

Секция 21

Космическая навигация и робототехника**ДВУХКООРДИНАТНЫЙ КОМПЕНСАЦИОННЫЙ
МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ГИРОСКОП R-R ТИПА**
*С.Ф. Коновалов, Д.В. Майоров, В.П. Подчерзцев,
Ю.А. Пономарев, А.Г. Сидоров*
МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе рассматривается двухкоординатный компенсационный микромеханический гироскоп R-R типа. Он представляет собой кремниевый чувствительный элемент, колеблющаяся часть которого выполнена в виде диска с напыленными роторными частями магнитоэлектрических датчиков момента возбудителя колебаний и обратной связи. Элемент закреплен между двумя керамическими корпусами с зазором в 50 мкм и находится в газонаполненном объеме при атмосферном давлении. Для обеспечения его работы в состав прибора входит блок электроники с микроконтроллером, соединяющийся в едином корпусе с механической частью прибора. Приведены кинематическая схема, описание конструкции и принципа действия прибора, представлены фотографии кремниевого чувствительного элемента и основных узлов прибора, приведены результаты испытаний.

**КОНТУР ОБРАТНОЙ СВЯЗИ ДАТЧИКОВ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ДЛЯ
ГИРОСКОПОВ РАЗЛИЧНОГО ТИПА***В.П. Подчерзцев*
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Подавляющее большинство гироскопических чувствительных элементов используемых в различных областях техники (метрологической, робототехнике, системы ориентации и управления движением космических, воздушных, наземных и др. объектов) работают в режиме датчиков угловой скорости. Для повышения точности измерения гироскопы включают в режим обратной связи, при котором датчики момента гироскопа

скопов компенсируют гироскопические моменты, вызываемые угловыми скоростями движения корпуса прибора. Это позволяет уменьшить или даже исключить углы поворота подвижной части гироскопа относительно корпуса, что существенно снижает погрешности гироскопа определяемые этими углами.

Выбор параметров контура обратной связи датчиков угловой скорости, который должен обеспечивать необходимые запасы устойчивости ДУС и оптимальное время регулирования, зависит от особенностей каждого типа гироскопа: двухосного или трехосного, динамически настраиваемого (ДНГ), вибрационного – роторного, пьезоэлектрического, микромеханического, и т.д.

Уравнения двухосных, трехосных и двухкомпонентных микромеханических ДУС с обратной связью имеют соответственно вид

$$A(\ddot{\alpha} + D_x \dot{\alpha} + C_x \alpha) = -H\omega_y - k_x W_x(s)\alpha + M_x, \quad (1)$$

$$\begin{cases} A(\ddot{\alpha} + D_x \dot{\alpha} + C_x \alpha) = H(\dot{\beta} - \omega_y) - k_x W_x(s)\beta + M_x \\ B(\ddot{\beta} + D_y \dot{\beta} + C_y \beta) = W_y(s)\alpha + M_y, \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} A(\ddot{\alpha} + D_x \dot{\alpha} + C_x \alpha) = \\ -\gamma v (C - B)(\dot{\beta} - \omega_y) \cos(vt) - k_x W_x(s)\alpha + M_x \\ B(\ddot{\beta} + D_y \dot{\beta} + C_y \beta) = \\ \gamma v (C - A)(\dot{\alpha} - \omega_x) \cos(vt) - k_y W_y(s)\beta + M_y, \end{cases} \quad (3)$$

где A, B и C – главные центральные моменты инерции чувствительных элементов гироскопов, H – кинетический момент гироскопа, D_x, D_y – коэффициенты демпфирования, C_x, C_y – угловые жесткости подвесов, $k_x W_x(s)$ и $k_y W_y(s)$ – передаточные функции контуров обратной связи, α и β – углы поворота чувствительного элемента относительно корпуса, γ и v – амплитуда и частота собственных угловых колебаний микромеханического вибрационного гироскопа вокруг оси z , ω_x и ω_y – абсолютные угловые скорости корпуса гироскопа.

В работе представлен опыт разработки контуров обратной связи ДУС для некоторых типов гироскопов с учетом специфики каждого типа, рассмотрены варианты формирования обратной связи и их сравнение с учетом условий эксплуатации.

