

СЕКЦІЯ 1

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

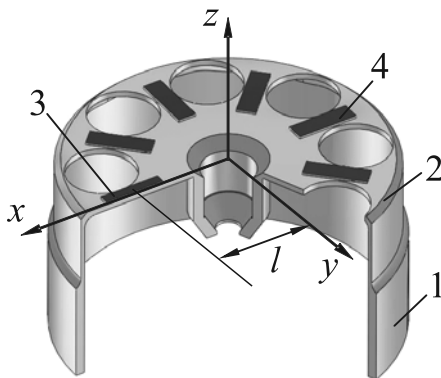
УДК 621.375

ОПТИМІЗАЦІЯ П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОЇ СИСТЕМИ ЗБУДЖЕННЯ ХВИЛЬОВОГО ТВЕРДОТІЛЬНОГО ГІРОСКОПА

*Кучер С.В., Ганкевич З.В., Бондар П.М., Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

В хвильових твердотільних гіроскопах (ХТГ) для збудження та підтримання стоячої хвилі використовують власні контури позиційного збудження та підтримання коливань.

Резонатор досліджуваного ХТГ являє собою металеву циліндричну оболонку, що складається з вільного масивного накопичувача коливань 1 у вигляді кільця і пружного підвісу – стакана 2 зі складною структурою дна. На дні розміщена п'єзoeлектрична система збудження, яка складається з двох радіально закріплених плоских п'єзoкерамічних пластинок 3 і 4.



Задача дослідження полягала у виборі оптимального розміщення п'єзоелементів для забезпечення максимальної амплітуди основної моди коливань кромки резонатора. Для цього в статичному режимі визначалася деформація кромки кільця по координатах x та y в залежності від розміщення

п'єзоелементів уздовж осі x на дні резонатора (відстані l).

Оскільки в використаному для досліджень пакеті ANSYS/Workbench неможливо змоделювати реакцію п'єзоелементів на дію напруги збудження, була використана температурна аналогія п'єзоefекту. Основою для такого підходу є ідентичність адитивних членів в узагальненому законі Гука для вільної температурної деформації αT і для планарної п'єзoeлектричної деформації βU п'єзoкерамічної пластинки, поляризованої по товщині. Замість напруги збудження при моделюванні до п'єзоелементів прикладалася температура 200 °С. Температурний коефіцієнт лінійного розширення п'єзоелемента α дорівнював його п'єзoeлектричному коефіцієнту лінійного розширення β . Для матеріалу резонатора температурний коефіцієнт обирався нульовим.

Показано, що при зміщенні п'єзоелементів в напрямку краю дна радіальна деформація кромки резонатора збільшується експоненціально. В той же час при

близькому розміщенні п'єзоелементів до зовнішнього краю дна резонатора спостерігається небажана деформація стінки стакана, що може призвести до збудження вищих форм коливань.

При моделюванні виявлена також суттєва залежність зміщення резонатора відносно точки закріплення в напрямку осі z від відстані l . При деякій відстані переміщення резонатору по осі z близьке до 0.

Ключові слова: хвильовий твердотільний гіроскоп, п'єзоелектрична система збудження, резонатор, температурна аналогія п'єзоефекту.

УДК 621.791

ПРОБЛЕМЫ МОНИТОРИНГА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ВЫСОТНЫХ ЗДАНИЙ

¹⁾Жуковский Ю.Г., ²⁾Рыжый М.Н., ²⁾Кулиш Э.В., ¹⁾Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина; ²⁾Центр научно-технических услуг «Инжзащита», г. Ялта, Украина

Современное развитие городов характеризуется все большей высотой строящихся зданий, которые требуют особого к себе отношения. Высотные здания появились вследствие роста населения городов, недостатка земельных участков и их высокой стоимости. По масштабам возможных катастроф высотные здания следует отнести к особо опасной категории строительных объектов, поэтому каждое высотное здание в обязательном порядке должно быть оборудовано постоянно действующей автоматизированной системой мониторинга.

Высотные здания – это здания высотой более 30-ти этажей, по сравнению с зданиями меньшей этажности, подвержены большему количеству негативных воздействий природного и техногенного характера. Система мониторинга должна осуществлять постоянный контроль напряженно-деформированного состояния несущих конструкций подобных зданий.

Первая проблема, которая стоит перед разработчиками комплексных систем мониторинга высотных зданий, – это проблема правильного выбора измерительных датчиков и мест их расположения на здании. При кажущейся простоте решение этой задачи, она требует тщательного изучения как действующих на высотное здание возмущений, так и реакции здания на эти возмущения. Среди воздействующих на высотное здание возмущений отметим особо значимые. Среди возмущений природного происхождения – это: сейсмические и микросейсмические колебания земной коры, ветровое давление, осадки, перепады температуры и давления. Среди возмущений техногенного характера отметим такие, как микросейсмические колебания от движущего вблизи здания наземного и подземного транспорта, возмущения создаваемые лифтами и всевозможными механизмами, изменяющиеся

нагрузки от передвижения людей внутри здания и др. Все действующие нагрузки могут быть разделены на статические и динамические, постоянные и случайные. Случайные нагрузки отличаются от постоянных своей неопределенностью не только во времени, но и по величине, а также по месту приложения, что делает практически невозможным их предсказание.

Несмотря на изложенные выше трудности, следующим этапом исследования является построение модели здания с действующими на него интегральными нагрузками. Здесь также есть свои особенности. Если высотное здание сложной формы, то его необходимо разбить на ряд более простых блоков, необходимо также учитывать рельеф окружающей территории, облицовку здания и ряд других параметров. В результате моделирования получим распределение полей давлений и напряжений по всей поверхности здания.

Места и величины наибольшего сосредоточения полей давлений и напряжений позволят осмысленно выбрать типы датчиков, места их установки, количество и их технические характеристики.

Ключевые слова: мониторинг, высотные здания.

УДК 629.7.05

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ СКАЛЯРНОЙ КАЛИБРОВКИ ГИРОСКОПОВ И АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

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

Поскольку в состав инерциальных навигационных систем и систем ориентации входят блоки гироскопов и акселерометров, то погрешности таких систем в значительной мере зависят от калибровки таких блоков.

Калибровка предполагает определение погрешностей измерения линейных ускорений для акселерометров и определение погрешностей измерения угловых скоростей для гироскопов относительно трех осей (нулевых сигналов b_x, b_y, b_z приборов и погрешностей их масштабных коэффициентов e_x, e_y, e_z), а также угол δ неортогональности осей чувствительности датчиков или коэффициентов перекрестной связи.

Для калибровки блока гироскопов и акселерометров, как правило, используют методы тестовых и последовательных поворотов, при которых в качестве эталона принимают вектор угловой скорости вращения поворотной установки $\vec{\omega}$ и вектор ускорения силы тяжести $\vec{g}$. Основным недостатком таких методов – предъявление жестких требований к угловой выставке испытательного оборудования.

В последнее время находит применение скалярный способ калибровки [1] блока гироскопов и акселерометров, который получил свое название благодаря

тому, что в качестве эталона измеряемой величины принимают не вектор, а скалярную величину. В гравитационном поле Земли для гироскопов такой скалярной величиной является угловая скорость вращения Земли Ω , а для акселерометров – величина ускорения силы тяжести g .

Разность между скалярной величиной нормированного измеряемого вектора и его действительным значением, равным единице, пропорциональна погрешностям триады, например, акселерометров:

$$\frac{1}{2}(u_{xa}^2 + u_{ya}^2 + u_{za}^2 - 1) == (b_{xa} + n_{xa})\bar{g}_x + (b_{ya} + n_{ya})\bar{g}_y + (b_{za} + n_{za})\bar{g}_z + e_{xa}\bar{g}_x^2 + e_{ya}\bar{g}_y^2 + e_{za}\bar{g}_z^2 + (\delta_{xz_a} - \delta_{yz_a})\bar{g}_x\bar{g}_y + (\delta_{zy_a} - \delta_{xy_a})\bar{g}_x\bar{g}_z + (\delta_{yx_a} - \delta_{zx_a})\bar{g}_y\bar{g}_z.$$

Коэффициентами в этой зависимости являются нормированные значения измеряемого ускорения $\bar{g}_x, \bar{g}_y, \bar{g}_z$ для акселерометров и угловой скорости $\bar{\Omega}_x, \bar{\Omega}_y, \bar{\Omega}_z$ для гироскопов, их степени и произведения.

В исходных уравнениях искомыми неизвестными являются 18 параметров (девять для триады акселерометров и столько же для триады гироскопов), которые искажают выходные сигналы БГА. Шесть из них представляют собой разности углов неортогональности осей приборов.

