

УДК 629.179.13

СИСТЕМА ОРГАНІЗАЦІЇ ВСТРОЄНОГО КОНТРОЛЯ АВІАЦІОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

*Антонов А.О., Яцко Л.Л., Бурау Н.И., Национальный технический университет Украины
«Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина*

В настоящее время одной из актуальных проблем авиационной отрасли все еще остается проблема перехода агрегатов и систем газотурбинных двигателей (ГТД) на эксплуатацию по техническому состоянию с контролем параметров.

Внедрение такой технологии эксплуатации во многом зависит от решения сложных технических задач по диагностированию агрегатов систем автоматического управления (САУ) двигателей. При этом следует рассматривать проблему диагностики САУ ГТД в общей постановке для всего жизненного цикла, не ограничивая ее рамками эксплуатации и ремонта.

Влияние конструктивно – производственных и эксплуатационных факторов на характеристики агрегатов САУ в общем случае носит случайный характер и проявляется в отклонениях характеристик от среднестатистических и паспортных данных для агрегатов, а также в динамике их изменения во время эксплуатации. Поэтому при одной и той же наработке на отказ однотипные агрегаты объективно имеют различное физическое состояние. Поэтому проблема диагностики таких объектов охватывает широкий круг задач по распознаванию технического состояния агрегатов САУ от начальной стадии проектирования до их списания. И как следствие, целесообразность комплексного подхода к их решению.

При существующих методах диагностирования агрегатов САУ ГТД продолжительность и трудоемкость поиска неисправностей составляет 20 ... 40% от общей трудоемкости внеплановых работ на двигателе в целом. При этом необоснованный сьем агрегатов часто составляет около 40%, что приводит к существенному увеличению расходов на материально - техническое обеспечение. Такое положение сложилось из-за недостаточной контролепригодности агрегатов и эффективности технологии поиска и устранения неисправностей.

Устранить такие негативные факторы в процессе определения технического состояния можно путем установления на ГТД независимых эксплуатационных накопителей, в которые будут вноситься данные с установленных непосредственно на двигателе датчиков. В таких накопителях также должна быть возможность хранить индивидуальные настройки двигателя и коэффициенты для передачи их в блоки контроля и управления ГТД при запуске двигателя.

Для эффективного восприятия собранных данных техническим персоналом, их интерпретации и определения остаточного ресурса узлов ГТД необходимо разработать алгоритмы расчета ресурсов на основании собранных

данных. Накопитель должен быть универсальным для установки как в уже существующих САУ, так и во вновь разрабатываемых, внедряя в него возможность взаимодействия с другими блоками по таким информационным каналам связи как RS-432 и ARINC.

Ключевые слова: авиационные двигатели, системы автоматического управления, эксплуатационный накопитель, диагностика.

УДК 624.131.1

ДОСЛІДЖЕННЯ ВІБРАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ ПРОТИЗСУВНИХ СПОРУД

¹Бурау Н.І., ¹Кльофа Ю.В., ¹Жуковський Ю.Г., ²Куліш Е.В., ¹Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна;
²ТОВ Центр науково-технічних послуг «Інжзахист», м. Ялта, Україна

Для визначення функціонального стану протизсувних анкерних споруд, виділення ознаки зменшення натягу стрижня анкеру та визначення його залежності від змінної сили натягу необхідно дослідити характеристики імпульсного відгуку анкеру. Для цього необхідно розв’язати ряд теоретичних та практичних завдань з метою встановлення функціональних залежностей характеристик імпульсного відгуку анкеру, або переміщень підпірної стінки, від параметру, який характеризує зміну функціонального стану анкерної протизсувної споруди, зокрема – натягу стрижня анкера.

Попередні дослідження, проведені для одного анкеру з підпірною стінкою, дозволили встановити характер впливу зміни натягу анкера на характеристики напружень, переміщень та деформацій підпірної стінки. Але на практиці протизсувні споруди є складними конструкціями, що поєднують в собі значну кількість (десятки) анкерів із однією загальною чи жорстко закріпленими окремими підпірними стінками. Складність такої конструкції обумовлює вплив на імпульсний відгук окремого анкеру приєднаних частин споруди, що може ускладнити інтерпретацію отриманих результатів вимірювань та призвести до похибок при визначенні функціонального стану анкерів.

В роботі продовжуються розпочаті раніше дослідження, зокрема, моделюється та досліджується складна конструкція із трьох анкерів з підпірними стінками, які жорстко закріплені між собою та по тилівій площині. Розроблена дискретна модель конструкції та визначені власні частоти її окремих анкерів в залежності від способу закріплення замкових пристроїв анкерів. Проведено моделювання та досліджено вплив зміни функціонального стану елементів конструкції протизсувної споруди на власні частоти анкерів за першими трьома формами коливань. Зміна функціонального стану анкерів моделювалась дефектами закріплення анкерів та зміною жорсткості одного з анкерів, що за впливом на власні частоти аналогічно зменшенню натягу

стрижня анкера. Показано, що зазначена зміна функціонального стану призводить до суттєвого зменшення власних частот анкерів, що може бути використано для діагностики протизсувних анкерних споруд.

Ключові слова: протизсувні анкерні споруди, зміна натягу анкера, діагностика, дискретна модель, власні частоти.

УДК 681.735:681.5

ВИКОРИСТАННЯ МІКРОПРОЦЕСОРНОЇ ТЕХНІКИ В СИСТЕМАХ КЕРУВАННЯ ТА ДІАГНОСТУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

*Кравченко А.А., Павловський О.М., Бурау Н.І., Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

На сьогоднішній день розвиток автоматизованих систем керування та діагностики (АСКД) авіаційних двигунів ґрунтується на основі комплексного застосування різних методів і засобів контролю та широкого впровадження мікропроцесорної техніки. Розробка таких систем передбачає три рівні задач синтезу: розробку вимірювальних систем, синтез алгоритмічного та програмного забезпечення (АПЗ) керування та діагностики, розподілення алгоритмів діагностики між бортовими та наземними складовими АСКД.

АСКД є багатоканальними системами, які для кожного з режимів випробування чи експлуатації двигуна повинні забезпечити виконання таких функцій:

- прийняття, реєстрація та зберігання інформації від штатних чи спеціальних датчиків та сигналізаторів, які встановлені на двигуні;
- проведення обробки інформації відповідно до визначених методів та наявного АПЗ;
- слідкування за перевищенням параметрами своїх граничних значень та видача сигналів аварійного стану і несправного функціонування систем та вузлів двигуна;
- визначення технічного стану окремих функціональних систем та вузлів двигуна і систем вимірювань, виконання програм регулювання;
- формування повідомлень про виявлені несправності та рекомендацій щодо проведення необхідних відновлювальних робіт;
- візуалізація діагностичних повідомлень на визначені апаратні засоби, автоматичне формування за запитом усієї наявної інформації для кожного діагностичного повідомлення;
- зберігання інформації.

Для виконання вказаних функцій використовується сучасна мікропроцесорна техніка, яка активно впроваджується в системи контролю та діагностики з метою підвищення їх надійності, ефективності, швидкодії, розширення функціональних можливостей.

В роботі досліджується можливість та ефективність застосування в системі керування та діагностики сучасного мікроконтролера AT91SAM7X сімейства ARM7. Розроблена система виконує такі функції: отримання інформації з двох аналогових і трьох дискретних каналів; обробка інформації потужностями мікроконтролера; формування команд діагностичних ознак; обмін з персональним комп'ютером по каналу USB, CAN; формування і зберігання вибірки даних; візуалізація отриманих результатів після передачі даних. Для функціонування системи розроблено технологічне програмне забезпечення.

Ключові слова: авіаційні двигуни, системи керування та діагностики, мікроконтролер.

УДК 629.12.053.11

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МАГНИТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПУАССОНА

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

В теории магнитных компасов для описания магнитного поля объекта используют модель Пуассона

$$\begin{aligned}X' &= X + aX + bY + cZ + P; \\Y' &= Y + dX + eY + fZ + Q; \\Z' &= Z + gX + hY + kZ + R.\end{aligned}$$

Зная параметры Пуассона $a, b, c, d, e, f, g, h, P, Q, R$, можно рассчитывать и устранять ошибки магнитных компасов (магнитные девиации) или их электронных аналогов. Модель можно записать в векторно-матричном виде

$$\mathbf{T}' = (\mathbf{I} + \mathbf{F})\mathbf{C}\mathbf{T}_g + \mathbf{M}, \quad (1)$$

где $\mathbf{T}' = [X' \ Y' \ Z']^T$ - вектор индукции магнитного поля объекта в осях

объекта, \mathbf{I} - единичная матрица, $\mathbf{F} = \begin{bmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ g & h & k \end{bmatrix}$ - матрица параметров магнито-

мягкого железа, $\mathbf{C} = f(\psi_m, \vartheta, \gamma)$ - матрица направляющих косинусов между сопровождающим g и связанным с подвижным объектом базисами, $\mathbf{T}_g = [0 \ H \ -Z]^T$ - вектор индукции магнитного поля Земли (МПЗ), представленный горизонтальной H и вертикальной Z составляющими, $\mathbf{M} = [P \ Q \ R]^T$ - вектор параметров магнито-твёрдого железа.