ПРЕЦИЗИОННАЯ СИСТЕМА ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ГРАВИМЕТРА**В.Д.Арсеньев, А.В.Полынков****МГТУ им. Н.Э.Баумана**

Одной из серьезных задач, решаемых для повышения точности гравиметров, используемых в аэрогравиметрических системах [1,2] является построение высокоточной системы термостатирования (СТ).

На СТ гравиметра возлагается задача стабилизации температуры гравиметра в условиях изменения температуры окружающей среды (внутреннего корпуса) и температуры платформы, на которой установлен гравиметр.

При значительной чувствительности нулевого сигнала гравиметра к изменению его температуры (10...40 мГал/К) и при необходимости обеспечения стабильности нулевого сигнала на уровне 0,1 мГал, в течение 5...10 часов, требование к стабильности температуры элементов гравиметра составляет 0,01 ...0,002 К. При этом основным требованием является не только величина изменения температуры, а и динамика ее изменения во времени, приводящая к дрейфу нулевого сигнала гравиметра.

Рассматривается предложенная трехконтурная система термостатирования аэрогравиметра с дифференциальным управлением обогревом, реализованная в опытном образце прибора. Система строится на основе результатов моделирования тепловых процессов с учетом экспериментальных данных. Приводится анализ законов управления в тракте термодатчик-нагреватель и выбора схемной реализации системы и алгоритмов управления, приводятся экспериментальные данные.

По результатам испытаний, продолжительностью 4-5 недель, среднеквадратическая погрешность поддержания температуры корпуса аэрогравиметра составила 0,002 К, что соответствует предъявляемым требованиям.

Литература:

1. Цыганов В.А., Контарович Р.С., Могилевский В.Е., Голубков В.В., Керцман В.М. Современные аэрогеофизические технологии – как основа геологических и прогнозно-минерагенических карт нового поколения, Сб. научных трудов «Конгресс выпускников геологического факультета МГУ 26 мая 2004 г.». М. МГУ. 2004. с. 151-158.
2. Бержицкий В.Н., Болотин Ю.В., Голован А.А., Парусников Н.А. и др. Инерциально-гравиметрический комплекс МАГ-1. Результаты летных испытаний. М., Изд-во ЦПИ при механико-математическом факультете МГУ, 48 стр., 2001.

МЕТОД ВЫСОКОТОЧНОГО ИЗМЕРЕНИЯ ЧАСТОТЫ АЭРОГРАВИМЕТРА

**А.В.Быковский, А.В.Полынков
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)**

Выходной сигнал аэрогравиметра представляет собой синусоидальный сигнал, который непрерывно изменяется в диапазоне (16 кГц \pm 1,5 кГц). Поэтому частоту аэрогравиметра необходимо измерять с высокой точностью на минимально возможном интервале времени. Попытка повысить точность за счет увеличения интервала времени измерения приведет к смещению нуля ввиду нелинейности передаточной функции струнного гравиметра.

Современные методы измерения частоты [1, 2] применяют оцифровку измеряемого сигнала и используют БПФ для вычисления частоты. Положение пика на оси частот определяется по совокупности данных о спектральных линиях в окрестности пика. Это намного повышает точность локализации искомого спектрального пика, но требует больших вычислительных затрат.

Разработан и реализован метод высокоточного измерения частоты с использованием амплитудно-временных методов обработки данных. Проводится оцифровка с частотой 1 МГц выходного синусоидального сигнала аэрогравиметра на интервале времени, равном 3 мс, и рассчитываются параметры синусоиды, максимально совпадающие с оцифрованным сигналом. Среднеквадратическая погрешность единичного измерения составляет 0,02 Гц для сигнала реального прибора, что соответствует относительной погрешности измерения 10^{-6} . Это означает, что высокоточные измерения получены практически для мгновенных значений частоты аэрогравиметра.

Литература:

1. Metod for estimating the frequency of a time signal. US Patent 6,484,112. Nov. 19, 2002.
2. Metod of estimating signal frequency. US Patent 6,577,968. Jun. 10, 2003.