Для калибровки БГА надо в поле силы тяжести поворачивать БГА вокруг определенного направления на фиксированные углы и в каждом положении получать нормированные выходные сигналы u_{xi}, u_{yi}, u_{zi} . Для решения уравнений требуется минимум девять положений БГА, т.е. число испытаний должно быть больше или равно девяти. Дело в том, что в каждом положении БГА одновременно измеряются выходные сигналы как гироскопов, так и акселерометров, поэтому минимальное число положений в два раза меньше общего числа искоемых параметров.

Скалярный способ калибровки блока гироскопов и акселерометров имеет свои как положительные, так и отрицательные особенности:

- не требуется жестко «привязывать» оси поворотной установки к осям БГА;
- одна выборка поворотов в принципе позволяет калибровать как триаду акселерометров, так и триаду гироскопов;
- погрешности выставки отдельных гироскопов и акселерометров (углы неортогональности) связаны парами, хотя заказчиков интересуют их отдельные значения;
- при автоматизированной обработке экспериментальных данных испытаний акселерометров возникают проблемы сингулярности матриц;
- необходимо иметь достаточно высокую точность измерения нормированных выходных сигналов датчиков.

Однако, как показывает практический опыт, указанные проблемы принципиально разрешимы.

Таким образом, используя скалярный метод калибровки и уходя от известных недостатков методов тестовых поворотов, мы приходим к другим особенностям данного метода.

Ключевые слова: гироскопы, акселерометры, калибровка

Литература:

1. Измайлов Е.А., Лепе С.Н., Молчанов А.В., Поликовский Е.Ф. Скалярный способ калибровки и балансировки бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – XV Международная конференция по интегрированным навигационным системам., СПб. 2008 , с.145-154.

УДК 624.131.1

МОДЕЛЮВАННЯ ПРОТИЗСУВНИХ АНКЕРНИХ СПОРУД

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

Для захисту територій та розташованих на них споруд від розповсюдження та катастрофічних наслідків зсувних процесів, які відбуваються у районах зі складними еколого-геологічними умовами та підвищеною сейсмологічною активністю, є протизсувні анкерні споруди. Вони встановлюються з необхідною щільністю в потенційно небезпечних місцях за звичай з підпірними стінками. Основним конструктивним елементом анкерної протизсувної споруди є гірський анкер, який складається зі стрижня (в основному використовуються канатно-тросові конструкції з металопрокату), замкового пристрою для закріплення анкеру у гірській породі та пристрою натягу для створення в стрижні анкеру напружень для зменшення чи усунення деформації і зміщення гірських порід. Основним фактором, який визначає щільність установки анкерів на практиці, є їх початковий натяг, який вважається незмінним на протязі всього терміну експлуатації протизсувної споруди. Але під впливом зсувних процесів натяг анкерів може змінюватись з часом, а в деяких випадках анкер може бути вирвано з корінної породи, і він не буде виконувати свою підтримуючу функцію без будь-яких зовнішніх ознак зміни його технічного функціонального стану. Тому протизсувні споруди потребують періодичного контролю натягу анкерів, що є узагальненою характеристикою їх технічного стану та може використовуватись для оцінки та прогнозування розвитку зсувних процесів. Дана робота присвячена розробці теоретичних основ нового вібраційного методу діагностики та оцінювання поточного стану протизсувного анкеру.

Як показали попередні дослідження, зміна натягу анкеру призводить до змінювання його власних частот за всіма формами коливань. Тому для вібраційної діагностики доцільно дослідити спектральні характеристики імпульсного відгуку анкера. Але стрижень анкеру є недоступним для

проведення вимірювань та моніторингу його натягу (чи власних частот). Протизсувні споруди встановлюються таким чином, що доступною для будь-яких вимірювань є тільки підпірна стінка. Тому необхідно встановити характер впливу зміни натягу анкера на характеристики напружень, переміщень та деформацій підпірної стінки. Для цього в роботі з використанням методу скінчених елементів була розроблена та досліджена дискретна модель протизсувної анкерної споруди, в результаті чого визначені залежності між параметрами, що характеризують стан анкеру, та вібраційними характеристиками доступної для вимірювань підпірної стінки.

Ключові слова: протизсувні споруди, анкер, натяг анкеру, вібраційна діагностика, метод скінчених елементів, дискретна модель протизсувного анкеру.

УДК 681.2.083

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ЗОНДИРОВАНИЮ БЕТОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ НЕРАЗРУШАЮЩИМИ МЕТОДАМИ

Бессмертный А. Ф., ЦНТУ «Инжзащита», г. Ялта, Украина

В последнее время, значительная доля исследований в строительной деятельности посвящена вопросам реконструкции зданий и сооружений. Достаточно важным при принятии проектных решений о реконструкции является получение информации о несущей способности материалов, из которых сформирована конструктивная схема исследуемых зданий и сооружений. В последнее время в рамках этих исследований все более широкое применение находят методы неразрушающего контроля за параметрами материала конструктивных элементов. При исследовании прочности материала одним из наиболее широко используемых способов неразрушающего контроля является метод ультразвукового зондирования [1].

При всех положительных аспектах данного вида наблюдений за состоянием конструкций, в них есть ряд недостатков методического характера. Зондирование выполняется либо в ближней зоне бетонного массива (до 0.06м) – при поверхностном прозвучивании, либо исследуется некоторый массив бетона – при сквозном прозвучивании. В обоих случаях исследователь получает некоторую фиксированную величину, которая характеризует прочностные параметры бетона либо на фиксированном удалении от одной из поверхностей конструкции, либо в целом для всей мощности исследуемого элемента. При таких методических ограничениях невозможно получить информацию об изменении прочностных показателей конструкции в зависимости от глубины проникновения в конструктив. Таким образом, целью настоящих исследований стало, обоснование возможности моделирования глубокой структуры бетона ультразвуковым методом зондированием на переменной базе.

Для достижения поставленной цели авторами, на ряде объектов были выполнены натурные эксперименты с прибором «Пульсар-1.0». Результаты выполненных исследований позволили авторам сформулировать ряд выводов, актуальных в вопросах практики проектно-изыскательских исследований. Результаты эталонных ультразвуковых зондирований на переменной базе показали достоверную сходимость действительной и измеренной глубины заложения в бетонном массиве границ раздела вещества с различными прочностными показателями. Глубинность ультразвукового метода контроля прочности бетона на переменной базе составила ≈ 0.6 м. Ультразвуковые исследования в предлагаемой методике позволяют оценить глубину проникновения деформации вглубь бетонного массива.

Ключевые слова: железобетонные массивы, ультразвуковое зондирование, переменная база измерений.

Литература:

1. ГОСТ 17624-87 Бетоны. Ультразвуковой метод определения прочности. –М.: ЦИТП Госстроя СССР, 1988. –25с.

УДК 624.131

**О ВОЗМОЖНОСТИ КОНТРОЛЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ
ПРОТИВООПОЛЗНЕВЫХ СООРУЖЕНИЙ ВИБРАЦИОННЫМИ
МЕТОДАМИ**

¹⁾Рыжий М.Н., ¹⁾Кулиш Э.В., ²⁾Жуковский Ю.Г., ¹⁾Центр научно-технических услуг «Инжзащита», г. Ялта, Украина; ²⁾Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина

Проблема мониторинга ответственных инженерных сооружений с точки зрения их надежности и долговечности всегда имели чрезвычайно актуальное значение. Во многих регионах Украины здания, дороги, коммуникации требуют защиты от опасных геологических процессов, в частности, от оползней. Инженерная защита таких объектов требует больших материальных затрат, которые очень часто выделяются не в полном объеме. Экономия на противооползневых сооружениях приводит к тому, что и сами противооползневые защитные сооружения требуют постоянного наблюдения за их техническим состоянием. Обнаружение на ранней стадии изменений в их напряженно-деформированном состоянии позволяет принять оперативные меры по их укреплению.

Одним из надежных средств мониторинга противооползневых сооружений являются вибрационные методы. Суть их заключается в том, что изменение частот собственных колебаний в элементах конструкции противооползневых сооружений всегда связаны с изменением их физических свойств. В элементах противооползневых сооружений при увеличении давления со стороны оползня изменяется их напряженно-деформированное состояние и, следовательно,

частоты собственных колебаний. Корреляция этих событий позволяет судить не только о физическом состоянии элементов конструкции противооползневых сооружений, но и строить прогнозы о динамике их изменения.