Рассматривается способ определения параметров Пуассона. Для его реализации в месте определения параметров на объекте жестко устанавливаем трехосный магнитометр, который измеряет вектор \mathbf{T}' . Для получения вектора

индукции МПЗ в осях объекта $T = CT_g$ необходима информация от гирогоризонткомпаса, а также о составляющих H и Z и магнитном склонении D , определяемые из магнитных карт по данным о координатах объекта от спутниковой навигационной системы. На качающемся судне через определенные интервалы времени (например, 1 с.) определяем разницу между измеренными и вычисленными проекциями $\Delta = T' - T$

$$\Delta_i = FC_i T_g + M,$$

$i=1, \dots, n$ - номер измерения. По данным измерениям методом наименьших квадратов находим параметры Пуассона.

Ключевые слова: магнитные параметры Пуассона, метод наименьших квадратов.

УДК 004.925.8

ТРЕХМЕРНАЯ МОДЕЛЬ РЕЗЕРВУАРА ДЛЯ ХРАНЕНИЯ ТОПЛИВА В АНТАРКТИКЕ

¹⁾Жуковский Ю.Г., ¹⁾Цыбульник С.А., ²⁾Главацкий А.М., ²⁾Кузько А.В., ¹⁾Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина, ²⁾Национальный антарктический научный центр (НАНЦ), г. Киев, Украина

Проблема сохранения окружающей человека среды в настоящее время является одной из важных. Особенно актуальной она является для Антарктики, района планеты, который до настоящего времени сохранился в первозданном виде.

Международные соглашения проблему защиты окружающей среды на ледяном континенте ставят на первое место перед всеми его исследователями. Повышенные требования предъявляются к таким объектам инфраструктуры - как топливные баки с жидкими нефтепродуктами.

На украинской антарктической станции Академик Вернадский в 2006 г. установлен цилиндрический сварной резервуар для хранения дизтоплива объемом 200 м³

Детальное обследование резервуара в феврале 2011 г. показало, что он находится в хорошем состоянии. Однако, суровые природные условия и жесткие требования по экологической безопасности требуют постоянного наблюдения за техническим состоянием указанного резервуара. Поэтому для решения этой задачи разрабатывается автоматизированная система диагностики.

Первым этапом при проектировании диагностического комплекса, по мнению авторов, является создание компьютерной модели контролируемого объекта, так как программные методы позволяют сэкономить время и средства, если сравнивать с испытаниями реального объекта неразрушающими методами.

Объектом контроля выступает вертикальный стальной резервуар для хранения топлива объемом 200 м³, установленный на территории украинской полярной станции «Академик Вернадский». На данный момент при помощи САД-программы (Computer-Aided Design) САТІА было сделано в режиме сборки (из предварительно созданных элементов конструкции) три модели объекта:

- простейшая модель с плоскими дном и крышей, а также цельной стенкой;
- усложненная модель с разделенной на отдельные пояса стенкой и выполненными по чертежам резервуара дном и крышей;
- сложная модель, в которой дно, стенка и крыша соответствуют чертежам объекта.

Такое разделение моделей необходимо для определения причин возникновения зон концентрации напряжений и деформаций, а также упрощения анализа результатов последующих исследований с применением САЕ-программ (Computer-Aided Engineering) таких, как ANSYS или ABAQUS.

Еще одним преимуществом программных методов является возможность искусственного введения в модель различных дефектов и повреждений, начиная от простых царапин и заканчивая остаточными деформациями от влияния внешних относительно конструкции факторов или расслоением сварного шва. Доступность изменения свойств материала позволяет исследовать влияние сложных физико-химических процессов (например, старение и коррозия) на надежность и долговечность конструкции.

Таким образом, исследование моделей позволяет оценить изменение частотных и динамических характеристик контролируемого объекта при различных условиях эксплуатации и с малыми затратами ресурсов и времени.

Ключевые слова: мониторинг технического состояния, вертикальный стальной резервуар, САД/САЕ.

УДК 629.7.05

НАЧАЛЬНАЯ ВЫСТАВКА БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НА НЕПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

Васильковский И. В., Давыдов В. П., Сабитов Ш. Х., КП СПС «Арсенал», г. Киев, Украина

Для нормального функционирования БИНС необходимо как можно точнее выполнить начальную выставку, которая заключается в определении положения чувствительных элементов (акселерометров и лазерных гироскопов) относительно географической системы координат.

В работе приведены результаты оценки точностных характеристик инерциального измерительного модуля в составе БИНС в режиме статики (начальной выставки) на основании постобработки данных, полученных при

експериментальної обробки комплексу командних приборів (ККП) в передвижній испытательній лабораторії ПІЛ–А. Оцінюється точність визначення параметрів початкової виставки БІНС (азимут, крен, тангаж). Точність рішення задачі визначалась по обчисленим значенням кугової швидкості Землі, прискорення сили тяжесті, широти та азимута.

Обробка даних експериментів з ККП дозволяє достатньо глибоко проаналізувати поведінку датчиків в процесі роботи, визначити наявність сбоев та викидів в показаннях та оцінити їх вплив на точність початкової виставки БІНС.

Ключові слова: БІНС, початкова виставка, комплекс командних приборів.

Література:

1. В. Д. Андреев. Теорія інерціальної навігації (автономні системи), вид-во «Наука», 1966.
2. В. В. Мелешко. Інерціальні навігаційні системи. Початкова виставка. – К.: «Корнейчук», 1999. – 126с.

УДК 629.3.052.6

НЕЙРОСЕТЕВІ АЛГОРИТМИ ВИЗНАЧЕННЯ МЕТАЦЕНТРИЧЕСЬКОЇ ВИСОТИ МОРСЬКОГО ПОВИЖНОГО ОБ'ЄКТА ПО ДАНИМ БІНС

*Еременко А.П., Снігур А.К., Національний університет кораблебудування
ім. адм. Макарова, г. Николаєв, Україна*

Контроль фактичного значення метацентричної висоти судна в процесі плавання є важливим фактором забезпечення безпеки мореплавства. Існуючі прилади контролю метацентричної висоти мають ряд недоліків: низький рівень автоматизації, наявність методических похибок. В зв'язі з цим, актуальною є задача розширення функцій бортових навігаційних систем та введення в склад їх програмного забезпечення алгоритмів, що дозволяють оцінювати стійкість судна. Найбільш перспективним є використання інерціального методу вимірювання, згідно з яким визначення метацентричної висоти здійснюється за результатами вимірювання періоду коливань судна по крену за допомогою інерціальних датчиків БІНС.

В зв'язі з тим, що метацентрична висота є параметром математическої моделі бортової качки судна, то задача її визначення зводиться до задачі параметрическої ідентифікації. Для рішення даної задачі здійснюється визначення кугових швидкостей, кугових качок та виконується спектральний аналіз цих величин. Кренючий момент $M_{кр}$ є нестационарним випадковим процесом, та його спектральна густина залежить від швидкості вітру, курсового кута хвилі.

Для оценивания значения метацентрической высоты в данной работе использованы нейросетевые алгоритмы, основанные на моделировании динамических нейронных сетей. Сущность данных алгоритмов заключается в подстройке начального значения метацентрической высоты h и модели спектральной плотности кренящего момента. Нейронная сеть, моделирующая динамику бортовой качки, воспроизводит стохастические колебания по крену, при этом возмущающее воздействие формируется другой нейронной сетью, моделирующей динамику нерегулярного волнения. Использование двух динамических нейронных сетей оправдано различиями в динамике морского волнения и динамике изменения метацентрической высоты.

В работе проведено моделирование нейросетевого алгоритма определения метацентрической высоты при движении судна на нерегулярном волнении, при этом учитывались модели погрешностей инерциальных датчиков и БИНС в целом. Результаты моделирования показывают целесообразность принятого подхода и подтверждают перспективность использования динамических нейронных сетей для оценивания значений метацентрической высоты по данным БИНС.

Ключевые слова: метацентрическая высота, остойчивость, инерциальный датчик, собственные колебания, нерегулярное волнение, бортовая качка.

УДК 629.3.052.6

АЛГОРИТМЫ РАСШИРЕННОГО И СИГМА-ТОЧЕЧНОГО ФИЛЬТРА КАЛМАНА ДЛЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ БИНС/GPS СИСТЕМЫ

*Джангиров М.В., Снигур А.К., Национальный университет кораблестроения
им. адм. С.О. Макарова, г. Николаев, Украина*

В работе проведено сравнение двух алгоритмов фильтрации, путем моделирования работы системы при движении по заданной (эталонной) траектории. Результаты работы представлены в виде графиков и таблиц ошибок местоположения и скорости, угловой ориентации для двух видов фильтров при различном числе доступных для коррекции GPS спутников, а также для случаев работы БИНС без коррекции от GPS.

Применение сигма-точечных фильтров Калмана связано с развитием БИНС, основанных на микромеханических датчиках, ошибки которых (в автономном режиме) очень быстро растут во времени.