К ЗАДАЧЕ АКТИВНОГО ДИНАМИЧЕСКОГО ГАШЕНИЯ ВЫНУЖДЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ОГРАНИЧЕННЫМ ПО АМПЛИТУДЕ УПРАВЛЕНИЕМ

С.А. Черников

(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Рассматривается эффективность активного динамического гашения вынужденных колебаний гиросистемы по критерию минимума амплитуды в установившемся режиме при ограничении на амплитуду управляющего воздействия. То есть предполагается, что интенсивность управления такова, что полная компенсация внешнего возмущения недостижима.

Исследуются различные алгоритмы противофазного управления, оптимизирующие процесс динамического гашения колебаний с заданной частотой. При этом исключается опасность возникновения резонанса на собственных частотах системы, связанная с блужданием частоты внешнего воздействия в непосредственной близости от частоты настройки гасителя под действием факторов случайного характера.

Рассматривается возможность возникновения автоколебательных режимов и их локализация.

Решение получено на основе метода гармонической линеаризации в сочетании с вариационным методом.

ВЛИЯНИЕ ЛИНЕЙНОЙ ВИБРАЦИИ НА ПОКАЗАНИЯ ТРЕХСТЕПЕННОГО ПОПЛАВКОВОГО ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Н.Н.Щеглова

(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Рассматривается трехстепенный поплавковый гироскоп, используемый в качестве датчика угловой скорости (ДУС), испытания которого показали его чувствительность к линейной вибрации основания. Анализируются особенности конструктивного расположения датчиков угла на сферическом поплавке и погрешности этих датчиков при наличии линейных перемещений гироузла в пределах зазоров опор карданова подвеса. Выведены и проанализированы уравнения движения ДУС с учетом погрешностей датчиков угла при линейной вибрации основания. Получены зависимости погрешностей ДУС от частоты и амплитуды вибрации по обеим измерительным осям в диапазоне частот от 0 до 100 Гц при действии на основание ускорения, изменяющегося по гармоническому закону. Предложен способ уменьшения данных погрешностей.

**АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ МЕТОД КОРРЕКЦИИ АВТОНОМНЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ****С.В. Власов****НИИ ПМ им. акад. В.И.Кузнецова****К.А.Неусыпин****МГТУ им. Н.Э.Баумана**

Исследована инерциальная навигационная система (ИНС), установленная на возвращающемся в атмосферу космическом летательном аппарате (КЛА), состоящая из гиросtabilизированной платформы (ГСП) и установленных на ней акселерометров. ГСП построена на базе трех двухступенных гироскопов. ИНС имеет погрешности, обусловленные возмущающими факторами различной природы. Часть погрешностей компенсируется технологическими методами. Остаточную погрешность предлагается компенсировать алгоритмическим путем.

В настоящем докладе предлагается метод формирования компенсационного сигнала, основанный на приближенном формировании угловых скоростей ГСП вокруг осей стабилизации как функции соответствующих углов прецессии.

Наиболее полная компенсация погрешностей системы возможна посредством алгоритма линейной фильтрации с использованием внешнего источника информации. Однако ИНС, корректируемая от внешнего датчика информации, теряет такое свое ценное качество, как автономность.

В практических приложениях КЛА совершает, как правило, сложное ускоренное движение, поэтому использовать этот подход для компенсации ошибок не представляется возможным. Повысить точность выходной информации ИНС, используя только внутренние связи, можно не накладывая ограничений на режим полета.

В качестве модели в алгоритме оценивания приняты уравнения ошибок ИНС, выраженные через углы отклонения ГСП относительно опорной системы координат, а в качестве измерений можно принять углы отклонения ГСП от плоскости горизонта и заданного направления в азимуте, сформированные на основе информации, снимаемой с датчиков углов прецессии гироскопов.

В качестве алгоритма оценивания необходимо использовать адаптивный алгоритм, способный функционировать в отсутствие априорной информации о статистических характеристиках входных и измерительных шумов. Такая необходимость обусловлена тем, что ковариационная матрица входных шумов, включающая смещение нуля и дрейф акселе-

рометров, дрейф гироскопов и априорная ковариационная матрица измерительного шума, включающая дисперсии ошибок формирования углов отклонения ГСП, достоверно неизвестны.