Для изучения этой зависимости авторы провели вибрационные исследования противооползневых сооружений на жилом массиве «Вишневый сад», г. Ялта. Измерения проводились на противооползневых плитах, которые находились в напряженно-деформированном состоянии за счет натяжения удерживающими их анкерами и в состоянии, когда анкера еще были не натянуты.

Второй цикл вибрационных измерений проводился на этом же объекте, когда исследовалось изменение напряженно-деформированного состояния удерживающей бетонной плиты во время натяжения анкера при изменяющейся нагрузке от нуля до 50 тонн.

Первые результаты после обработки данных вибрационных исследований подтвердили теоретические исследования, что с увеличением нагрузки на плиту изменяется спектр частот ее собственных колебаний. Так, например, при изменении нагрузки на плиту от нуля до 10 тонн ее собственная частота колебаний выросла от 0,42 до 0,74 Гц.

Полученные результаты измерений являются предварительными и требуют дальнейшего совершенствования, как в методике проведения измерений, так и в совершенствовании обработки их результатов.

Тем не менее, можно утверждать, что вибрационные методы диагностики являются эффективным средством контроля физического состояния противооползневых сооружений.

Ключевые слова: диагностика, вибрационные методы.

УДК 528.526.6

АЛГОРИТМЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ БИНС С ДОПЛЕРОВСКИМ ИЗМЕРИТЕЛЕМ СКОРОСТИ

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

Современные навигационные системы, обеспечивающие непрерывное, помехоустойчивое и высокоточное определение местоположения подвижных объектов, обычно, имеют в своем составе аппаратуру потребителя СНС, высокоточную БИНС и дополнительные автономные датчики навигационной информации, которые обеспечивают коррекцию БИНС при отсутствии сигналов СНС. В навигационных системах наземных подвижных объектов для этих целей широко используются одометры и доплеровские измерители скорости.

В докладе рассмотрены особенности комплексирования БИНС с доплеровским измерителем скорости в системе навигации для наземных подвижных объектов.

Обсуждаются алгоритмы комплексирования, повышающие точность доплеровского измерителя скорости за счет использования дополнительной информации от БИНС.

Приведены результаты математического моделирования погрешностей системы навигации для типовых моделей движения подвижного объекта, при использовании рассмотренных схем и алгоритмов комплексирования БИНС с доплеровским измерителем скорости.

Ключевые слова: БИНС, доплеровский измеритель скорости, алгоритм комплексирования.

УДК 004:629.5.052.7

НЕЙРОСЕТЕВЫЕ АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Еременко А.П., Снигур А.К., Национальный университет кораблестроения, г. Николаев, Украина

Одним из способов повышения точности навигационных систем является совершенствование методов обработки информации путем расширения функций алгоритмов работы системы, введения в них различных процедур оценивания ошибок, фильтрации и коррекции сигналов инерциальных датчиков. Перспективным является применение нейронных сетей для обработки навигационной информации в алгоритмах работы бесплатформенных инерциальных навигационных систем, поскольку к настоящему времени накоплен большой объем информации о положительных результатах применения нейронных сетей для решения задач автоматического управления нелинейными динамическими системами, оценивания сигналов, обработки информации в системах искусственного интеллекта.

В работе рассмотрена структура погрешностей бесплатформенных инерциальных навигационных систем, в состав которой входят погрешности чувствительных элементов, погрешности аппроксимации угловых скоростей и линейных ускорений многочленами на шаге интегрирования кинематических и навигационных уравнений, погрешности численных методов интегрирования, погрешности преобразования кинематических параметров ориентации.

Предложена структура нейросетевого алгоритма оценивания и коррекции погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы, содержащего нейросетевые модели погрешностей датчиков и погрешностей преобразования информации в алгоритмах интегрирования кинематических и навигационных уравнений. Исследованы возможные варианты структуры сети

и значения ее параметров (тип функций активации, количество слоев, метод обучения).

Для определения эффективности предложенных алгоритмов было проведено моделирование работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы на подвижном основании при воздействии случайных возмущений. В качестве чувствительных элементов использовались микромеханические датчики угловой скорости и линейного ускорения. В качестве кинематических параметров ориентации использовались кватернионы.

Полученные результаты свидетельствуют о целесообразности применения рассмотренных алгоритмов и могут быть использованы при разработке алгоритмического и программного обеспечения инерциальных навигационных систем.

Ключевые слова: оценивание погрешностей, нейронная сеть, алгоритм обучения.

УДК 621.3.084.2+303.733.34

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АВТОРЕГРЕССИВНЫХ ПРОЦЕССОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СЛУЧАЙНЫХ ОШИБОК ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ

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

Ошибки акселерометров и гироскопов бесплатформенной инерциальной навигационной системы можно разделить на две части: постоянные (детерминированные) и случайные (стохастические). Детерминированная часть ошибок включает дрейф нуля и ошибку масштабных коэффициентов, которые определяются путем калибровки и могут быть исключены из измерений. Стохастическая часть в основном связана со случайными изменениями ошибок датчиков БИНС во времени. Эти случайные ошибки моделируются стохастически и включаются в модель ошибок БИНС, таким образом, чтобы их можно было оценить с помощью фильтра Калмана.

Случайные ошибки инерциальных датчиков могут быть выражены через белый шум, случайных дрейф, Гаусс-Марковские (первого или более высоких порядков) или случайные периодические процессы. В настоящее время при описании ошибок инерциальных датчиков большинства навигационных систем используется Гаусс-Марковский процесс первого порядка, хотя дрейф микромеханических гироскопов иногда описывается и как белый шум.

При проведении экспериментов с существующими инерциальными датчиками различной точности показано, что Гаусс-Марковский процесс первого порядка не всегда может адекватно моделировать ошибки датчиков, а точность полученной автокорреляционной функции может меняться в

зависимости от времени выборки. Кроме того, сама ограниченность времени выборки экспериментальных данных подразумевает, что экспериментальная автокорреляционная функция будет отличаться от теоретической автокорреляционной функции Гаусс-Марковского процесса первого порядка.

Для определения случайных параметров ошибок инерциальных датчиков использовались авторегрессивные процессы. При адаптивной оценке параметров авторегрессивного процесса применялись три различных метода: Юла-Уокера, Бурга и ковариационный метод. Исследовались алгоритмы для авторегрессивных процессов различных порядков, а также данные от инерциальных датчиков различного класса точности. Сравнение полученных моделей с Гаусс-Марковской моделью первого порядка, а также с другими стохастическими процессами производится путем моделирования фильтра Калмана для интегрированной БИНС/GPS в среде MATLAB, что позволяет дать оценку случайным ошибкам.

Ключевые слова: случайные ошибки, авторегрессивный процесс, инерциальные датчики.

УДК 629.783+521.31

ВИКОРИСТАННЯ АСТРОНОМІЧНОГО ГОДИННИКА ФЕДЧЕНКА ЯК ВИМІРЮВАЧА ГРАВІТАЦІЙНОГО ПРИСКОРЕННЯ

*Куліченко М.О., Снігур А.К., Національний університет кораблебудування
ім. адм. Макарова, м. Миколаїв, Україна*

Астрономічний годинник Федченка (АГФ) розглядається як математичний маятник, що коливається без тертя на опорі, що рухається в вертикальній площині. Досліджуючи варіації ходу АГФ можна знайти відповідні варіації гравітаційного прискорення (Рисунок 1) в точці спостереження.