Расширенный фильтр Калмана основывается на линеаризации нелинейной системы с помощью рядов Тейлора и отбрасывании составляющих выше первого порядка малости, поэтому накопленные ошибки БИНС будут приводить к неустойчивой работе фильтра.

В отличие от расширенного фильтра Калмана сигма-точечный фильтр может работать непосредственно с нелинейной системой и осуществлять фильтрацию с точностью не хуже второго порядка. Возможны случаи, когда

коррекция от GPS приемника не доступна в течение длительного периода (от 30 секунд до 2 минут) из-за отсутствия возможности приема сигналов от четырех и более спутников. В таких случаях повысить точность интегрированной системы можно, применив сильносвязанный метод интеграции, когда в качестве корректирующих данных используются не местоположение и скорость от GPS приемника, а информация о псевдодальностях и доплеровских измерениях. Данный метод позволяет осуществлять интеграцию системы даже в случаях, когда доступна информация от трех и менее спутников, но требует больших вычислительных ресурсов системы из-за сложности алгоритмов интеграции.

Сравнение двух видов фильтров проводилось моделированием работы систем в программе MATLAB, при этом число доступных для коррекции GPS спутников менялось от 0 до 4, а время автономной работы системы – от 10 секунд до 2 минут (с шагом в 10 секунд). Результаты работы показывают, что при длительном автономном режиме БИНС (более 30 секунд) применение сигма-точечного фильтра дает лучшие результаты по сравнению с использованием расширенного фильтра Калмана.

Ключевые слова: расширенный фильтр Калмана, сигма-точечный фильтр Калмана, интегрированная БИНС/GPS система, сильносвязанный метод интеграции.

УДК 629.7.05

ПОСТОБРАБОКА АЛГОРИТМАМИ БИНС ДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ ККП В СОСТАВЕ ПИЛ-А

Давыдов В.П., Шинкарук А.В., КП СПС «Арсенал», г. Киев, Украина

В докладе рассматриваются результаты постобработки алгоритмами бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) данных испытаний комплекса командных приборов (ККП) в составе подвижной испытательной лаборатории - автомобиль (ПИЛ-А).

В процессе постобработки был проведен сравнительный анализ реального маршрута движения ПИЛ-А с траекторией, полученной при постобработке алгоритмами БИНС. Так же была проведена оценка точности определения навигационных параметров на стоянке и при движении ПИЛ-А. Вычислялись курс, крен, тангаж, широта, долгота, высота.

Для решения задачи БИНС были использованы четырехшаговые алгоритмы шестого порядка, которые в значительной мере позволяют увеличить быстродействие и точность решения.

Результаты, полученные при постобработке, позволяют оценить область применения такой системы.

Ключевые слова: БИНС, комплекс командных приборов.

УДК 623.451.8.004.66.02

ДАТЧИК ПОЛОЖЕНИЯ КОРПУСА В ПРОСТРАНСТВЕ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОНАВЕДЕНИЯ

*Абрамов Ю.С., Безпалов В.В., Витолін С.М., Грабарь А.В., Кангун Г.В., Легашов В.А.,
Сидоркин Л.И., КП СПС „Арсенал”, г. Киев, Украина*

Наличие информации о угловом положении корпуса вращающегося летательного аппарата в пространстве позволяет улучшить точностные параметры наведения, что особенно существенно в сложной помеховой обстановке. Для получения информации об угловом положении корпуса разработан малогабаритный датчик на основе двухобмоточного синхронного двигателя с датчиком угловой скорости ADXRS150. Конструкция такого датчика представляет собой статор, жёстко скреплённый с корпусом изделия, в котором размещены две обмотки и усилители мощности. Ротор выполнен в виде магнитного диска с размещённым на нём датчиком угловой скорости ADXRS150. Ротор свободно вращается в статоре.

Электрическая связь между ротором и статором осуществляется с помощью коллектора. Кроме того, на внешнем ободке ротора имеются две шкалы, одна из которых представляет собой 256 отражающих полосок, равномерно размещённых по окружности ротора, вторая – отражающую полосу, занимающую 180° по окружности ротора. С помощью этих шкал и оптопар индицируется положение ротора относительно статора и снимается информация о положении корпуса летательного аппарата.

Схема датчика положения построена таким образом, что при вращении корпуса летательного аппарата, ротор датчика остаётся неподвижным. Для этого на усилители мощности поступает информация с датчика ADXRS150 через микроконтроллер ADUC842, где реализована программа пропорционального интегрального дифференциального регулятора (ПИД). Таким образом, на усилители мощности выдаётся сигнал, пропорциональный скорости увода ротора, если статор вместе с корпусом летательного аппарата начинает вращаться. Выдаваемый сигнал приводит к тому, что ротор остаётся неподвижным в пространстве относительно него можно определять положение корпуса летательного аппарата.

С помощью датчика угловой скорости ADXRS150 можно прямым путём измерить обороты корпуса летательного аппарата и вычислить положение корпуса в заданный момент, но при этом возникнет ряд погрешностей, которые не дадут реализовать требуемую точность определения положения корпуса летательного аппарата. Основные из этих погрешностей связаны с уходом нуля датчика ADXRS150 во времени и при изменении температуры, а также с разбросом параметров разных датчиков и их нелинейности.

В разработанном датчике все погрешности ADXRS150 не сказываються на точности определения положения корпуса летального аппарата. По результатам испытаний смещение нуля составляло не более $\pm 3^\circ$ за 15 с. Точность определения крена не хуже $\pm 1,5^\circ$ при скорости вращения от 0 до 25 Гц.

Ключевые слова: датчик положения, определение положения корпуса летательного аппарата.

УДК 629.7.05

СИНТЕЗ НАБЛЮДАЮЩЕГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНОГО ЭЛЕМЕНТА НАЗЕМНОГО МАЯТНИКОВОГО ГИРОКОМПАСА

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

Одним из средств уменьшения постоянной составляющей вибрационной погрешности является алгоритмическая компенсация постоянной составляющей вибрационной погрешности через измерение параметров движения чувствительного элемента относительно корпуса прибора.

В существующих приборах непосредственному измерению подвергается только угол поворота чувствительного элемента гироскопа в плоскости горизонта относительно корпуса – α , при этом возможно оснастить гироскоп дополнительным датчиком угла, измеряющим угловое положение ЧЭ в негиростабилизированной плоскости – γ . Для алгоритмической компенсации погрешности возникающей вследствие линейных колебаний основания необходимо иметь информацию об угловых скоростях $\dot{\alpha}$ или $\dot{\gamma}$.

Для решения данной задачи разработана математическая модель гироскопа в пространстве состояний. В рамках рассматриваемой модели проведено теоретическое исследование возможности идентификации параметров движения чувствительного элемента. Проведен синтез наблюдающего устройства для определения оценок угловых скоростей $\hat{\alpha}$ и $\hat{\gamma}$. Для подтверждения полученных результатов, математическая модель гироскопа и наблюдающего устройства была реализована в виде комплекса программ в системе MatLab. Проведено программное моделирование работы гироскопа при действии поступательных вибраций основания, которое подтвердило адекватность разработанной программной модели.

В дальнейшем полученные результаты могут использоваться как поправка, компенсирующая вибрационную погрешность. На основании результатов моделирования проанализированы возможности фильтрации случайных возмущений.

Ключевые слова: наземный маятниковый гироскоп, вибрационная погрешность, наблюдающее устройство.

УДК 629.7.052

КЕРУВАННЯ НЕСТІЙКИМИ МЕХАНІЧНИМИ СИСТЕМАМИ ПРИ ОБМЕЖЕНІЙ ВИМІРЮВАЛЬНІЙ ІНФОРМАЦІЇ

*Мироненко П.С., Лазаренко О.І., Національний технічний університет України
«Київський Політехнічний Інститут»*

При розв’язанні задач керування складними кінематичними механізмами часто виникає проблема синтезу керування нестійкими об’єктами.

Такі системи використовуються, наприклад, в медицині при дослідженні вестибулярних протезів та опису спектра коливань людини. Імітатор містить в собі закріплений на рухомій основі перевернутий маятник, який має датчики кута та кутової швидкості, а також блок обробки інформації. Отримана інформація використовується для тестування вестибулярних протезів.

Інтерес до вивчення руху нестійкого маятника пояснюється також у зв’язку з проблемою стабілізації плазмового шнура. В якості моделі, яка дає правильну картину нестійкої моди плазмових коливань, також використовують модель перевернутого маятника. За допомогою динамічного поглинача коливань в вигляді перевернутого маятника здійснюються гасіння коливань високих споруд при значних вітрових поперечних потоках. Зустрічаються і інші випадки, в яких виникає проблема керування нестійкими об’єктами. Широке використання знаходять лабораторні маятникові учбові та дослідницькі установки.

В роботі розглядаються декілька варіантів конструктивної реалізації таких систем, які є механічними прототипами реальних нестійких об’єктів. Ціллю керування такими об’єктами є стабілізація системи в нестійкому положенні за допомогою керуючих впливів.

В якості доступній вимірюванню інформації використовуються сигнали з багатокомпонентного вимірювального модуля. Розглядається випадок, коли вимірювання кінематичних характеристик здійснюється тільки мікромеханічними акселерометрами.