Адаптивный алгоритм оценивания по сформированным измерениям восстанавливает весь вектор состояния, включающий ошибки ИНС в определении скорости, углы отклонения и дрейфы ГСП. Оценка вектора состояния используется для компенсации погрешностей ИНС в выходной информации.

Таким образом, получены сигналы, позволяющие компенсировать ошибки ИНС в выходной информации. Эти сигналы легко реализуемы на борту КЛА в БЦВМ.

Применение представленного способа компенсации ошибок ИНС позволяет значительно повысить точность выходной информации о навигационных параметрах КЛА.

**ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС АВТОМАТИЗИРОВАННОГО
ТЕСТИРОВАНИЯ АЛГОРИТМОВ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

В.М.Терешков

МГТУ им. Н.Э.Баумана

При разработке алгоритмов инерциальных навигационных систем на практике возникает необходимость выбора значений многих численных параметров, от которых зависит уровень погрешностей выходной информации системы. Оптимальные (в смысле минимума погрешностей) величины параметров индивидуальны для каждого типа объекта-носителя и класса точности используемых в системе датчиков. При этом оптимальность может быть установлена лишь эмпирическим путем на основе обработки большого массива данных летных испытаний навигационной системы и сопоставления ее показаний с эталонными значениями. В качестве эталонных величин координат, скорости и путевого угла объекта могут выступать показания приемника спутниковой навигационной системы, а углов ориентации – выходная информация инерциальной системы более высокого класса точности, что не всегда доступно.

Тем не менее, неоптимальный выбор параметров приводит, как правило, к появлению в показаниях испытываемой системы некоторых характерных признаков ошибки – трендов, всплесков и т. п. Их обнаружение и установление причины возникновения позволяют проводить

первоначальный этап выбора параметров алгоритма даже в отсутствие эталонных сигналов (например, для углов крена и тангажа). Однако эта процедура неоднозначна и тем более трудоемка, чем обширнее массив данных испытаний, подлежащий анализу.

Предлагается программный комплекс тестирования навигационных алгоритмов. Он предназначается для пакетной обработки записей полетной информации, построения по ним полного навигационного решения (при различных величинах выбираемых параметров) и автоматического выявления в нем признаков недостоверности данных, в том числе при отсутствии эталонных сигналов. В основе работы комплекса лежит набор формализованных эвристических критериев выхода погрешности показаний навигационной системы за пределы заданного допуска. Основной областью применения комплекса является отладка алгоритмов корректируемых микромеханических навигационных систем вертолетов и беспилотных самолетов.

**АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ КАЛИБРОВКИ
БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ
РАЗЛИЧНЫХ КЛАССОВ ТОЧНОСТИ**

Д.Б.Пазычев

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Представленный в данной работе автоматизированный комплекс представляет собой набор специализированного оборудования и программного обеспечения, позволяющий вычислять калибровочные коэффициенты бесплатформенных навигационных систем низкого и среднего класса точностей. Используемая в данной работе методика предполагает расчет калибровочных коэффициентов на основании показаний чувствительных элементов путем установки навигационной системы в определенные положения и ее разворот на определенные углы. Дальнейшее повышение точности полученных калибровочных коэффициентов достигается дополнительными разворотами навигационной системы с использованием навигационного алгоритма. В составе комплекса разработаны критерии качества проведенной калибровки, позволяющие оценить достоверность полученных калибровочных коэффициентов.

**КОРРЕКЦИЯ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ
НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ПО ПОКАЗАНИЯМ
ОДОМЕТРИЧЕСКОГО ДАТЧИКА**

М.А.Ильина

МГТУ им. Н.Э.Баумана

Существует много прикладных задач, для решения которых необходимо определение параметров движения и параметров угловой ориентации наземного транспортного средства в реальном времени. Для решения таких задач успешно применяются интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы. Причем в качестве чувствительных элементов таких систем используются, как правило, миниатюрные высокоточные микромеханические датчики угловой скорости и ускорения. Однако при эксплуатации таких систем в городских условиях возникает проблема снижения точности навигационного решения из-за пропадания сигнала спутниковой навигационной системы (СНС), по которому осуществляется коррекция показаний инерциальных датчиков.