Поточне значення вимірюваного періоду коливань АГФ

$$T_n = T_{\text{теор}} + \delta T_n.$$

Виходячи з виразу для періоду коливань маятника

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{l}{g}},$$

де l – довжина маятника, g – прискорення вільного падіння, зв'язок між збуреними величинами в першому наближенні має вигляд

$$\Delta T \approx \frac{\tilde{T}}{2} \left(\frac{\Delta l}{\tilde{l}} - \frac{\Delta g}{\tilde{g}} \right),$$

де параметри з тильдою позначають незбурені складові величин. Якщо $\Delta l/l=0$, то дисперсія g

$$D_g = -2\tilde{g} \frac{\Delta T}{\tilde{T}}.$$

Абсолютна похибка обчислення g

$$\Delta g_i = \frac{-8\pi^2 \cdot l \cdot \delta T_i}{(T_{teor} + \delta T_i)^3}.$$

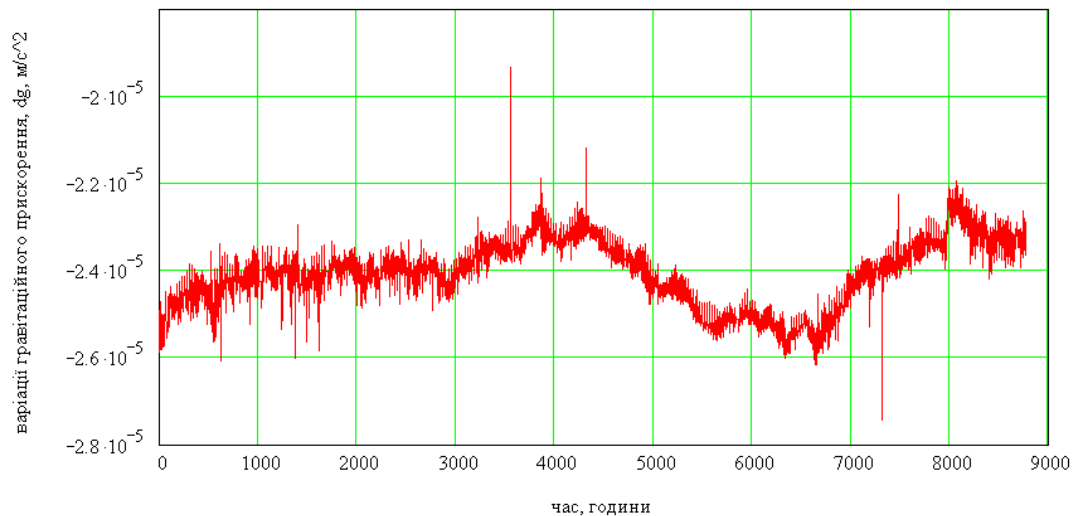


Рисунок 1.

Ключові слова: астрономічний годинник Федченка, варіації гравітаційного прискорення.

УДК 629.179.13

УСТРОЙСТВО ВСТРАИВАЕМОГО ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО НАКОПИТЕЛЯ

Антонов А.О., Горенко А.В., Яцко Л.Л., ОАО «НТК «Електронприлад», г. Киев, Украина

Идея разработать встраиваемый в электронные блоки накопитель информации родилась после окончания летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) самолета АН-140 и начала серийной эксплуатации первого серийного самолета. В процессе эксплуатации летчики начали высказывать замечания к качеству работы топливо - измерительной системы (ТИС-140), при этом отмечались довольно резкие скачки массы топлива, индицируемой на приборах индикации в кабине экипажа. Данные замечания к работе системы не носили системный характер и не препятствовали эксплуатации самолета и системы топливоизмерения. В процессе анализа информации, сохраняемой бортовым устройством регистрации (БУР-92А), выяснилось, что объем сохраняемой информации по системе топливоизмерения (а также по всем другим системам) критически мал. Объем информации, сохраняемой системой регистрации, согласуется с требованиями АП-25 и необходимым дополнительным минимумом критических сообщений для идентификации летного происшествя, но данный объем совершенно недостаточен для исследования поведенческих характеристик систем и агрегатов самолета в процессе полетов.

В систему БУР-92А пишеться кількість палива в різних баках самолета і сумарний залишок палива на борту, але для аналізу скачків маси палива і моделювання ситуації при допомозі математичної моделі, нам необхідно було мати показання кожного датчика системи паливомера в процесі нормального функціонування системи і в моменти сбойних показань індикаторів, а це більше 40 аналогових параметрів, які додатково зберегти в системі БУР-92А не було жодної можливості.

Система БСТО (Бортова система технічного обслуговування самолета АН-148) має гігантський, по порівнянню зі своїми предшественниками, об'єм запам'ятовуючого пристрою (нескільки сотень Мб), але багаторазово виросло і кількість цифрових систем самолета, їх функціональна навантаженість, щільності цифрових інформаційних потоків. Якщо проаналізувати кількість зберігаємої інформації по кожній системі, то прийдемо до невтішного висновку – реєструємої інформації недостатньо. Було розроблено компактний пристрій (УН-1), який встрайовується всередині електронних блоків і забезпечує реєстрацію всього цифрового потоку видаваного електронним, по каналу послідовної зв'язі ARINC-429, впродовж 5-8 годин польоту. Далі, накопленна база даних переноситься на ПЕВМ і аналізується в графічному вигляді.

Ключові слова: накопитель информации, информация, БСТО.

УДК 629.179.13

СТРУКТУРА СИСТЕМИ МНОГОУРОВНЕВОГО ДІАГНОСТИВУВАННЯ АГРЕГАТІВ САУ

Антонов А.О., Горенко А.В., Яцко Л.Л., ОАО «НТК «Електронприлад», г. Київ, Україна

Задача розпізнавання технічного стану об'єкта діагностування вирішується в наступній постановці: існує набір контролюємих параметрів (Y), відомий теоретичний перелік відмовних ситуацій $W = (W_1, W_2, W_3, \dots, W_n)$, необхідно знайти алгоритм, забезпечуючий максимальну ймовірність правильного розпізнавання.

Суттєвою особливістю діагностування агрегатів САУ є їх складність і висока розмірність вирішуваної задачі, ускладнююча формалізоване описання алгоритму діагностування в межах однієї мат. моделі. Тому доводиться представляється вдаватися до поетапної процедури пошуку несправностей.

В електронній САУ ВГТД АІ-450-МС, система вбудованого контролю (СВК) будується по ієрархічному принципу, при цьому на кожному режимі роботи визначаються свої набір пріоритетних алгоритмів виявлення і парирования несправностей, в залежності від режимів роботи двигателя.

При діагностуванні отказів в цепях ліній зв'язи електронного блоку з датчиками, на неработаючому двигателі (до початку запуску), більш достовірним є проведення інструментальних методів контролю, ґрунтованих на заданні в лінію маломощних імпульсів і визначення по характеру відклику наявності відмови в цепях зв'язи і датчике. Такі алгоритми контролю вимагають значительних часових витрат, так як необхідно відносно велика вибірка вимірювань для отримання достовірного сигналу відмови, а також наступне час на відновлення істинного значення сигналу в лінії від датчика, при цьому такі методи забезпечують високу ймовірність визначення відмов в лініях зв'язи з датчиками а також виконавчих механізмів.

В час запуску ВГТД такі методи не придатні, в цей час збільшується рівень електромагнітних перешкод, всі параметри змінюються з значительними градієнтами, при цьому алгоритми управління запуском вимагають виділення максимальних обчислювальних ресурсів від процесорної системи. В час запуску кількість алгоритмів контролю і діагностики зводиться до мінімуму, і працюють тільки алгоритми перехрестного контролю результатів вимірювання аналогових параметрів між двома вимірними каналами і алгоритми автоматичної захисту двигателя при досягненні параметрами граничних значень. Тобто працюють алгоритми парирования і захисту.

Ключеві слова: САУ, СВК, діагностування.

УДК 534.07+629.7.036.3

ПРОБЛЕМА МОДЕРНІЗАЦІЇ СИСТЕМИ КОНТРОЛЮ ВІБРАЦІЇ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

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

Одним з напрямків забезпечення надійності авіаційних двигунів (АД) є розвиток автоматизованих систем керування та діагностики (СКД) – інтегрованих інформаційно-діагностичних комплексів на основі комплексного застосування параметричних, вібраційних, віброакустичних та інших методів контролю. Це забезпечує оптимальне розділення процесів контролю між бортовими та наземними системами, а оперативна діагностика реалізується як складова частина СКД, є адаптивною та забезпечує автоматичну корекцію граничних допустимих значень контрольованих параметрів, чи прийняття рішення про вимикання двигуна в польоті.

Відповідно до вимог міжнародних стандартів ISO, для діагностування АД необхідно визначати і аналізувати комплекс параметрів, що відображають їх технічний стан (ТС). На практиці значну частину дефектів та пошкоджень можна діагностувати за результатами контролю вібрації. Контроль та оцінка

вібраційного стану АД проводиться шляхом визначення їх відповідності нормам за інтегральним критерієм вібрації, який ґрунтується на припущенні, що подібні за потужністю установки і за режимами та умовами експлуатації агрегати мають приблизно однакові допустимі значення параметрів механічних коливань при досягненні дефектного стану. Нормування вібрації передбачає оцінку стану контрольованого об'єкту за абсолютним значенням вібрації (зони стану А, В, С, D) у широкій смузі частот (до 10 кГц). Стандарти ISO рекомендують додатково проводити й більш детальний аналіз окремих частотних складових вібрації із застосуванням різних методів аналізу. Але в існуючих системах бортова апаратура призначена для контролю роторної вібрації для оцінки рівня вібрації двигуна в цілому, сигналізації рівня вібрації, що перевищує встановлену норму, та його реєстрації в накопичувачі.

