейших работ в данном направлении.

Ключевые слова: резонансный рулевой электрический привод, исполнительный двигатель, тепловая модель, имитационное моделирование.

УДК 623.465.75

КОМПЛЕКС МАТЕМАТИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ ІНФРАЧЕРВОНИХ ГОЛОВОК САМОНАВЕДЕННЯ (ІЧ ОГС) НА БАЗІ 2-Х ТА 3-Х ВІСНИХ СТАБІЛІЗОВАНИХ ПЛАТФОРМ

Бондарчук П. С., Півень О. Ю., Сліпачук А. І., Харченко Ю. П., Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал», м. Київ, Україна

Одним з передових напрямків розвитку ІЧ ОГС для авіаційних ракет класу повітря-повітря є розробка ОГС на основі малогабаритної стабілізованої платформи, тобто, таких, в яких основну функцію стабілізації виконує не гіроскоп, а стабілізована платформа, оснащена датчиками кутових швидкостей (ДКШ), датчиками кутів (ДК) та приводами стабілізації. Інтерес до ОГС на базі стабілізованої платформи пояснюється тим, що цей підхід дозволяє уникнути великої кількості недоліків гіроскопічних систем.

Для дослідження стабілізованої платформи, а також визначення технічних вимог до елементів конструкції ОГС (ДКШ, ДК, приводів стабілізації тощо) було створено комплекс математичних моделей (ММ). Одну ММ з цього комплексу можна представити на структурній схемі (рис.1). Існує ще декілька варіантів ММ, серед яких модель 2-х вісної стабілізованої платформи, та

варіації 2-х вісної та 3-х вісної платформи з різним корисним навантаженням та потужністю приводів.



Рис.1 Структурна схема ММ ОГС на базі 3-х вісної стабілізованої платформи

ММ контурів стабілізації також має свою власну структуру яка включає моделі: привода рамки, ДКШ, ДК та різноманітні корегуючі ланки та фільтри, які забезпечують стійкість системи до зовнішніх збуджень та забезпечують її стабільність та точність.

Математична модель дає можливість варіювати різні внутрішні параметри даної системи (опір обмотки двигуна, електромагнітна постійна двигуна, момент інерції рамки, момент сухого тертя рамки, постійні часу ДКШ та ДК, рівень шуму ДКШ, різноманітні величини коефіцієнтів корегуючих ланок, тощо), що дозволяють детально дослідити дану конструкцію ГСН, оцінити величину похибок обчислення кутової швидкості лінії візування, та видати рекомендації щодо можливостей зменшення та компенсації даних похибок.

Ключові слова: математичне моделювання, інфрачервоні оптичні головки самонаведення (ІЧ ОГС), багатовісна стабілізована платформа.

УДК 621.396.6(03)

ПРОГНОЗ ВТРАТ ПРИ ПОШИРЕННІ РАДІОХВИЛЬ В МОДЕЛІ POINT-TO-POINT ПРИ ПРЯМІЙ ВИДИМОСТІ І ЗАГОРИЗОНТНОМУ ЗВ'ЯЗКУ

Хомяк О. В., Національний авіаційний Університет, м. Київ, Україна

Траси поширення радіохвиль діляться на траси прямої видимості (line-of-sight) і загоризонтні траси (trans-horizon). Траси прямої видимості можуть бути відкритими з вільною першою зоною Френеля (line-of-sight with first Fresnel zone clearance) і з дифракцією радіохвиль на трасі, спричиненою перекриттям першої зони Френеля елементами місцевості (line-of-sight with sub-path diffraction).