Для повышения точности определения параметров движения транспортного средства в городских условиях был разработан алгоритм коррекции интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы по показаниям одометрического датчика. Экспериментальные проверки разработанного алгоритма, проведенные на легковом автомобиле в городских условиях, показали эффективность такого рода коррекции при пропадании сигналов СНС.

**ВОПРОСЫ РЕАЛИЗАЦИИ РЕЖИМОВ ИНДИКАЦИИ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЦИФРОВЫХ КОСМОФОТОСНИМКОВ В
СОВРЕМЕННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСАХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

О.Г.Лещук, Т.В.Сазонова, М.С.Шелагурова

Раменское приборостроительное конструкторское бюро

В современных бортовых комплексах пилотируемых летательных аппаратов (ЛА) огромное значение при решении навигационных задач уделяется индикационному обеспечению. В настоящее время почти каждый навигационный комплекс самолетов и вертолетов оснащен многофункциональными жидкокристаллическими цветными индикато-

рами, на которые выводится информация о пилотажно-навигационных параметрах, в том числе о маршруте полета на фоне цифровой топографической карты. Однако схематическое изображение местности, которым собственно и является топографическая карта, затрудняет процесс пространственной ориентации экипажа, и тем самым снижает эффективность выполнения задачи навигации.

Для решения этой проблемы целесообразно использовать цифровые космофотоснимки местности, на которые накладывается навигационно-тактическая информация. Кроме поддержки 2D графики, цифровые космофотоснимки могут быть использованы в качестве текстур, «натягиваемых» на трехмерный рельеф местности, что значительно повышает реалистичность представления 3D изображения. При этом снижается психофизическая нагрузка экипажа и повышается безопасность полета, особенно на малых высотах.

В докладе рассматриваются вопросы разработки алгоритмов построения 2D и 3D изображений с использованием космофотоснимков, а также сформированы требования к бортовым вычислительным системам, реализующим эти алгоритмы с частотой обновления, удовлетворяющей эргономическим показателям.

Особое внимание в докладе уделено вопросам формирования бортовой базы цифровых космофотоснимков, в том числе:

- поиску доступной исходной базы космофотоснимков и оценке ее стоимостных характеристик;
- выбору системы координат бортовых карт космофотоснимков;
- формированию требований к разрешающей способности, а также точности привязки космофотоснимков;
- разработке формата записи бортовых карт.

Приведенные в докладе результаты математического моделирования алгоритмов построения 2D и 3D изображений с использованием космофотоснимков позволяют сделать вывод о перспективности использования данных индикационных кадров в бортовых комплексах современных ЛА. Основным вопросом по реализации режимов индикации с использованием космофотоснимков является организация обновляемого банка данных космофотоснимков высокого разрешения, доступного пользователям данной информации.

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО
ГИРОСКОПА – АКСЕЛЕРОМЕТРА****И.В.Меркурьев, В.В.Подалков, А.С.Степанов
МЭИ (ТУ)**

В настоящее время микромеханические датчики инерциальной информации все больше используются в космической и ракетной технике, в транспортных системах для решения задач ориентации, навигации и управления движением [1]. В докладе рассматривается конструкция микромеханического вибрационного гироскопа – акселерометра, состоящего из тонких упругих пластин, закрепленных на подвижном основании. Чувствительные элементы датчика инерциальной информации совершают периодическое движение, измерение которого используется определения угловой ориентации и линейного ускорения основания прибора. Датчик инерциальной информации изготавливается по технологиям микроэлектромеханических систем из монокристаллического кремния совместно с электронным блоком измерения и управления колебаниями.

Поставлена задача разработки новой математической модели движения датчика инерциальной информации, позволяющая рассчитать динамические и точностные характеристики колебательной системы [2].