Приведені рівняння руху таких систем, досліджується можливі ідентифікаційні процедури при обмеженні вимірювальній інформації, особливості безперервної корекції за допомогою силових факторів з різною фізичною природою з урахуванням можливостей реальних електромеханічних приводів.

На основі наведених особливостей конструктивної реалізації і схем вимірювання проаналізовані переваги і недоліки розглянутих систем.

Ключові слова: нестійкі системи, мікроакселерометр.

УДК 629.7.054

ОСОБЛИВОСТІ РОБОТИ ПРИЛАДІВ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ ПРИ ЕКСПЛУАТАЦІЙНОМУ ЗАСТОСУВАННІ

Ковалець О.Я., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Наявність достовірної навігаційної інформації на борту рухомих об'єктів дозволяє з успіхом вирішувати задачі маршевої навігації, топографічної прив'язки, суттєво підвищити ефективність узгоджених дій бойових одиниць різноманітного функціонального призначення – танки, зенітно-мінометні установки, артилерія тощо. У цьому контексті важко переоцінити значення зовнішнього цілевказування, маневрів вогнем і рухом на базі автономних навігаційних комплексів. Мабуть що найбільш перспективним постає створення комплексированих систем навігації – поєднання автономних інерціальних і супутникових.

Взагалі, навігаційній інформації повинні бути притаманні неперервність, точність, повнота даних, перешкодозахищеність, інваріантність до кліматичних умов, добових змін тощо.

На точність інерціальних навігаційних систем чинять вплив зовнішні збурення, такі як хитамиця основи, вібрація, проникаюче акустичне випромінювання, тепловий факел, удари, вибухи та ін.

Похибки виведення ракет-носіїв, як відомо, можуть призвести до суттєвого скорочення часу існування космічного апарату та виникнення позаштатних ситуацій. Похибки курсовказування на морі – до виникнення небезпеки судноплавства. Взагалі, вади інерціальної навігації призводять до погіршення тактико-технічних характеристик об'єктів в цілому.

Безумовним досягненням постає чітке окреслення умов сприйняття підвісу гіроскопа або системою абсолютно твердих тіл, або як імпедансної конструкції. Це, в свою чергу, розмежовує припустимість тих чи інших розрахункових моделей.

Доведено, що за просторового хвильового впливу на підвіс гіроскопа, наприклад, проникаючого акустичного випромінювання високого рівня, механічні системи переходять у розряд імпедансних, а виникаючий при цьому пружно-напружений стан підвісу сприймається гіроскопом як корисний сигнал, по суті справи, будучи «хибним». Пояснення природи цього явища спирається на необхідність обліку одночасної дії не одного, а принаймні двох збурюючих чинників – наприклад, хитамиці основи і проникаючого акустичного випромінювання. До речі, це в більшому степені відповідає реаліям натурних умов. Не менш нагальною постає необхідність сприйняття і таких чинників як парусність, зони каустик, залишкова плавучість, порушення ізотропності рідиннофазної складової підвісу тощо.

Ключові слова: навігаційна система, рухомий об'єкт, збурення.

УДК 531/534

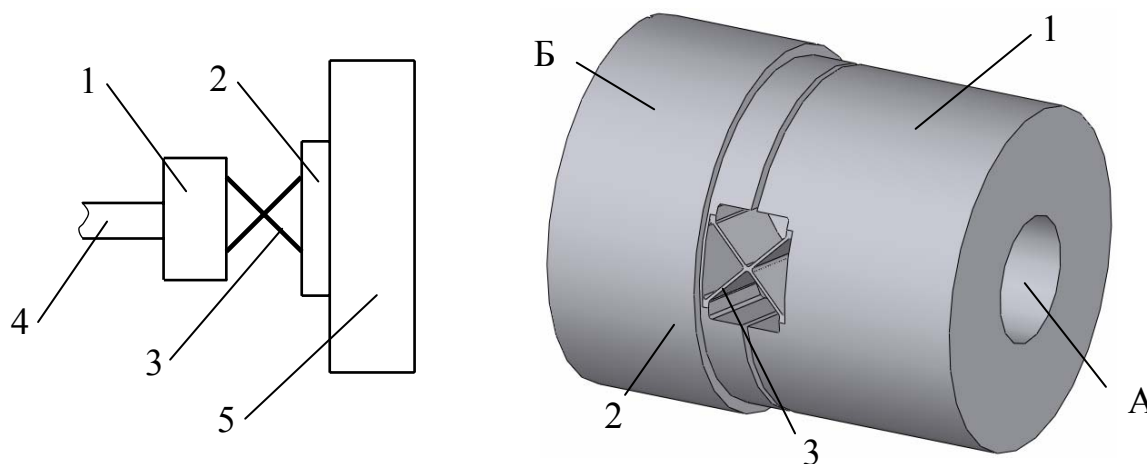
АНАЛІЗ ГЕОМЕТРІЇ ВИГОТОВЛЕННЯ ЦІЛЬНИХ ЧУТЛИВИХ ЕЛЕМЕНТІВ РОТОРНИХ ВІБРАЦІЙНИХ ГІРОСКОПІВ

Шевченко О.Ю., Чорний О.І., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Чутливий елемент двоступеневих роторних вібраційних гіроскопів (РВГ), виготовлений по класичній схемі, має в своєму складі зовнішнє кільце (ротор), та пружний підвіс, який складається з двох торсіонів складного перерізу. Такий підвіс потребує складного технологічного обладнання для точного позиціонування та натягу торсіонів. На даний момент для виготовлення таких чутливих елементів застосовуються методи електроерозії, а підвіс гіроскопу виготовляється з одного цільного шматка матеріалу. Це дозволяє полегшити складання приладу, що сприяє зменшенню собівартості виробництва.

Головними вимогами до таких підвісів є якнайменша жорсткість по осі коливань РВГ, та максимальна жорсткість в інших напрямках. Метою роботи є дослідження впливу геометрії пружних елементів та вибраного матеріалу на динамічні характеристики чутливого елемента РВГ, та на цій основі висунення вимог до конфігурації та технологічних допусків при виготовленні.

Побудована модель підвісу роторного вібраційного гіроскопа в САПР ANSYS дає можливість визначити його жорсткість у всіх напрямках; вплив величини діаметра проволочки, що використовується при електроерозії на жорсткість, та власні частоти чутливого елемента на першій та другій моді



1, 2 – кільця підвісу, 3 – пружні елементи, 4- вал двигуна, 5 – маховик, А – поверхня для встановлення на вал двигуна, Б – поверхня для встановлення маховика ротора.

коливань.

Ключові слова: роторний вібраційний гіроскоп, пружний елемент, електроерозія, власні частоти коливань.

УДК 629.7

МЕДИЦИНСЬКА БІНС НА МІКРОМЕХАНІЧНИХ ДАТЧИКАХ

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

Задача визначення орієнтації і положення твердого тіла є основною при керуванні рухом наземних, повітряних, морських об'єктів, при розв'язанні задач стабілізації положення. Аналогічна задача вирішується при медичному дослідженні рухів людини. При цьому доцільно використовувати технологію безплатформових інерціальних систем (БІНС).

Для розробки системи використано інерціальний вимірювальний блок, що складається з 3 одновісних датчиків кутової швидкості та 2 двохвісних акселерометрів фірми Analog Devices. Орієнтація датчиків даного блоку є ортогональною. Обробка інформації проводиться на комп'ютері за допомогою спеціально розробленого програмного забезпечення. Для реєстрації даних інерціального модуля у комп'ютері використано плату аналого-цифрового перетворювача.

До основних алгоритмічних компонентів розробленої системи входять:

1. Вибір математичної моделі датчиків та їх калібрування.
Математична модель мікромеханічної БІНС враховує масштабні коефіцієнти датчиків, коефіцієнти перехресних зв'язків по двох інших осях та зсуви нулів датчиків. Калібрування системи виконується з використанням пакетного методу найменших квадратів.
2. Вибір навігаційної та зв'язаної з тілом систем координат . Початкова виставка системи.
У якості локальної інерціальної навігаційної системи обрано ортодромічну горизонтальну систему координат, нульовий меридіан якої визначається напрямком поздовжньої осі об'єкта на етапі початкової виставки.
3. Розв'язання задачі визначення орієнтації.
Знаходження орієнтації здійснюється за допомогою кінематичного рівняння Пуассона.
4. Розв'язання навігаційної задачі.
Дана задача вирішується шляхом використання навігаційного алгоритму ІНС аналітичного типу.

У роботі проведено всі етапи проектування та виготовлення БІНС, розроблені алгоритми функціонування системи та здійснено її початкові налаштування. Створено програмний комплекс, який реалізує розроблені алгоритми мікромеханічної БІНС. Проведені випробування системи.

Ключові слова: мікромеханічні датчики, медичинська БІНС, калібровка, орієнтація.