Для трас прямої видимості окрім прогнозованого значення основних втрат необхідно враховувати затухання за рахунок відбиття від місцевих об'єктів (1). Якщо перекрита перша зона Френеля необхідно також враховувати послаблення сигналу за рахунок дифракції на субтрасах (2). Для загоризонтних

трас треба враховувати затування за рахунок дифракції, відбиття від місцевих предметів, тропосферного розсіювання і ефекту хвилевода (3).

$$L_b(p) = L_{b0}(p) + A_{ht} + A_{hr} \text{ дБ}, \quad (1)$$

де $L_{b0}(p)$ – прогнозоване значення основних втрат передачі, що не перевищується протягом $p\%$ часу, отримане за допомогою моделі прямої видимості; A_{ht} , A_{hr} – додаткові втрати за рахунок зміни підсилення антени з висотою за умов відбиття від місцевих предметів.

$$L_b(p) = L_{b0}(p) + L_{ds}(p) + A_{ht} + A_{hr} \text{ дБ}, \quad (2)$$

де $L_{ds}(p)$ – прогноз для $p\%$ часу, отриманий за допомогою елемента для визначення втрат за рахунок дифракції на субтрасах, що входять до моделі дифракції.

$$L_b(p) = -5 \cdot \log(10^{-0,2 \cdot L_{bs}} + 10^{-0,2 \cdot L_{bd}} + 10^{-0,2 \cdot L_{bam}}) + A_{ht} + A_{hr} \text{ дБ}, \quad (3)$$

де $L_{bs}(p)$ та $L_{bd}(p)$ – прогнозовані значення основних втрат передачі для $p\%$ часу, отримані окремо за допомогою моделей тропосферного розсіювання і дифракції, відповідно; $L_{bam}(p)$ – змінні втрати в моделі відбиття у хвилеводі/шарах атмосфери.

Ключові слова: поширення, радіохвилі, загасання, втрати, пряма видимість, загоризонтна траса

УДК 62-752.4:621.373.8

РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ СТАТИЧЕСКИХ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ ПО СТАТИСТИКЕ АЛЛАНА

Корогод В. М., Вахлаков А. Ю, Головач С. В., Казенное предприятие специального приборостроения "Арсенал", г. Киев, Украина

Для анализа статических точностных характеристик применительно к гироскопам используется метод статистики (вариации) Аллана (ВА). Он определен в стандарте IEEE 952-1997 [1]. ВА – метод анализа стохастических процессов во временной области. Метод был первоначально разработан для статистики атомных стандартов частоты [2]. Из-за схожести задач, метод ВА был применен для исследования сигналов лазерных гироскопов (ЛГ) [3].

Как упомянуто выше, ВА – метод анализа данных во временной области. Он описывает дисперсию сигнала как функцию времени усреднения. Можно также часто встретить термин кластерный анализ, который выражает принцип операции. В стандарте IEEE 952-1997 [1] для конечного числа измерений N , статистика Аллана σ_{Ω}^2 может быть представлена как

$$\sigma_{\Omega}^2(M) \cong \frac{1}{2(K-1)} \sum_{k=1}^{K-1} \left(\bar{\Omega}_{k+1}(M) - \bar{\Omega}_k(M) \right)^2, \quad (1)$$

где M обозначает число измерений в одном кластере, $K=N/M$ – число кластеров, $\bar{\Omega}_k(M) = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \bar{\Omega}_{(k-1)M+i}$ – среднее значение в кластере k .

Экспериментальные исследования статических точностных характеристик гироскопов проводились с лазерным гироскопом с периметром 28 см. Такой образец разработан и освоен в серийном производстве КП СПС «Арсенал». Для анализа стохастических процессов выходной информации ЛГ на основе метода статистики Аллана была разработана методика оценки параметров стохастических процессов с соответствующим программным обеспечением.

Представлены результаты оценки статических точностных характеристик лазерных гироскопов по статистике Аллана, полученные для трех серийных ЛГ в шести восьмичасовых запусках.

Ключевые слова: лазерный гироскоп, вариация Аллана, стохастический процесс.

Литература:

1. IEEE STD 952, IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros, – IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, 1997.
2. D.W. Allan. Statistics of Atomic Frequency Standards // Proceedings of IEEE. – Vol. 54 no. 2. – Feb.1966. – P. 221-230.
3. IEEE STD 647, IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Laser Gyros. – Revision of IEEE Std 647-1995. – IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, 2006, –P 68-80.