Інтенсивний розвиток мікропроцесорної техніки зумовлює суттєву модернізацію основних блоків СКД двигунів, що, в свою чергу, є однією з передумов підвищення їх контрольної придатності. Впровадження СКД двигунів з повною відповідальністю Full Authority Digital Engine Control (FADEC) передбачає модернізацію та розширення функціональних можливостей окремих блоків СКД, зокрема, системи контролю вібрації, з метою забезпечення більш глибокого діагностування (до вузла, до конструктивного елемента). Така модернізація пов'язана з вирішенням ряду задач теоретичного та прикладного характеру для забезпечення достовірності результатів контролю і прогнозування змін стану АД.

Ключові слова: авіаційні двигуни, системи керування і діагностики, контроль вібрації, нормування вібрації.

УДК 629.1

ВАРИАНТЫ АЛГОРИТМОВ ФИЛЬТРАЦИИ ОШИБОК ИНТЕГРИРОВАННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНО – СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

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

Исследуются две разновидности алгоритмов фильтрации измеряемых навигационных параметров:

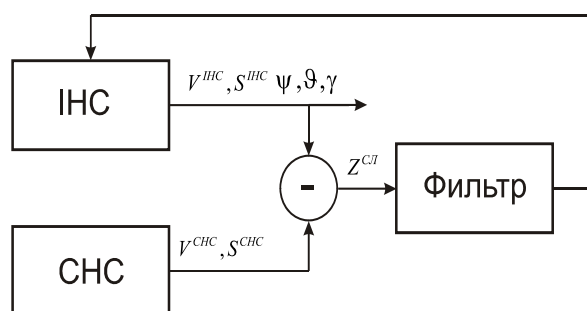
1. с использованием фильтра Калмана (ФК);
2. с использованием простых фильтров.

Используемый при фильтрации алгоритм фильтр Калмана позволяет оценить вектор состояния, состоящий из семи компонентов, а именно: погрешности ориентации платформы $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$, погрешности компонент абсолютной линейной скорости $\Delta V_\xi, \Delta V_\eta$ и погрешности широты φ и долготы λ .

Используемые простые фильтры $I - go$, $II - go...$ порядков имеют следующую структуру $F(p) = \frac{1}{(Tp + 1)}$ и $F(p) = \frac{1}{(T_1^2 p^2 + 2\zeta T_2 p + 1)}$.

Использование простых фильтров не дает возможности оценить полный вектор переменных состояния системы, а именно погрешности ориентации платформы $\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z$. При этом значения ошибок навигационных параметров с использованием простых фильтров имеют большее значение, чем при использовании ФК, при одинаковых значениях входного воздействия.

Для того, чтобы уменьшить ошибки навигационных параметров и увеличить быстродействие системы, существуют разные способы, одним из которых есть замкнутое комплексирование. Замкнутые схемы позволяют, не



имея информации о полном векторе состояния системы, осуществить коррекцию всех значений навигационных параметров. При этом при пропадании сигнала от СНС в системе сохраняется компенсация ошибок. На рисунке представлена схема замкнутого комплексирования:

Данная схема комплексирования при использования фильтра первого порядка дает возможность достичь точность в определении широты и долготы порядка равной ошибкам схемы с использованием ФК, при одинаковой точности чувствительных элементов.

Ключевые слова: интегрированная навигационная система, спутниковая навигационная система, фильтр Калмана, простой фильтр.

УДК 531.383

МОДЕЛИРОВАНИЕ АЛГОРИТМИЧЕСКОЙ КОМПЕНСАЦИИ ВИБРАЦИОННОЙ ПОГРЕШНОСТИ НАЗЕМНОГО МАЯТНИКОВОГО ГИРОКОМПАСА

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

Существующие системы наземного ориентирования, построенные на основе трехстепенных маятниковых гирокомпасов, работают в условиях поступательных и угловых колебаний основания, которые приводят к возникновению вибрационной погрешности гирокомпаса. Поэтому актуальной является задача отыскания и использования различных средств уменьшения постоянной составляющей этой погрешности, которая может оказывать существенное влияние на точность прибора. Одним из таких средств является алгоритмическая компенсация постоянной составляющей вибрационной

погрешности через измерение параметров движения чувствительного элемента относительно корпуса прибора.

Для решения данной задачи разработана математическая модель прибора с учетом угловых и поступательных вибраций основания. В рамках рассматриваемой модели проведено теоретическое исследование малых колебаний, получены выражения погрешностей маятникового гироскопа, возникающие при действии поступательной вибрации. Для подтверждения полученных результатов, математическая модель гироскопа была реализована в виде комплекса программ в системе MatLab. Проведено программное моделирование работы наземного маятникового гироскопа при действии поступательных вибраций основания, которое подтвердило адекватность разработанной программной модели.

С помощью программной модели проведено моделирование измерения параметров движения чувствительного элемента, на основании чего рассчитана величина постоянной составляющей вибрационной погрешности. В дальнейшем полученное значение учитывается в выходном сигнале гироскопа как поправка, что позволяет повысить точность. На основании результатов моделирования проанализированы возможности технической реализации алгоритмической компенсации постоянной составляющей вибрационной погрешности.

Ключевые слова: наземный маятниковый гироскоп, вибрационная погрешность.

УДК 681325

ОБРАЗНО-ЗНАКОВА МОДЕЛЬ ЕЛЕКТРИЧНОЇ ЛІНІЇ ЗАТРИМКИ

Лукашенко В.М., Гришко М.Я., Вербицький О.С., Черкаський державний технологічний університет, м. Черкаси, Україна

Сучасні навігаційні системи базуються на кореляційній теорії стохастичних процесів, у яких одним із основних елементів є лінія затримки (ЛЗ).

Питанням побудови кореляційних екстремальних систем присвячений ряд робіт В.М. Кунцевича, В.П. Тарасенка, І.Н. Белоглазова, А.А. Красовського, Б.М. Хортон та ін. Але недостатньо висвітлена апаратна реалізація ЛЗ, що побудовані з використанням мікро-, нанотехнологій.

На підставі системного аналізу існуючих кореляційних та антикореляційних систем сформульовані вимоги до параметрів ЛЗ, які включають наступне:

малу потужність споживання, малі габарити і вагу, широкий діапазон температур та діапазон регулювання часом затримки, а також високу точність побудови кореляційних функцій, що забезпечується великим числом дискретизації часу затримки.

Пропонується модель ЛЗ, елементною базою якої є ІС Б1110КН1-2. Вона має діапазон температур від мінус 196 до плюс 100 °С, 32-бітний регістр зсуву, 32 дискретні вихідні шини, габаритні розміри 3х6х0,4 мм, можливість послідовного нарощування ІС до кількості m (рис. 1).

При цьому потужність споживання не залежить від m ІС і складає не більше 100 мкВт при температурі 30 °С.

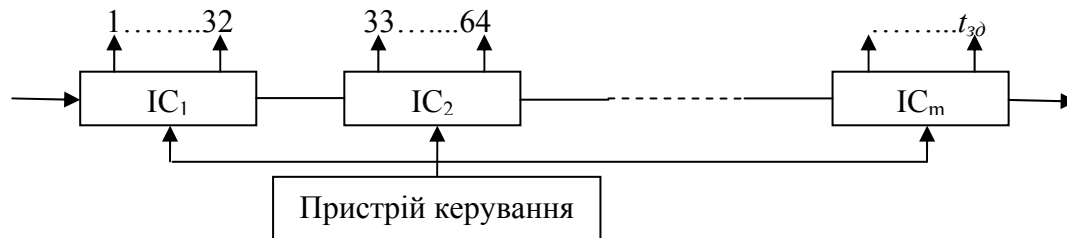


Рис. 1. Образно-знакова модель електричної лінії затримки при нарощуванні ІС

Час затримки визначається по формулі:

$$t_{30} = m \sum_{i=1}^n Q n_i \tau ,$$

де n_i - порядкове число працюючого каналу ІС, τ - тривалість імпульсу, Q - скважність.

Отже, завдяки сукупності параметрів ІС Б1110КН1-2 та запропонованому схемотехнічному рішенню забезпечується використання таких ЛЗ в аеронавігаційній та космічній техніці.

Ключові слова: лінія затримки, образно-знакова модель.

УДК: 629.783

АЛГОРИТМ ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ МІКРОСУПУТНИКА

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

Після відділення від ракети-носія та заспокоєння мікросупутника система керування орієнтацією переводить його в певне положення і підтримує його. В багатьох випадках космічний апарат стабілізується відносно місцевої вертикалі.