УДК 531.383

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЛГОРИТМІЧНИХ ДРЕЙФІВ АЛГОРИТМІВ БІНС

Головацька Б.О., Лазарев Ю.Ф., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Однією із цікавих особливостей алгоритмів безплатформової інерційної навігаційної системи є можливість виникнення похибок типу дрейфів, які приводять до систематичного зростання величини сталої складової похибки. Ці дрейфи викликані лише процесом чисельного інтегрування диференціальних рівнянь орієнтації. Будемо називати їх алгоритмічними дрейфами. Вивченню алгоритмічних дрейфів наразі приділяється значна увага. Найбільш помітно такі дрейфи спостерігаються за так званих кінчних рухів основи [1...3].

Доповідь присвячений експериментальному (за створеними раніше програмними моделями) дослідженню цих дрейфів за умови кінчного руху поздовжньої осі основи.

Задачею такого дослідження є встановлення величини алгоритмічного дрейфу від: 1) частоти симетричних коливань основи; 2) амплітуди коливань основи; 3) від порядку методу чисельного інтегрування; 4) типу методу інтегрування; 5) від виду кінематичного рівняння орієнтації; 6) від величини кроку інтегрування. Отримані результати дозволяють зробити такі висновки.

1. Величина дрейфу прямопропорційна квадрату амплітуди коливання основи.
2. Незалежно від типу методу чисельного інтегрування і виду рівняння орієнтації, дрейф методу другого порядку пропорційний кубу частоти коливань основи:

Ошибка! Объект не может быть создан из кодов полей редактирования.

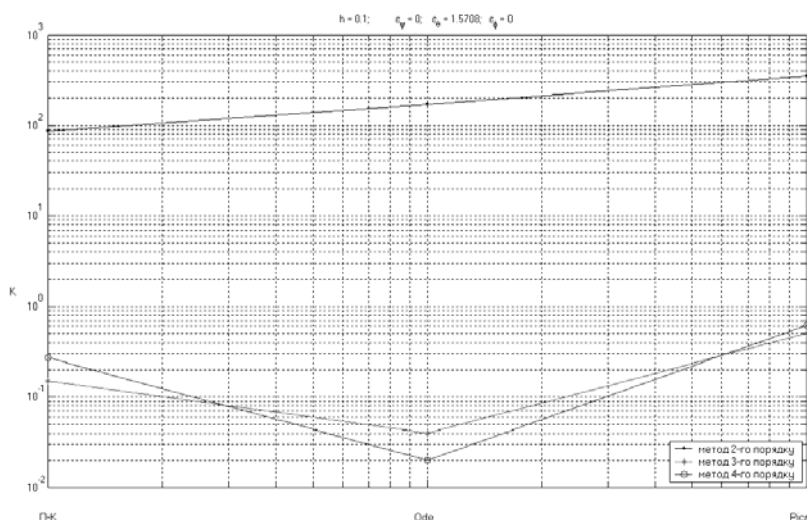
3. Незалежно від типу методу чисельного інтегрування і виду рівняння орієнтації, дрейф методу третього та четвертого порядку пропорційний п'ятому степеню частоти коливань основи:

Ошибка! Объект не может быть создан из кодов полей редактирования.

4. Коефіцієнти у згаданих степеневих залежностях дрейфу відрізняються в залежності від типу методів інтегрування. Ці залежності наведені на рисунку.

Одержані залежності прислугуватимуться для встановлення причин алгоритмічних дрейфів і теоретичних залежностей їх від параметрів рівнянь,

методів і кроку інтегрування.



Ключові слова: алгоритми БНС, алгоритмічний дрейф.

Література:

1. Панов А. П. Математические основы теории инерциальной ориентации. – К.: Наук. думка, 1995. – 280 с.
2. Онищенко С. М. Применение гироскопических чисел в теории инерциальной навигации. – К.: Наук. думка, 1983. – 208 с.
3. Лазарев Ю. Ф., Бобровицька Я. Г. Зіставлення алгоритмів чисельного інтегрування кінематичних рівнянь орієнтації твердого тіла у кватерніонах за методом Пікара \ Наукові вісті НТУУ "КПІ", № 6(50). – 2006. – с. 113...118

УДК 629.7.054

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ РАСЧЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА, ПОДВЕРЖЕННОГО ДЕЙСТВИЮ АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

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

Рассмотрим наиболее типичный случай эксплуатационного использования поплавкового дифференцирующего гироскопа – качка фюзеляжа и проникающее акустическое излучение высокого уровня. Такие режимы наблюдаются, например, при старте ракет-носителей с поверхности Земли, из шахт, с орбитальной ступени, с палубы авианосца и т.п.

До настоящего времени расчетные модели поплавкового гироскопа строились в предположении абсолютно твердой элементной базы подвеса. То есть, поверхность поплавка предполагалась абсолютно твердой. Поэтому его динамические свойства очерчивались только одной характеристикой – моментом инерции. Погрешности измерений рассматривались как простая суперпозиция действия отдельных возмущающих факторов.

Коренним образом меняется ситуация если гироскоп находится в акустическом поле высокого уровня – 140 – 150 дБ и выше. Проходя внутрь прибора, звуковая волна

$$P_1 = P_0 \exp i \left[\omega t - \vec{k}_0 R_0(z, \varphi) \right]$$

генерирует на поверхности поплавка упругие перемещения, которые в совокупности с кинематическим возмущением основания приводят к появлению Ейлеровых сил инерции. Последние должны быть учтены в дифференциальном уравнении прибора. Интересным представляется тот факт, что они зависят уже от совместного действия двух внешних воздействий – углового движения фюзеляжа и проникающего волнового воздействия в виде акустического излучения, распространяющегося в направлении волнового вектора \vec{k}_0 .

Эта особенность требует и нового подхода к построению расчетных моделей, в основу которых положена соизмеримость длины полуволны и геометрического размера элемента.

Ключевые слова: поплавковый гироскоп, акустическое излучение, качка фюзеляжа.

УДК 629.7.054

ДІЯ АКУСТИЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ НА ПЛОЩУ МІДЕЛЯ АПАРАТУ

Калініна М.Ф., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

З появою підводних човнів-ракетноносців, в першу чергу атомних, військово-морський флот спроможний чинити стратегічний вплив на хід та наслідок сучасної війни. Саме з огляду на цей аспект, проблема боротьби з підводними човнами – носіями балістичних ракет – стає проблемою надзвичайної ваги. Успіх її вирішення буде залежати перш за все від своєчасного виявлення класифікації та визначення місцезнаходження підводної цілі. Розв’язання цих задач доручається головним чином гідроакустичним засобам. На теперішній час ехолокація залишається надійним шляхом викриття підводної цілі.

В тому випадку, коли відстань до рухомого апарату, тобто дистанція, значна, а його повздожня вісь становить з нормаллю до фронту акустичної хвилі кут значно менший $\pi/2$ рад, в першому наближенні розрахункову модель можна будувати у вигляді колової пластини, яка являє собою площу Міделя. Така модель, досить спрощена, надає можливість полегшити математичний апарат і окреслити головні особливості явища.

Проаналізувавши збурений рух пластини запишемо диференціальне рівняння вимушених коливань у формі Софі Жермен:

$$D\Delta^2 W(x, y, t) + \rho h \ddot{W}(x, y, t) = q(x, y, t),$$

де $\Delta^2 = \frac{\partial^4}{\partial x^4} + 2\frac{\partial^4}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4}{\partial y^4} \stackrel{def}{=} A$ – ітерований лапласіан, бігармонічний оператор;

$D = Eh[12(1 - \sigma)]^{-1}$, ρ , h , σ – циліндрична жорсткість, щільність матеріалу, товщина, коефіцієнт Пуассона, відповідно.

Це рівняння доречно в плоскій області і дає достатні результати, якщо відношення товщини до найменшої довжини генеруємої хвилі не перевищує 0,1. В іншому разі слід враховувати зсув та інерцію обертання або вирішувати тривимірну задачу.

Ключові слова: акустична хвиля, ехолокація, площа Міделя, колова пластина.

УДК 629.783+521.31

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ МАЯТНИКА НА ПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

*Куличенко Н.А., Снигур А.К., Национальный университет кораблестроения им. адм.
Макарова, г. Николаев, Украина*

С развитием навигационных систем и улучшением их точности возникает необходимость исследования нелинейных моделей чувствительных элементов данных систем. Это относится и к датчикам гравиметров, построенным на основе маятниковых акселерометров.

В работе проводились исследования устойчивости возмущенного движения системы с двумя степенями свободы, которая представляет собой математический маятник на основании, способном совершать поступательные движения по вертикали, по горизонтали и поворот вокруг оси, не совпадающей с точкой закрепления маятника. При этом учитывалось наличие вынужденных колебаний. Уравнения движения приведены к виду

$$\ddot{\theta} + \alpha_1 \dot{\theta} + \alpha_2 \sin \theta + \alpha_3 f(\theta, q) \left(\ddot{q} + \alpha_4 \dot{q}^2 \sqrt{1 - f^2(\theta, q)} + \alpha_0 \dot{q} \right) = F_1(t) + F_2(t) f(\theta, q);$$

$$\ddot{q} + \alpha_4 \dot{q} + \alpha_5 \sin q + \alpha_6 f(\theta, q) \left(\ddot{\theta} + \beta \dot{\theta}^2 \sqrt{1 - f^2(\theta, q)} + \alpha_0 \dot{\theta} \right) = F_1(t) f(\theta, q) + F_2(t),$$

где α , β , $\alpha_0, \dots, \alpha_6$ – коэффициенты соответствующих размерностей, отвечающие за диссипацию и взаимовлияния между звеньями колебательной системы, $F_1(t)$ и $F_2(t)$ – функции возмущающих воздействий, $f(\theta, q)$ – функция, характеризующая связь между колебаниями (относительный поворот), θ и q – обобщенные координаты системы. Функции возмущающих воздействий имеют вид

$$F_i(t) = F_i \cos \omega_i t,$$

где F_i , ω_i – соответственно амплитуда и частота возмущающей силы, $i = 1, 2$.