С использованием формализма Лагранжа получены интегродифференциальные уравнения движения составной конструкции с упругими элементами на подвижном основании. С помощью асимптотического метода разделения движения, физически реализуемого в электронном контуре датчика, получены дифференциальные уравнения в медленно изменяющихся переменных. В линейном приближении исследовано влияние линейных и угловых вибраций основания, конструктивных параметров системы на точность измерений датчика инерциальной информации. Определены масштабные коэффициенты датчика и построены алгоритмы обработки измерительной информации и управления движением чувствительных элементов.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 09-08-01184-а) и Минобрнауки РФ по целевой программе «Развитие научного потенциала высшей школы» (проект № 2.1.2/1740)

1. Журавлев В.Ф. Бесплатформенная инерциальная система минимальной размерности (Пространственный осциллятор – датчик полной инерциальной информации) // Изв. РАН Механика тв. тела. 2005, №5, С.5-10.

2. Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика волнового твердотельного и микромеханического гироскопов. - М.: Физматлит, 2009. - 218 с.

**ВЛИЯНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ УПРУГИХ СВОЙСТВ КОНСТРУКЦИОННОГО
МАТЕРИАЛА НА ДИНАМИКУ И УХОДЫ ВОЛНОВОГО
ТВЕРДОТЕЛЬНОГО ГИРОСКОПА**

**С.В.Астахов, И.В.Меркурьев, В.В.Подалков
МЭИ (ТУ)**

Рассматривается волновой твердотельный гироскоп (ВТГ) с резонатором в виде тонкой оболочки вращения, принадлежащий классу гироскопов обобщенного маятника Фуко. Для достижения высокой точности гироскопов данного класса требуется создание достаточно точных математических моделей, учитывающих нелинейные эффекты и условия функционирования на подвижном основании.

Поставлена задача построения новой математической модели свободных колебаний резонатора ВТГ, учитывающей нелинейные упругие свойства конструкционного материала резонатора.

При вычислении потенциальной энергии упругой деформации тонкой оболочки вращения использованы нелинейные соотношения между напряжениями и деформациями элемента оболочки [1]. С использованием формализма Лагранжа [2] получены нелинейные дифференциальные уравнения движения резонатора ВТГ, описывающие в одномодовом приближении волновую картину колебаний резонатора на подвижном основании. Для исследования влияния демпфирования на погрешности ВТГ использована модель Кельвина-Фогта, при этом, учитывая малость демпфирования, компоненты в диссипативной функции Рэлея рассчитаны по линейной части изгибных деформаций срединной поверхности резонатора.

Методом двух масштабов проведено разделение движений резонатора на быстрые осцилляции и медленные эволюции. Найдено новое решение задачи о нелинейных колебаниях резонатора ВТГ для медленно изменяющихся параметров волновой картины колебаний резонатора, с помощью которого исследованы точностные характеристики ВТГ. Получена зависимость ухода гироскопа от демпфирования, упругих модулей материала и амплитуд волн двух нормальных форм колебаний резонатора. Полученное решение позволяет повысить точность гироскопа за счет аналитической компенсации ухода и управления колебаниями. Для этого разработана методика, алгоритмическое и

программное обеспечение комплексных точностных испытаний ВТГ для оценки параметров новой математической модели. В докладе приведены результаты стендовых испытаний ВТГ с полусферическим резонатором в режиме свободных колебаний.

1. Каудерер Г. Нелинейная механика. - М.: ИЛ, 1961. - 777с.
2. Меркурьев И.В., Подалков В.В. Динамика волнового твердотельного и микромеханического гироскопов. - М.: Физматлит, 2009. - 218 с.

**РАСЧЕТ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО
ВИБРАЦИОННОГО ГИРОСКОПА С ДИСКОВЫМ
МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИМ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ**
Бу Тхе Чунг Зыап, И.В. Меркурьев, В.В. Подалков
МЭИ (ТУ)

В докладе обсуждаются вопросы проектирования нового микромеханического вибрационного гироскопа с чувствительным элементом в виде упругого диска, изготовленного из монокристалла с низким уровнем внутренних потерь при колебаниях. Принцип работы гироскопа основан на физическом явлении инертности упругих волн свободных колебаний осесимметричного тела.

Поставлена задача построения новой математической модели свободных колебаний упругого диска на подвижном основании, учитывающей анизотропные упругие свойства монокристалла.