В даній роботі розглянуто алгоритм визначення орієнтації мікросупутника в такому режимі. Припускається, що для вимірювання орієнтації використовуються магнітометри та датчик горизонту Землі.

Задачею аналізу є отримання аналітичних співвідношень, які дозволяють оцінити точність обчислень та оцінити вплив інструментальних похибок вимірювачів та алгоритму обробки інформації на точність визначення орієнтації. Найбільш поширений на даний час алгоритм TRIAD дозволяє

відповісти на ці питання тільки шляхом моделювання. В роботі досліджується алгоритм визначення орієнтації, який дозволяє виконати такий аналіз аналітично. Основна увага приділяється алгоритму на основі показань магнітометрів та датчика горизонту Землі; запропоновано вирази для визначення кута рискання.

Запропоновано аналітичні вирази для оцінювання похибок визначення орієнтації, що викликані інструментальними похибками вимірювачів. З метою перевірки вказаних виразів проведено моделювання роботи системи керування орієнтацією мікросупутника. Визначені межі припустимих похибок вимірювачів з точки зору прийнятної точності визначення орієнтації мікросупутника. Проведено порівняння результатів, отриманих з використанням запропонованого алгоритму, з результатами при використанні алгоритму TRIAD.

Ключові слова: орієнтація, мікросупутник, магнітометр, TRIAD.

УДК 629.7.054

ПІДВІС ГІРОСКОПА ЯК ІМПЕДАНСНА МЕХАНІЧНА СИСТЕМА

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

Вирішення задач ближнього космосу, а також плануємі на найближчий час польоти до планет сонячної системи, ставлять перед спеціалістами ракетно-космічної галузі, окрім іншого, задачі створення високоточних та надійних командно-вимірювальних комплексів ракет-носіїв. В першу чергу це стосується приладів і систем інерціальної навігації.

Як з'ясувалося, за натурних умов пілотажно-навігаційне обладнання, яке розміщується під Головним аеродинамічним обтікачем РН, відчуває силовий вплив з боку проникаючого всередину акустичного випромінювання високої інтенсивності, котре породжує пружно-напружений стан підвісу гіроскопа, який сприймається приладом за вхідний сигнал, будучи, по суті справи, “хибним” сигналом.

Вивчення закономірностей природи цього явища являє собою складну інженерно-технічну проблему і окреслює коло прикладних задач аналізу і синтезу навігаційних систем, які б задовольняли сучасним вимогам.

Будучи однією з ведучих держав з розвиненою ракетно-космічною індустрією, Україна надзвичайно зацікавлена в створенні наднадійних конкурентоспроможних носіїв різного класу, в тому числі оборонного застосування, що і визначає актуальність проблеми.

Обґрунтуванням необхідності і доцільності виконуваних досліджень може слугувати наявний факт відсутності на теперішній час комплексного підходу до вивчення і аналітичного опису динамічних властивостей імпедансних

механічних систем приладів інерціальної навігації багатофазної структури, що підпорядковані в натурних умовах дифракційним ефектам з боку проникаючого акустичного випромінювання високої інтенсивності.

Досягнення поставленої мети вимагає вирішення наступних задач:

– узагальнення наявного досвіду в приладобудуванні і створення науково обґрунтованих принципів побудови розрахункових моделей бортової апаратури для реалій експлуатаційного застосування літальних апаратів будь-якого класу, специфіки старту та тактичних задач на марші.

– створення універсального аналітичного апарату для комплексного дослідження динаміки гіроскопічних приладів з поліагрегатним підвісом та оцінку ступеня впливу пружно-деформованого стану на похибку вимірювань.

– опис механізму пружної взаємодії механічних систем приладів з проникаючим акустичним випромінюванням високої інтенсивності, а також пояснення природи впливу зон каустик, кавітаційних і дифракційних ефектів на похибки приладів.

Ключові слова: імпедансна механічна система, акустичне випромінювання, навігаційні системи.

УДК 629.7.054

О ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ АСПЕКТАХ ПОЯВЛЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА

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

Предполагалось, что в момент времени $t=0$ с оболочкой начинает взаимодействовать волна давления вида

$$P(r, \beta, t) \stackrel{def}{=} -P_0(r, \beta, t) R^2 \frac{1 - \sigma^2}{Eh},$$

где E – модуль упругости; σ – коэффициент Пуассона; h – толщина боковой поверхности поплавка; r, β – безразмерные координаты в долях радиуса R оболочки.

Фронт волны акустического давления принимался параллельным боковой образующей цилиндра, а полный импульс давления – конечным по величине, то есть

$$I = \int_0^\infty P dt = -\rho \int_0^\infty \frac{\partial \Phi}{\partial r} dt,$$

где Φ – потенциал скорости падающей волны.

Полученные результаты анализа динамики цилиндрического поплавка все же не дали ответа на многие вопросы. Прежде всего, является ли, с точки зрения акустического воздействия, принятая геометрия поплавка оптимальной

в плане минимизации упругих перемещений элементов поверхности под действием проникающего излучения.

С точки зрения технологии изготовления и балансировки это преимущество очевидно. Опять же, что касается жесткости в направлении параллели и протяженности, то они также значительны. Вместе с тем, нулевая гауссова кривизна образующей кругового цилиндра в радиальном направлении (в плоскости шпангоута) наводит на мысль, что здесь упругие перемещения поверхности под внешним воздействием могут быть значительными. Поэтому напрашивается вывод о необходимости ужесточения поверхности также и в этом направлении.

Его реализация может быть предложена использованием выпуклых, либо вогнутых оболочек. В общем случае с произвольным очертанием линии меридиана поплавок и далее. Необходимо составить уравнения таких оболочек и определить величину вынужденных перемещений поверхности по всем трем направлениям. Как частный случай, из этих результатов должны определяться координатные функции цилиндрической поверхности.

Ключевые слова: импульс давления, выпуклые (вогнутые) оболочки, координатные функции.

УДК 629.7.054

ИНЖЕКЦИЯ АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ КАК ПРИЧИНА ДИФФРАКЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ НА ПОДВЕСЕ ГИРОСКОПА

Ковалец О.Я., Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», г. Киев, Украина

Достижения практической космонавтики существенно расширили и вывели на качественно высшую ступень сложившиеся представления о характере рассеяния энергии акустических полей в механических системах бортовой аппаратуры летательных аппаратов, определили перспективы развития и совершенствования измерителей механических величин, очертили круг прикладных и теоретических задач в приборостроении. Вместе с тем, остается много нерешенных проблем качественной и количественной оценки природы этого явления. В первую очередь это относится к инерциальным навигационным системам.

Как оказалось, многие из новинок научно-технической мысли, позволявшие успешно решать задачи оптимизации функционирования аппаратуры в акустических полях низкого и среднего уровней (до 130 децибел), утратили свои приоритеты, а в некоторых случаях даже привели к ухудшению паспортных характеристик приборов, например, в акустических полях высокой интенсивности – 140-150 дБ и выше. Кстати, именно такие уровни наблюдаются в подобтекательном пространстве РН в натурных условиях.

Объяснение этому фактору лежит на поверхности. Жидкофазная составляющая подвеса, предназначенная для взвешивания подвижной части гироскопа и демпфирования колебаний, являясь лучшим проводником звука чем газообразная фаза, позволяет беспрепятственно проникнуть акустическому излучению внутрь прибора не столько через опоры, сколько через корпус. Таким образом, гироскоп оказывается с этой стороны полностью незащищенным. Генерируемые в подвесе волновые процессы приведут в своей совокупности к погрешностям измерений.

Впервые на возможность этого явления обратили внимание профессора Павловский М.А. и Лапин А.А. при изучении динамики бортовой аппаратуры РН «Энергия». Проф. Павловскому М.А. принадлежит также создание на Украине научной школы по изучению упругого взаимодействия проникающего акустического излучения с бортовой аппаратурой летательных аппаратов. Первые результаты были получены его учениками: проф. Дидковским В.С. – для «сухих» приборов, проф. Карачуном В.В. – для многофазных механических систем.

Установлено, что наибольшей величины акустические нагрузки от шума реактивной струи достигают на Земле и во время старта РН. С увеличением скорости полета их влияние уменьшается, но при этом возрастают нагрузки, обусловленные пульсацией давления в турбулентном пограничном слое.

Ключевые слова: акустические поля, бортовая аппаратура.