Поскольку данная система является нелинейной, неавтономной и имеет две степени свободы, то исследование ее методом фазовых траекторий в общем случае нецелесообразно. Однако он был применен для отыскания периодических движений.

Исследовалась устойчивость линеаризованных уравнений в нормальной форме в окрестности положения равновесия путем составления определителя Якоби и прямым вычислением корней характеристического уравнения. Были получены зависимости показателей устойчивости от параметров системы (коэффициентов жесткости и демпфирования, линейных размеров, масс элементов колебательной системы), рассчитаны частотные характеристики. Проанализировано поведение системы в случае вариаций параметров как функций времени, которые имеют место в реальных условиях.

Ключевые слова: гравиметр, колебательная система, устойчивость движения, нелинейные колебания.

629.3.05

ОЦЕНКИ ТРЕБОВАНИЙ К ВЫЧИСЛИТЕЛЮ БИНС

Снигур А.К., Национальный университет кораблестроения им. адм. Макарова, г. Николаев, Украина

К основным техническим характеристикам вычислителя (В) относятся: производительность, объем запоминающих устройств, длина разрядной сетки, потребляемая мощность, габариты, масса и требования эксплуатации. Исходные данные для определения характеристик В, вырабатываются из анализа подлежащих реализации алгоритмов. Требования к В включают в себя три группы характеристик: информационные, операционные и точностные.

Информационные характеристики определяют размещаемость алгоритмов в информационных средах. Исходной информацией для определения объема памяти служат: длина алгоритмов (M_n), распределение операторов по числу обращений ЗУ ($\pi_0^n, \pi_1^n, \pi_2^n, \pi_3^n$), суммарное количество входных **a** и **b** выходных величин.

Для ориентировочной оценки требуемого объема памяти L долговременного ЗУ можно воспользоваться формулой

$$L \geq \alpha M_n (\pi_0^n + \beta_1 \pi_1^n + \beta_2 \pi_2^n + \beta_3 \pi_3^n) + C_j + 2000,$$

где $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ – коэффициенты, определяющие правила записи одно-, двух- и трехадресных команд конкретного В; C_j – количество констант j -го алгоритма.

Для систем управления высокоманевренными подвижными объектами (ВПО) коэффициент, учитывающий увеличение программы, равен 1,4.

Оценка требуемого объема памяти оперативного ЗУ имеет вид

$$L \geq 1.4 (2a + b + \max \{q_j\}) + L_{cn} + L_r,$$

где q_j – количество промежуточных величин j -го алгоритма; $L_{сп}$ и L_T – число рабочих ячеек оперативного ЗУ.

Длина разрядной сетки B определяется временем реализации алгоритма и затратами оборудования арифметического и запоминающего устройств. Информация для выбора длины разрядной сетки может быть получена из данных анализа точности алгоритмов путем численного их моделирования на универсальных ЦВМ.

Операционные характеристики определяют реализуемость разработанных алгоритмов во времени. Их расчет возможен лишь при неформальном знании системы команд B и учете времени выполнения всех операций. Время выполнения операндов, учтенных при проведении операционного анализа (операционная длина алгоритмов), рассчитывается по формуле

$$T_1 = \sum_{i=1}^n p_i \tau_i,$$

где p_i , τ_i – частота и время вычисления операций i -го типа.

Зная соотношения времени выполнения конкретных операций и короткой операции B τ , расчетное соотношение можно записать в коротких операциях:

$$T_1 = \tau \sum_{i=1}^k p_i \delta_i.$$

Точностные характеристики. На начальном этапе проектирования B можно пользоваться простыми методами оценки быстродействия, позволяющими проводить анализ с удовлетворительной точностью. За основу такого расчета можно принять время T_1 выполнения операторов, учтенных при проведении операционного анализа разработанных алгоритмов, например, по числу операций сложения (+), умножения (\times) и деления ($/$), необходимых для их реализации, и учесть требуемую частоту вычислений, обеспечивающую достаточную точность, удовлетворяющую частотным требованиям системы управления (f_i):

$$T_1 = \tau \sum_{i=1}^k M_{oi} f_i;$$

$$M_{oi} = \tau (C_+ \delta_+ + C_\times \delta_\times + C_/ \delta_/),$$

где C_j – соответствующее число операций; k – число алгоритмов; δ_i – соотношение времени выполнения j -й операции и времени короткой операции B ; M_{oi} – объем вычислений при однократной реализации i -го алгоритма.

Время реализации операторов обслуживания (T_2), операторов перемасштабирования (T_3), реализации средств программной защиты от помех (T_4) и диспетчеризации вычислений (T_5) для алгоритмов систем управления ВПО составляет:

$$T_2 = (0.03 \div 0.05)T_1; \quad T_3 = (0.05 \div 0.10)T_1;$$

$$T_4 = (0.10 \div 0.15)T_1; \quad T_5 = (0.07 \div 0.10)T_1.$$

Полное время реализации алгоритма можно выразить соотношением

$$T \geq 1.4\tau \sum_{i=1}^k M_{oi} f_i,$$

откуда следует расчетная формула достаточного быстродействия V , выраженного числом коротких операций V за одну секунду:

$$v \geq \frac{1.4 \sum_{i=1}^k M_{oi} f_i}{T}.$$

В алгоритмах, формализованных, например, матричным вычислением, расчет характеристик V может быть выполнен по специальным формулам, использующим в качестве входных величин размерность систем решаемых уравнений и матриц.

Ключевые слова: вычислитель; информационные, операционные и точностные характеристики; быстродействие; разрядная сетка; объем памяти.

УДК: 621.391.822.2

ПРИНЦИП И МЕТОДИКА КОМПЕНСАЦИИ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ БИНС.

Кунец Г. А., Воробьев А. В., КП СПС «Арсенал», г. Киев, Украина

Рассматривается методика алгоритмической термокомпенсации показаний акселерометров в составе БИНС.

Температурный дрейф блока акселерометров проявляется в том, что при неизменном во времени и не зависящем от температуры значении измеряемого ускорения наблюдается недопустимо большое, с точки зрения точности измерения, изменение показаний акселерометров, вызванное влиянием изменения температуры окружающей среды.

Если при этом в серии повторяющихся испытаний наблюдается незначительное отличие усредненных за достаточно длительный (порядка 100с) интервал времени показаний акселерометров, то можно констатировать факт воспроизводимости температурного дрейфа и на этом основании полагать, что существует функция $f(T)$ с достаточной точностью аппроксимирующая зависимость указанных средних значений от температуры.

Рассматриваемая методика предполагает использование простого приспособления, позволяющего зафиксировать прибор в 2-х различных произвольных ориентациях. Подвергнув изделие в каждой ориентации идентичным температурным воздействиям, представляется возможным вычислить изменение смещения нуля и масштабного коэффициента, для которых затем построить соответствующие аппроксимирующие функции. С помощью этих аппроксимирующих функций показания акселерометров приводятся к температуре, при которой производилась калибровка БИНС.

Для нахождения параметров термокомпенсации используется программа, которая по результатам предварительных термоиспытаний прибора рассчитывает коэффициенты аппроксимирующих функций. Найденные коэффициенты вводятся в постоянную память БИНС в качестве параметров алгоритма термокомпенсации.

Ключевые слова: БИНС, температурный дрейф, термокомпенсация, термоиспытания.

УДК 639.7.05

РЕЗОНАНСНЫЙ РУЛЕВОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРИВОД. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА

Бондарчук П.С., КП СПС «Арсенал», г. Киев, Украина.

Электрический рулевой привод (ЭРП) в настоящее время является самым перспективным для применения в составе систем управления ракет любых классов. Это обусловлено тем, что по важнейшему параметру – удельным характеристикам он сравним или превосходит приводы других типов, а по другим параметрам ему нет равных. При этом возможности его совершенствования, улучшения его удельных характеристик далеко не исчерпаны. Исследованиям этих возможностей и посвящена эта работа.

Проведенный в рамках работы анализ технических характеристик противотанковых ракет показывает, что для современных ракет этого класса один килограмм массы конструкции в среднем увеличивает стартовую массу ракеты на четыре килограмма.

Резонансный рулевой электрический привод отличается использованием инерциально – нагрузочного механического резонанса, при котором энергия затрачивается только на преодоление момента трения в редукторе и на изменение амплитуды и фазы колебания выходного звена привода. На преодоление аэродинамического напора энергия практически не расходуется. Это позволяет резко снизить требуемую мощность рулевого привода и получить высокие удельные характеристики, превышающие аналогичные характеристики других образцов ЭРП.