При вычислении потенциальной энергии упругой деформации диска использован обобщенный закон Гука. Для монокристалла с гексагональной плотноупакованной решеткой выписаны анизотропные составляющие тензора упругих модулей, зависящие от углов между кристаллофизическими осями монокристалла и осями, связанными с чувствительным элементом гироскопа. Вычислена потенциальная энергия упругой деформации чувствительного элемента в случае, когда ось симметрии кристалла образует с осью симметрии чувствительного элемента малый угол, характеризующий инструментальную погрешность изготовления.

С использованием вариационного принципа Гамильтона – Остроградского получены дифференциальные уравнения в частных производных, решение которых найдено в одномодовом приближении с помощью метода Бубнова – Галеркина.

Получены аналитические зависимости для частот колебаний диска и величины расщепления частот, характеризующей точность гироскопа.

Определены параметры волновой картины колебаний диска на подвижном основании и вычислены уходы гироскопа, вызванные инструментальными погрешностями изготовления чувствительного элемента. Приведены числовые примеры расчета точностных характеристик гироскопа.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 09-08-01184-а) и Минобрнауки РФ по целевой программе «Развитие научного потенциала высшей школы» (проект № 2.1.2/1740).

ЗВЕЗДНО-ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.О.Князев

ОАО «НПП «ГЕОФИЗИКА-КОСМОС»

Типичная схема построения современной системы управления параметрами движения космического аппарата (КА) предполагает использование инерциальной навигационной системы (ИНС), построенной на высокоточных гироскопах. С целью компенсации погрешностей ИНС, накапливающихся с течением времени, в систему управления КА вводят систему коррекции по объектам небесной сферы. В настоящее время эту задачу решают системы астроориентации - звездные датчики (ЗД). Такие системы могут с высокой точностью определять ориентацию системы координат (СК) КА по произвольному участку звездного неба и выдавать матрицу или кватернион ориентации СК КА относительно навигационной системы координат с частотой более 1Гц. Ресурс таких систем составляет 10 и более лет. Таким образом, точность навигационной системы КА фактически сводится к точности системы астроориентации. В настоящее время ведущие российские и зарубежные разработчики звездных датчиков работают над созданием многоголовой (до 6 оптических головок) системы астроориентации, использование которой позволяет определять ориентацию КА с высокой точностью по всем трем осям СК КА и проводить астрокоррекцию даже при неработающих 2-3 оптических головках (в результате засветки Солнцем, попадания Земли в угловое поле зрения, сбоя в работе и т.д.).

Все это дает возможность проводить коррекцию ИНС с высокой частотой и непрерывно на всем протяжении полета, что может дать возможность снизить требования к дрейфу гироскопов на порядки.

Разработчики перспективных КА заинтересованы в создании систем астроориентации с частотой выдачи параметров ориентации 10 Гц и более, точностью лучше 10" по всем трем осям и допустимой угловой скоростью 1°/с и более. Современные звездные датчики не отвечают столь высоким требованиям.

Перспективным средством улучшения звездных датчиков является интегрирование в их конструкцию гироскопов низкой точности. Комплексирование информации от оптико-электронных и инерциальных средств обеспечивает высокую частоту выдачи измерительной информации, характерную для инициальных средств, и высокую точность, характерную для астронавигационных приборов, сохраняющуюся на протяжении всего срока активной службы КА. За рубежом такая концепция построения систем ориентации получила название ISC (Inertial Stellar Compass).

Предлагаемая звездно-инерциальная система ориентации КА (ЗИСО КА) предполагает наличие трех конструктивно независимых оптико-электронных головок и блока электронного. Такое конструктивное исполнение ЗИСО позволит разработчикам эффективно использовать пространство КА в части установки головок на корпус КА. Каждая оптико-электронная головка ЗИСО представляет собой звездный датчик на APS-матрице с двумя интегрированными в конструкцию датчиками угловой скорости, выполненными по технологии MEMS.

Интегрирование ДУСов в конструкцию ЗД позволяет улучшить характеристики ЗД по следующим параметрам:

- Частота выдачи измерительной информации;
- Максимальная угловая скорость движения КА, при которой возможно определение трехосной ориентации;
- Точность определения параметров ориентации КА в геоцентрической системе координат;
- Помехозащищенность.
- Чувствительность ЗД к неярким звездам.
- Время выхода на штатный режим определения ориентации.