УДК 531.383

МОДЕЛЮВАННЯ ПОВОДЖЕННЯ НАЗЕМНОГО ГІРОКОМПАСА ПРИ ІНТЕНСИВНІЙ ВІБРАЦІЇ ОСНОВИ

Битяк В Ю., Лазарев Ю.Ф., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Розглянуто вплив на динаміку наземного маятникового гірокомпаса інтенсивної вібрації основи. Показано, що інтенсивна вібрація основи може істотно впливати на частоти власних коливань. Отримані уточнені формули для розрахунку частот власних коливань та вібраційної похибки гірокомпаса. Результати підтвердженні моделюванням на ЕОМ.

Складені рівняння руху, проаналізований власний рух, а також рух при хитах основи.

Створена програмна модель у середовищі комп'ютерної системи Matlab, яка реалізує чисельне інтегрування складених рівнянь. Проведено моделювання за цією моделлю. Воно показало адекватність створеної моделі, яка підтверджується збігом результатів з відомими у часткових випадках. Досліджена (теоретично і моделюванням) залежність вібраційної похибки від частоти вібрації основи та її амплітуди. Результати наведені нижче.

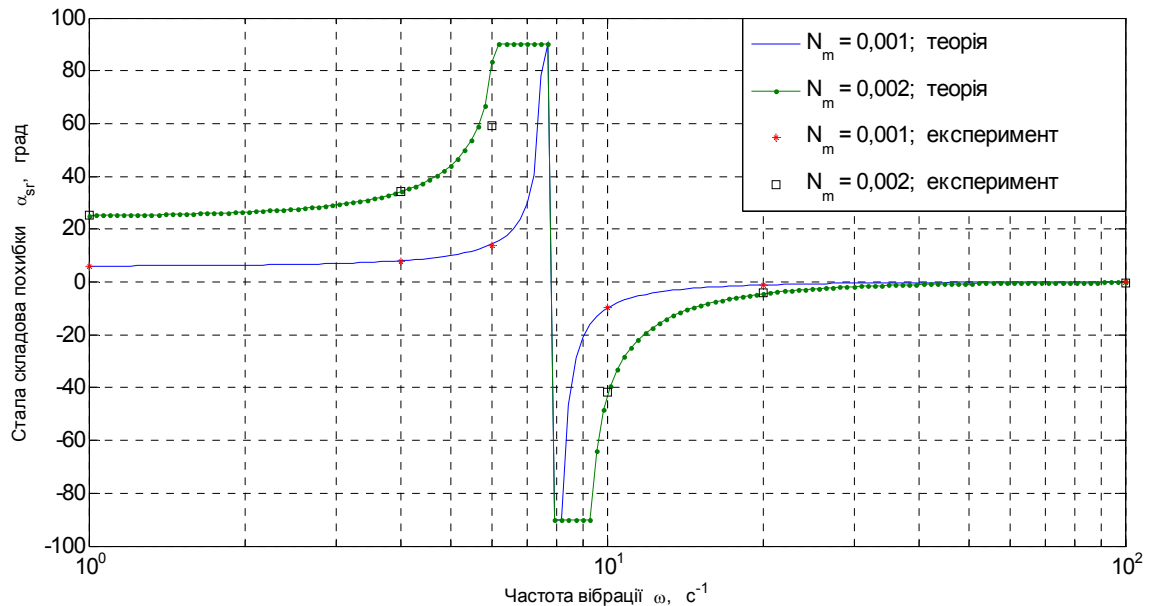


Рис. 1 Частотна характеристика вібраційної похибки МГК

Наведені результати досліджень можуть бути застосовані як у проектуванні нових гіроскопічних приладів, так і у навчальному процесі.

Ключові слова: динаміка, моделювання, гірокомпас.

УДК 531.383

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ МІКРОМЕХАНІЧНОГО ГІРОСКОПУ

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

Розроблена математична модель мікромеханічного гіроскопу виду

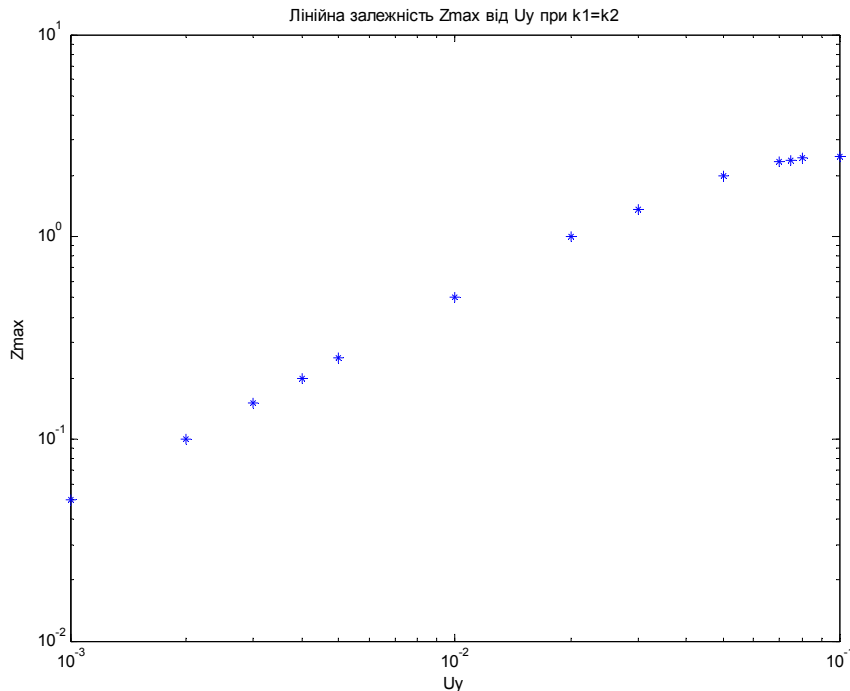
$$x'' + 2\zeta_1 x' + [1 - (\nu_{yc}^2 + \nu_{yc}^2)]x + 2\nu_{yc} z' + (\nu_{yc}' + \nu_{xc} \nu_{zc})z = Q_m \sin(\nu t),$$

$$z'' + 2\zeta_2 z' + [a - (\nu_{yc}^2 + \nu_{yc}^2)]z - 2\nu_{yc} x' - (\nu_{yc}' + \nu_{xc} \nu_{zc})x = 0;$$

де x, z - переміщення у відповідних напрямках осей; $\nu_{xc}, \nu_{yc}, \nu_{zc}$ - приведені проекції кутової швидкості руху основи на відповідні осі; $2\zeta_1, 2\zeta_2$ - приведені коефіцієнти загасання по відповідних узагальнених координатах; a - приведена частота власних коливань у напрямку z ; $Q_m \sin(\nu t)$ - збудження по осі X .

Складена програмна (у середовищі MatLab) модель за вказаною математичною моделлю. Проведено моделювання, яке дозволяє наочно демонструвати основні властивості ММГ при русі основи, а також вивчати похибки вимірювання кутової швидкості зумовлені рухом основи, частотою збудження і параметрами підвісу ММГ. В результаті моделювання отримувалися графіки залежності переміщень x, z і вихідного сигналу з часом при русі основи.

Досліджена залежність амплітуди вихідної координати від величини вимірюваної кутової швидкості основи. Результати наведені на рисунку.



Встановлений діапазон в якому ця залежність є лінійною. Результати збігаються з результатами теоретичних досліджень. Результати і саме програмне забезпечення можуть бути використані у навчальному процесі.

Ключові слова: мікромеханічний гіроскоп, програмна модель.

УДК 531.383

ПРОГРАМНЕ МОДЕЛЮВАННЯ БЕЗПЛАТФОРМОВОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

*Васильковський І.В., Лазарєв Ю.Ф., Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна*

При проектуванні безплатформових інерціальних навігаційних систем (БІНС) однією з головних задач є розробка програми чисельного інтегрування рівнянь орієнтації і навігації, яка реалізується в обчислювальному пристрої БІНС. Ця програма може бути здійснена на основі різноманітних алгоритмів і різних методів чисельного інтегрування.

Становить інтерес виявити, як впливають алгоритми і методи на можливі похибки визначення параметрів орієнтації і навігації. Для цього створено програмну модель у комп'ютерному середовищі Matlab, яка дозволяє вирішити цю задачу.

Для перевірки адекватності створеної програмної моделі розв'язана задача виявлення компоненти, яка змінюється з періодом Шулера на прикладі тестової плоскої задачі БІНС.

На основі програмної моделі створена лабораторна робота "Дослідження похибок безплатформової інерціальної навігаційної системи" з дисципліни "Навігаційні системи", яка дозволяє досліджувати вплив на похибки БІНС різних алгоритмів (Ейлера, Пуассона і у кватерніонах), методу і кроку чисельного інтегрування, похибок початкового виставлення і похибок вимірювачів при заданому русі основи.