Однако, проведенный в рамках данной работы сравнительный анализ технического уровня существующих образцов ЭРП различных калибров указывает на то, что технический уровень реализованных резонансных электрических рулевых приводов значительно уступает достигнутому уровню лучших образцов других ЭРП. Возможности совершенствования конструкции рулевых приводов и повышения их качества, соответствующего современному уровню развития техники в существующих образцах резонансных рулевых электрических приводов пока не реализованы.

Для более точной оценки достижимого уровня удельных характеристик резонансных приводов необходимо на основе построения тепловой модели исполнительного двигателя исследовать вопрос его загруженности. Предполагается проведение ряда дальнейших работ в этом направлении.

Ключевые слова: резонансный рулевой электрический привод, исполнительный двигатель, удельные характеристики.

УДК 531.383

ЗАУВАЖЕННЯ ЩОДО ТЕОРЕТИЧНОГО ОПИСУ РУХУ ПОЛЮСІВ ЗЕМЛІ

*Євдокименко С. М., Лазарєв Ю. Ф., Національний технічний університет України
“Київський Політехнічний Інститут”, м. Київ, Україна*

Експериментальні відомості про рух географічних полюсів Землі показують, що полюс рухається по поверхні Землі навколо головної осі інерції в напрямку її добового обертання. Періодична складова руху складається з двох частин: руху по кривій, близький до кола, з періодом 1,2 роки, яке називають вільним рухом полюсу або вільною нутацією, і річного руху. Вважаючи Землю абсолютно твердим тілом, Л. Ейлер встановив, що період коливань полюсу має дорівнювати 305 діб. Але в дійсності, як встановив з аналізу спостережень американський астроном С. Чандлер, він значно більше і близький до 433 діб. Розбіжність між періодами Ейлера і Чендлера С. Ньюком пояснив впливом пружних деформацій Землі і переміщенням води в океані, які відбуваються під дією змінювання відцентрової сили, обумовленої рухом полюсу.

Пояснення руху полюсів, як вільного руху гіроскопа викликає сумніви, бо внаслідок наявної в'язкості Землі цей рух має загаснути з часом. Тому представляє інтерес побудувати таку теоретичну модель руху полюсу, яка дозволила би описати його реальний рух.

З цією метою була попередньо створена теоретична модель обертання тіла у матричному вигляді за довільної матриці моментів інерції в проекціях на осі системи координат жорстко зв'язаної з тілом (узагальнення відомих рівнянь Ейлера):

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}_T}{dt} = \mathbf{J}^{-1}[\mathbf{M}_T - (\boldsymbol{\omega}_T \times)\mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega}_T].$$

На основі цієї моделі розроблено програмну модель руху полюсу Землі. Завдяки специфічному виду теоретичної моделі вдалося суттєво підвищити точність чисельного інтегрування зі збільшенням кроку інтегрування у порівнянні з добою. Експерименти на цій моделі також, як і теоретичний аналіз довели, що вільний рух полюсів являє собою одночастотний рух по колу по поверхні Землі. Тобто не збігається з спостережним рухом. Єдиною можливістю забезпечити спостережений рух у вигляді биття коливань виявилось введення в розгляд періодично змінюваного екваторіального

моменту сил. Параметри цього моменту підбрані в такий спосіб, що промодельований рух достатньо добре збігається зі спостереженням.

Зроблені висновки щодо можливих причин виникнення такого моменту.

Ключові слова: обертання Землі, рух полюсів.

УДК 531.383

РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕСТОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ТРЕХОСНОГО БЛОКА АКСЕЛЕРОМЕТРОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ АЛГОРИТМА СКАЛЯРНОЙ КАЛИБРОВКИ

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

Как известно, точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) определяется точностью ее чувствительных элементов, то есть блоков акселерометров и гироскопов. В немалой степени точность БИНС зависит от калибровки блоков акселерометров и гироскопов.

Калибровка блока акселерометров представляет собой определение погрешностей измерения линейных ускорений, то есть смещений нулей приборов и погрешностей их масштабных коэффициентов. Кроме того, при калибровке определяются углы неортогональности осей чувствительности датчиков или коэффициентов перекрестной связи.

Для калибровки блока акселерометров чаще всего используют метод тестовых поворотов, при котором в качестве эталона принимают вектор ускорения силы тяжести \vec{g} .

В качестве альтернативы существует метод скалярной калибровки блока акселерометров. Для скалярной калибровки блока акселерометров надо в поле силы тяжести поворачивать его вокруг определенного направления на фиксированные углы и в каждом положении получать нормированные выходные сигналы. Для решения уравнений требуется минимум девять положений блока, т.е. число испытаний должно быть больше или равно девяти.

Измеряя разность между скалярной величиной нормированного измеряемого вектора и его действительным значением, равным единице, получаем погрешности триады акселерометров.

Тестовые испытания блока акселерометров показали справедливость алгоритма скалярной калибровки и выявили как положительные, так и отрицательные его особенности:

- не требуется жестко «привязывать» оси поворотной установки к осям блока триады акселерометров;
- при автоматизированной обработке экспериментальных данных испытаний акселерометров возникают проблемы вырожденности

матриц, однако эти проблемы разрешимы и не уменьшают эффективность метода;

- необходимо иметь достаточно высокую точность измерения нормированных выходных сигналов датчиков.

Ключевые слова: акселерометры, калибровка

УДК 531.388(07)

МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОДЖЕННЯ ДВОГРОСКОПНОГО ВКАЗІВНИКА НАПРЯМКУ НА ВІРАЖІ

Антонюк А.О., Лазарев Ю.Ф., Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна

Одним із найбільш практичних і дешевих засобів вивчення поведінки гіроскопічних приладів, за умов наближених до експлуатаційних, є програмне моделювання шляхом чисельного інтегрування їх диференціальних рівнянь на ЕОМ. При створенні таких програмних моделей часто виявляються деякі особливості у поведінці приладу, що не передбачалися попередніми теоретичними дослідженнями.

Проведено експериментальне дослідження азимутального дрейфу за створеною програмною моделлю зі змішаною характеристикою горизонтальної корекції. Теоретичне дослідження за спрощеною лінеаризацією нелінійності характеристики корекції типу $k \frac{\varepsilon}{b}$, де b – амплітуда коливань куту β між рамками, ε – максимальна питома швидкість корекції, k – коефіцієнт лінеаризації, показало результати наведені на рис.1.

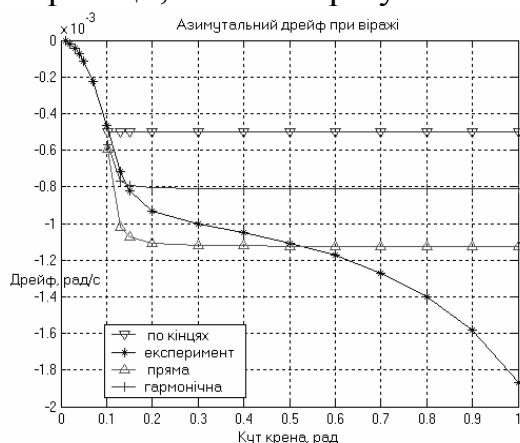


Рис.1

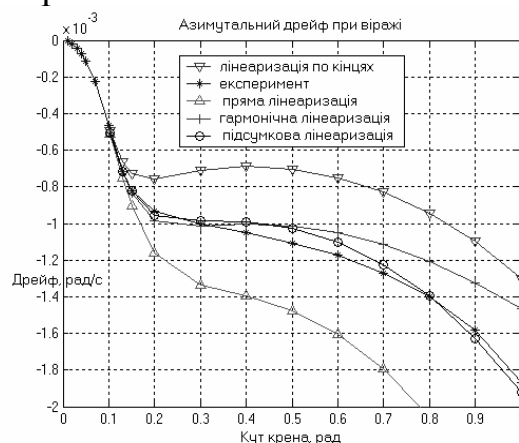


Рис.2

На ньому показані результати трьох видів лінеаризації: по кінцях ($k = 1$), прямої ($k = 1,5$) і гармонічної ($k = 4/\pi$). Не важко вгледіти досить суттєві розбіжності з результатами експериментів, наведені на тому ж самому рисунку.

Була розроблена більш точна модель лінеаризації, за якою було враховано залежність коефіцієнта лінеаризації від косинусу кута β . Результати теоретичних досліджень наведені на рис.2.

Дослідження показують, що найбільш точний збіг з експериментальними дослідженнями дає лінеаризація за уточненою моделлю при $k = 1,225$, що є проміжним між лінеаризацією по кінцям і гармонічною лінеаризацією.

Ключові слова: гіроскоп напрямку, лінеаризація, азимутальний дрейф, віражна похибка.