Выбор принципа работы ДУС был остановлен на технологии MEMS не случайно: не смотря на значительные величины дрейфов, время между коррекцией ДУСов столь мало, что применение более точных гироскопов бессмысленно. Кроме того, очевидно, что MEMS ДУСы имеют лучшие габаритно-массовые характеристики из всех типов гироскопов, а сама технология бурно развивается, в том числе и в России.

Таким образом, ЗИСО может рассматриваться разработчиками КА как звездный датчик – астрокорректор с улучшенными характеристиками, так и в качестве автономной, малогабаритной системы ориентации непосредственно в составе системы управления КА.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ РОБОТОТЕХНИКИ В РОССИИ И ЗА РУБЕЖОМ

Кондратьев А.С., Минаков Е.П.

ЦНИИ РТК

Мировой опыт создания и применения робототехнических систем космического назначения (РТС КН) показывает, что они являются мощным инструментом решения задач практической космонавтики, роль которого непрерывно возрастает. В настоящее время РТС КН разрабатываются США, Канадой, Россией, Японией, странами Европейского Союза. При этом имеет место общая тенденция отставания Российской космонавтики в этой области, в то время как существующий научно-технический задел по разработке роботизированных систем перемещения мог бы обеспечить ей ряд конкурентных преимуществ.

К основным направлениям развития РТС КН в настоящее время могут быть отнесены:

- создание средств дистанционного зондирования орбитальных объектов;
- разработка и использование манипуляторов для внутри- и внекорабельной деятельности пилотируемых и беспилотных орбитальных средств;
- создание средств информационной поддержки операторов РТС КН;
- разработка напланетных роботов, управляемых с помощью космических информационных систем;
- создание самоходных шасси планетоходов;
- разработка и применение тренажных систем.

Помимо этого потребности космонавтики настоятельно требуют создания РТС КН, обеспечивающих подготовку ракет космического назначения и их составных частей в автоматизированном режиме без нахождения личного состава на стартовых и технологических комплексах.

**РАЗРАБОТКА ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОТЛАДКИ УПРАВЛЕНИЯ
РОБОТОТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ С РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ
ПАРАМЕТРАМИ**

***А.Н.Маслов, И.В. Меркурьев, В.В.Подалков
МЭИ (ТУ)***

Рассматривается робототехническая система, представляющая собой многозвенный манипулятор, установленный на подвижном основании. Объект манипулирования – груз, помещенный в схвате, должен быть перемещен в заданную точку рабочего пространства робота с помощью управляющих двигателей, расположенных в шарнирных соединениях звеньев робота. Особенностью конструкции робота является относительно малая жесткость звеньев, что приводит к дополнительным колебаниям груза при выполнении операции позиционирования. Данная особенность характерна для космических манипуляторов, имеющих малое поперечное сечение звеньев и выполненных из легких конструкционных материалов.

Ставится задача исследования динамики робота-манипулятора с упругими звеньями и построения управления в целях перемещения и позиционирования груза с учетом ограничений по энергозатратам и переходным колебательным процессам.

Разработана новая математическая модель робота-манипулятора с упругими звеньями. Упругие колебания звеньев манипулятора описаны в рамках теории слабого изгиба тонких прямолинейных стержней. Вариационным методом Гамильтона – Остроградского получена система интегро-дифференциальных уравнений в частных производных, описывающая управляемые колебания манипулятора с упругими звеньями. Построено программное управление движением манипулятора, ограниченное по величине и определенное на заданном интервале времени, обеспечивающее гашение первой формы колебаний звеньев на завершающей стадии процесса регулирования. Проведено математическое моделирование процесса управления движением. Разработан лабораторный стенд для отладки системы управления роботом, позволяющий в режиме «реального времени» контролировать колебания звеньев и точность позиционирования.

Работа выполнена при поддержке Минобрнауки РФ по целевой программе «Развитие научного потенциала высшей школы» (проект № 2.1.2/1740).