УДК 531.383

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БАЛАНСА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕДЕНИЯ ДВУХСТЕПЕННОГО ГИРОКОМПАСА ПРИ ВИБРАЦИИ

Лазарев Ю. Ф., Аксёненко П. М., Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина

Известно, что двухстепенной гироскоп (ДГК) весьма чувствителен к угловым вибрациям его корпуса, что ограничивает его применение на подвижных объектах. В реальных условиях частота угловой вибрации обычно намного превышает частоту собственных колебаний ДГК. Представляет интерес изучить более подробно особенности поведения ДГК при интенсивной высокочастотной вибрации основания. С этой целью составлена программная модель, осуществляющая численное интегрирование дифференциальных уравнений ДГК. Проведено исследование зависимостей постоянной составляющей вибрационной погрешности ДГК, амплитуды его вынужденных колебаний и частоты переходного процесса от амплитуды угловой вибрации основания при фиксированной её частоте. Результаты моделирования показывают совпадение с результатами теоретического анализа на основе метода баланса [1].

Более детально изучено влияние сдвига фаз между колебаниями вокруг двух взаимно перпендикулярных осей на указанные параметры. В соответствии с методом баланса усредненный позиционный момент действующий на ДГК определяется выражением

$$P = \sin \beta + \frac{1}{2} V_m^2 \cos \varepsilon \cos 2\beta ,$$

где β – положение центра колебаний, V_m – амплитуда колебаний в угловых минутах, ε – сдвиг фаз между колебаниями по двум углам.

Графики этих зависимости для $V_m = \frac{4}{\sqrt{2}}$ приведены на рис. 1

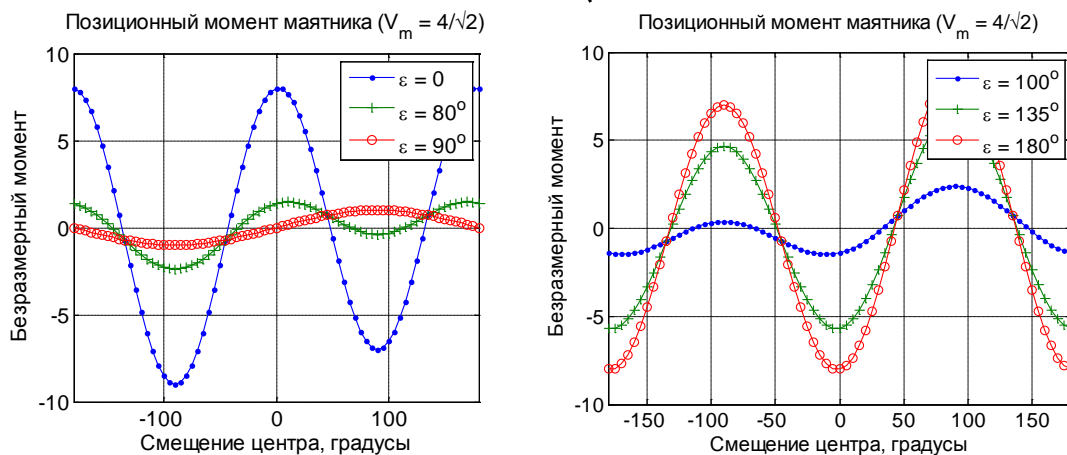


Рис.1 Результаты моделирования

Проведенные исследования показывают хорошую сходимость следствий из метода баланса с результатами моделирования.

Ключевые слова: двухстепенной гироскопас, вибрация, метод баланса.

Литература

1. Лазарев Ю.Ф., Мураховский С.А. О теории двухстепенного гироскопа на вибрирующем основании // Збірник тез доповідей XI Міжнародної науково-технічної конференції «Приладобудування: стан і перспективи», 24-25 квітня 2012 р., м. Київ, ПФФ, НТУУ “КПІ”. – 2012. – С. 27 – 28.

УДК 531/534

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО КОНТУРА

*Аврутов В. В., Национальный технический университет Украины
“Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина*

Предложен косвенный метод определения угловой скорости вращения объекта, использующий измерение разности напряжений или разности сопротивления двух одинаковых круглых контуров с противоположной схемой

подключення. Данный метод может быть использован при создании электрических контурных гироскопов.

В основе метода лежит гипотеза об инвариантности скорости распространения электрического тока в одном контуре. Если выходной сигнал такого гироскопа пропорционален угловой скорости основания, то его масштабный коэффициент зависит от величины тока, числа витков и площади контура, удельного сопротивления материала проводника, а также площади поперечного сечения проводника и скорости распространения электрического тока.