УДК 629.783

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ПОХИБОК ВИМІРЮВАЧІВ НА ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ КУТОВОГО ПОЛОЖЕННЯ МІКРОСУПУТНИКА

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

Масові та габаритні обмеження, які притаманні космічним апаратам, що відносяться до класу мікросупутників, висувають певні вимоги щодо кількості та типу приладів, які використовуються на борту для визначення орієнтації. На даний час найбільш поширеними такими вимірювачами є магнітометри та сонячні датчики. Зважаючи на невелику точність першого типу приладів, важливим завданням є оцінка їхнього впливу на процес керування просторовим положенням космічного апарату.

Для визначення орієнтації мікросупутника запропоновано двовекторний детермінований алгоритм. Його особливістю є використання лише п'яти елементів матриці напрямних косинусів з дев'яти. Вибір цих елементів визначається послідовністю кутів, що використовується при дослідженні просторового руху. Проаналізовано причини виникнення похибок двовекторних алгоритмів, які базуються на використанні допоміжних векторів. Отримано співвідношення для оцінки впливу похибок вимірювачів при використанні даного алгоритму. При наявності інформації щодо характеристик похибок вимірювачів дані співвідношення можуть бути використані для компенсації цього впливу.

З метою перевірки теоретичних результатів аналізу було проведено моделювання замкненої системи керування орієнтацією мікросупутника в середовищі Matlab/Simulink. Результати моделювання порівняно з аналогічними результатами, отриманими при використанні алгоритму TRIAD.

Ключові слова: алгоритм визначення орієнтації, мікросупутник, магнітометр, сонячний датчик, TRIAD.

УДК 531.383

ФІЛЬТР КАЛМАНА В ДВОСТУПЕНЕВОМУ ГІРОКОМПАСІ

Битяк В.Ю., Мураховський С.А., Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут", м. Київ, Україна

Наземні гірокомпаси працюють в більш сприятливих умовах порівняно з морськими, тому існує можливість застосування в якості чутливого елементу таких приладів двоступеневого гіроскопу. Основа, на яку встановлюється гірокомпас, може здійснювати кутові коливання, що спричиняють появу вібраційної похибки, яка може досягати значних величин. Тому актуальною є задача теоретичного та практичного дослідження похибок наземного двоступеневого гірокомпаса, та шляхів їх зменшення.

Для вирішення поставленої задачі розроблена математична модель двоступеневого гірокомпаса. Розглянуто вплив на динаміку наземного двоступеневого гірокомпаса випадкової кутової вібрації основи. Показано, що випадкова кутова вібрація основи може викликати значні похибки. Тому необхідна розробка алгоритмічних засобів, що дозволять зменшити випадкову похибку. Такими засобами можуть бути спостерегаючий пристрій і фільтр Калмана.

Побудовано спостерігач та фільтр Калмана для двоступеневого гірокомпаса по лінеаризованих рівняннях руху. Створена програмна модель у середовищі системи Matlab, яка реалізує чисельне інтегрування складених рівнянь. За допомогою моделі об'єкту по ряду доступних вимірів фільтр Калмана дозволяє отримати оцінку внутрішнього стану системи. Модель дозволяє дослідити особливості спостереження кута α гірокомпаса при випадковій вібрації основи.

Проведене моделювання показало зменшення впливу випадкової вібрації на вихідний сигнал гірокомпаса (рис.1).

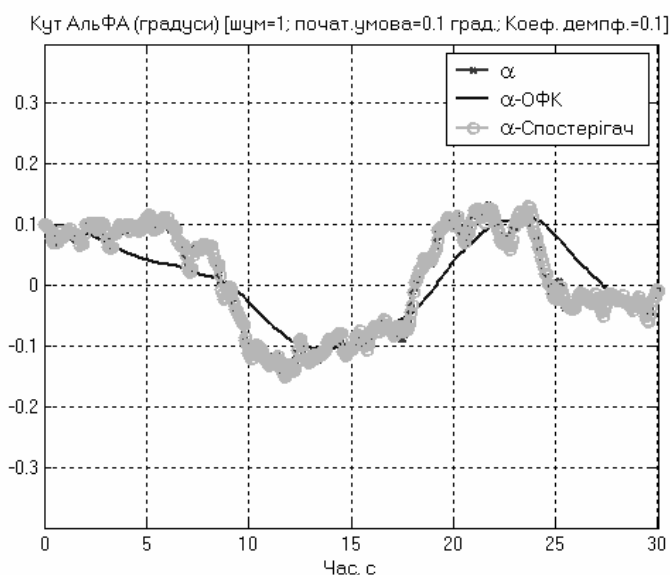


Рисунок 1.

Отримані результати також дозволяють зробити такі висновки:

1. Оптимальний фільтр суттєво зменшує дисперсію вихідного сигналу.
2. Оптимальний фільтр має більшу точність оцінювання ніж спостерігаючий пристрій.

Ключові слова: двоступеневий гірокомпас, спостерігач, фільтр Калмана, вібрація основи.

УДК 614.842.86

СОСТОЯНИЕ И ПЕРВООЧЕРЕДНЫЕ ЗАДАЧИ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ ОБОРУДОВАНИЯ АНТАРКТИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ АКАДЕМИК ВЕРНАДСКИЙ

¹Жуковский Ю.Г., ¹Шевчук Д.В., ²Кузько А.В., ²Мороз И.В., ¹Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, г. Киев, Украина,
²Национальный антарктический научный центр (НАНЦ), г. Киев, Украина

Станция Академик Вернадский передана Украине в феврале 1996г., а до этого была английской антарктической станцией «Фарадей». Построенная в 1947 г. она была полностью модернизирована в 1980г. и с тех пор большинство оборудования работает без замены. Время и суровый климат Антарктики негативно воздействуют на всю инфраструктуру станции. За время эксплуатации станции Украиной выполнен ряд важных работ такие, как установка нового сварного резервуара для дизтоплива, замена на новые отопительных котлов, замена насосов подачи морской воды к опреснительной установке, смонтирован на станции рентгеновский аппарат и ряд других работ.

В феврале 2011г. на антарктической станции проведена комплексная ревизия текущего технического состояния всех агрегатов и оборудования станции, наличия технической документации и сформирована программа выполнения первоочередных работ по замене и модернизации всей инфраструктуры по обеспечению ее жизнедеятельности.

Детальный осмотр зданий и сооружений, приборов и оборудования, беседы с обслуживающим персоналом, а также знакомство с имеющейся технической документацией показал, что в настоящее время все системы обеспечения жизнедеятельности зимовщиков работают в штатном режиме, однако, их бесперебойная работа осуществляется благодаря высокой квалификации обслуживающего их персонала.

Анализ полученной на станции информации приводит к выводу о необходимости разработки плана по замене инфраструктуры станции, так как, часть оборудования и приборов устарела морально, а часть изнасилась физически.

Среди первоочередных задач, которые должны быть решены на станции в ближайшее время, следует назвать следующие:

- подключение станции к сети Internet и обеспечение станции надежной

и недорогой связью;

- полная замена медицинского оборудования, часть которого морально устарела, а часть в нерабочем состоянии;
- установка новой более мощной опреснительной установки;
- с 1980 г. находятся в эксплуатации дизель-генераторы и в ближайшие годы возникнет необходимость их замены;
- в настоящее время также необходимо провести ряд небольших ремонтных работ на зданиях станции.

Выполнение указанных выше работ по модернизации станции Академик Вернадский позволят Украине в течение десятилетия уверенно и безаварийно использовать всю имеющуюся ее инфраструктуру.

Ключевые слова: антарктическая станция, техническое состояние оборудования, модернизация

УДК 681.327

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ПРИСТРОЮ КОНТРОЛЮ ВІБРАЦІЇ ТУРБОВАЛЬНОГО ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

*Сопілка Ю.В., Іванченко А.В., Меньшиков С.О., Національний технічний університет
України “Київський політехнічний інститут”, м.Київ, Україна*

Створено вбудований пристрій контролю вібрації турбовального газотурбінного двигуна, який вимірює і передає вимірне значення вібрації двигуна в реальному масштабі часу. Пристрій призначений для неперервного контролю рівнів вібрації роздільно кожного ротору двигуна на всіх режимах його роботи. Контроль вібрації роторів ведеться за допомогою вузькосмугових слідкуючих фільтрів по амплітудах віброшвидкості з частотою першої роторної гармоніки вивідного валу редуктора, турбокомпресору і силової турбіни відповідно.

Контроль вібрації двигуна на об’єкті здійснюється одночасно від двох датчиків вібрації, встановлених на двигуні. Від датчика вібрації, встановленого на редукторі, по трьом каналам здійснюється контроль вібрації від 65 до 110 Гц по першій роторній гармоніці вивідного валу редуктора, від 450 до 750 Гц - ротору турбокомпресору і від 350 до 500 Гц - ротору силової турбіни. Від датчика вібрації, встановленого в площині задньої підвіски, по двом каналам здійснюється контроль вібрації роторів турбокомпресору і силової турбіни в аналогічних діапазонах частот.

Розроблено алгоритм віброконтролю турбовального газотурбінного двигуна, проведено математичне моделювання і розроблено програмний модуль на мові С, з наступною інтеграцією в системне програмне забезпечення пристрою контролю вібрації, що реалізує цифровий вузькосмуговий слідкуючий математичний фільтр.

Ключові слова: контроль вібрації, цифровий фільтр.