Проведені дослідження за різних умов, які дозволяють зробити висновок щодо ефективності пропонованої програмної моделі.

Ключові слова: БІНС, кватерніон, моделювання.

Література:

1. Лазарев Ю. Ф., Бобровицька Я. Г. Алгоритми методу Пікара чисельного інтегрування кінематичних рівнянь у кватерніонах // Наукові вісті НТУУ "КПІ". - 2006. - № 6(50). - С. 113-119.
2. Бранец В. Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / И. П. Шмыглевский. - М.: Наука, 1992. - 280 с.

УДК 531.383, (629.7)

ДОСЛІДЖЕННЯ ГІРОВЕРТИКАЛІ З ОПТИМАЛЬНИМ ФІЛЬТРОМ

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

У роботі проведений аналіз і порівняння точності роботи гіровертикалі(ГВ) при дії хитавиці широкого діапазону частот при використанні у контурі корекції декількох фільтрів. У якості коригуючих пристроїв взято два оптимальних фільтра та аперіодичний фільтр з використанням пропорційної корекції. Моделі оптимальних фільтрів синтезовані на основі прецесійної моделі ГВ по критерію мінімізації середньоквадратичної похибки.

Коректуючі пристрої призначені для поліпшення якісних характеристик системи, але вони не змінюють фізичної суті використаного в системі фізичного принципу. Вони призначені для підвищення точнісних характеристик за критерієм мінімуму дисперсії похибки. Параметри оптимальних фільтрів визначаються в основному ймовірнісними характеристиками збурень, що діють на систему.

Для виведення рівнянь фільтра Калмана і оптимального фільтра виду $\frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1}$ використано модель ГВ наступного виду

$$\dot{T\alpha} + \alpha = \chi(t) + T\varepsilon_{op}(t) + \vartheta(t).$$

Вихідними положеннями для створення ОФК є дія на систему білих шумів з нульовим математичним сподіванням. Так як реальні сигнали мають кореляційні функції, відмінні від кореляційної функції білого шуму, до опису системи було включено формуючі фільтри. Передатні функції формуючих фільтрів знаходяться з рівнянь зв'язку білого шуму і сигналів, що діють на ГВ.

Параметри оптимального фільтру виду $\frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1}$ було розраховано виходячи з мінімізації дисперсії похибки ГВ на нескінченному проміжку часу, тобто в усталеному режимі.

У діапазоні двох декад частот, розміщених симетрично відносно переважної частоти хитавиці, середньоквадратична похибка гіровертикалі з фільтром Калмана в контурі корекції є найменшою серед розглядуваних фільтрів. При дії більш високочастотної хитавиці меншу похибку серед розглядуваних фільтрів має оптимальний фільтр виду $\frac{T_1 p + 1}{T_2 p + 1}$. В області наднизьких частот оптимальні

фільтри згладжують випадкові коливання гірше чим аперіодичний фільтр.

Ключові слова: гіровертикаль, оптимальний фільтр, фільтр Калмана, хитавиця.

УДК 629.7.054

ПРОНИКНЕ АКУСТИЧНЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ І РЕВЕРБЕРАЦІЙНІ ЕФЕКТИ

Панченко Р.М., Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», м. Київ, Україна

Особливістю випромінювання звуку аеродинамічним потоком є наявність сферичних звукових хвиль і гостронаправлених інтенсивних хвиль Маха, які є основним джерелом шуму. Середній квадрат акустичного тиску, наприклад, високошвидкісних ракет, можна обчислити за формулою [11]

$$\overline{P^2} \approx \varepsilon^5 l^2 |y|^{-2} (\rho U)^2 M^4 \left[(1 - M \cos \theta)^2 + \varepsilon^2 M^2 \right]^{-\frac{5}{2}},$$

де ε – безрозмірний коефіцієнт рівня турбулентності; l – довжина звукової хвилі; ρ – густина середовища; U – швидкість струменя витікання; M – число Маха; θ – кут між напрямками руху вихорів і випромінювання.

За невеликих швидкостей це рівняння узагальнює закон «восьмого ступеня» Лайтхілла. Найбільший інтерес становить випадок, коли $M \cos \theta = 1$, що відповідає максимуму шуму, який випромінюється струменем ракетного двигуна.

Шум ракетних двигунів поширюється як через середовище, так і через елементи конструкції корпусу рухомого об'єкта (аналогічно звуковому містку)

внаслідок виникнення в матеріалі горизонтально й вертикально поляризованих хвиль, а також їх суперпозиції (еліптична поляризація). Крім того, утворюються хвилі Стоунлі, які локалізуються поблизу межі поверхні корпусу і є наслідком виникнення явищ резонансного типу.

Дослідження показали, що частина звукової енергії поглинається ребрами шпангоутів, а частина – погонною масою оболонки носія. Причому повний опір, наприклад, для космічних апаратів, визначається сумою внутрішнього механічного опору конструкції та опору випромінюванню у вигляді енергії з конструкції в середовище.

Будь-які порушення стаціонарності стану суцільної рідини, твердого чи газоподібного середовища в будь-якій точці простору призводять до появи поширюваних від цієї точки збурень.

У твердому середовищі можуть поширюватися поздовжні хвилі, в яких частки коливаються вздовж напрямку поширення, та поперечні хвилі, в яких частки коливаються в площинах, перпендикулярних до напрямку поширення.

У рідині й газі поширюються лише поздовжні хвилі і будь-який хвильовий рух у цих середовищах складений лише з поздовжніх хвиль, що поширюються в різних напрямках. У діапазоні частот від 16 Гц до 20 кГц, в якому коливання сприймаються вухом людини як звук (звуковий діапазон) хвилі називаються звуковими. Коливання з частотами нижче 16 Гц є інфразвуковими, а понад 20 кГц – ультразвуковими.

Ключові слова: резонансні явища, повздовжні хвилі, хвилі Маха.

УДК 62-133.6

ДВУХКОМПОНЕНТНЫЙ ДУС НА БАЗЕ РВГ С ОДНООСНЫМ ПОДВЕСОМ

Шевченко О.Ю., КП СПС «Арсенал», г. Киев, Украина

На сегодняшний день актуальной является задача построения конструктивно и технологически простого и, соответственно, недорогого ДУС навигационного класса для применения в БИНС различного базирования.

Двухкомпонентный ДУС на базе РВГ, построенный по классической схеме, состоит из приводного двигателя, двухосного подвеса с маховиком, двух датчиков угла, двух датчиков момента и контура системы управления. Одним из самых ответственных элементов такой конструкции является двухосный подвес, изготовление которого является сложной технологической проблемой. Упростить решение этой проблемы может схема с одноосным подвесом, изготовление которого менее трудоемко и не требуется сложного нестандартного оборудования.

Преследуя цель радикального снижения систематических дрейфов ДУС, и как следствие, случайных дрейфов, необходимо исключить влияние медленно

меняючихся взаимных позиционных изменений в расположении элементов конструкции на формирование ложных сигналов. Для достижения этой цели датчик угла базируется на валу приводного двигателя и вращается совместно с маховиком и подвесом. Для подвода питания к датчику угла в таком случае используются скользящие упругие контакты, что является недостатком такой конструкции. Однако обеспечение малой линейной скорости упругих контактов позволяет рассчитывать на их надёжность и достаточный ресурс.

Также значительную техническую сложность в РВГ с двухосным подвесом представляет собой задача обеспечения ортогональности осей датчиков момента, датчиков угла и их поканальное совмещение, для исключения влияния перекрестных связей каналов управления ДУС. Для минимизации коэффициентов перекрестных связей требуется высокая точность изготовления и сложное нестандартное оборудование при сборке. В то время как при сборке РВГ с одноосным подвесом достаточной является установка элементов конструкции в пределах технологических допусков. Текущее положение ротора можно определить, используя двухфазный вентильный приводной двигатель с индукционным датчиком положения, который позволяет формировать два высокостабильных опорных напряжения на частоте вращения ротора смещенных по фазе на 90° . Эти напряжения используются в гироскопе для перехода из полярной системы координат в декартовую. При полярном управлении РВГ коэффициент перекрестных связей, в общем случае, определяется неортогональностью опорных напряжений. Калибровка ортогональности осей, в таком случае, производится после сборки прибора.

Ключевые слова: одноосный подвес, двухосный подвес, ДУС, роторный вибрационный гироскоп.