Расчеты подтверждают реальность измерения выходного сигнала и изготовления электрических контурных гироскопов.

Ключевые слова: контурный гироскоп, электрический ток, сопротивление проводника, напряжение, угловая скорость

УДК 681.327

ПРОГРАМНА РЕАЛІЗАЦІЯ ВЕЙВЛЕТ-ПЕРЕТВОРЕННЯ СИГНАЛІВ

*Сопілка Ю. В., Павленко Д. О. Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна*

Вейвлет-перетворення використовується для вирішення широкого переліку задач, в яких аналізується нестационарний сигнал. Найбільш поширені задачі, пов'язані зі стисненням інформації, придушенням шумів, обробкою і синтезом сигналів, аналізом зображень.

Програмне забезпечення для пакетного вейвлет-розкладання сигналу створене на Borland C++ Builder з використанням математичної бібліотеки C++ Matlab передбачає зчитування числових даних з файлу, вейвлет-розкладання завантаженого сигналу і побудову графіків всіх отриманих даних.

Вейвлет – розкладання сигналу на серію компонентів ефективно використовувати для аналізу сигналу, видалення шуму й стискання. Дискретне вейвлет-перетворення сигналу $\{S_n\}$ полягає в його розкладанні на апроксимуючі коефіцієнти cA і деталізуючі коефіцієнти cD . Для розкладання використовуються низькочастотний і високочастотний фільтри вейвлета. Розкладання проводиться за формулами:

$$cA_k = \sum \bar{h}_n S_{n+2k} \quad cD_k = \sum \bar{g}_n S_{n+2k}$$

де $\{\bar{h}_n\}$ - низькочастотний фільтр розкладання і $\{\bar{g}_n\}$ - високочастотний фільтр розкладання вейвлета. Якщо вихідний сигнал $\{S_n\}$ був довжини N , то коефіцієнти розкладання cA і cD будуть мати довжину, у два рази меншу.

Зворотне вейвлет-перетворення (відновлення сигналу) відбувається з використанням фільтрів реконструкції:

$$S_n = \sum_k cA_k h_{n-2k} + cD_k g_{n-2k}$$

де $\{h_n\}$ - низькочастотний фільтр відновлення, $\{g_n\}$ - високочастотний фільтр відновлення вейвлета.

При відновленні тільки по апроксимуючим коефіцієнтам cA , коли вважається, що $cD=0$, отримуємо низькочастотну компоненту сигналу s . При відновленні тільки по коефіцієнтах, що деталізують, cD , коли вважається, що $cA=0$, отримуємо високочастотну компоненту сигналу s .

Алгоритм пакетного вейвлет-розкладання одномірного сигналу запропонований Р.Койфманом і М.Вікерхаузером, як вдосконалення алгоритму Малла, полягає в послідовному застосуванні вейвлет-розкладання до отриманих коефіцієнтів розкладання. Система отриманих масивів називається деревом пакетного розкладання. Схема пакетного розкладання, глибини розкладання 3, зображена на рис.1.

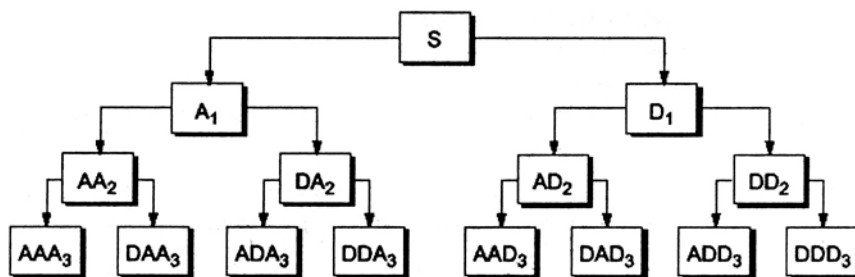


Рис. 1. Структура (дерево) пакетного вейвлет-розкладання сигналу

Процес ”розщеплення” (splitting) дерева застосований як для низькочастотної, так і високочастотної компонент сигналу.

Ключові слова: вейвлети, програмування в середовищі C++Builder, Matlab.