

Секция 13

Космическая навигация и робототехника**ЗАДАЧИ И ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НОВОГО
ПОКОЛЕНИЯ**

(вступительное слово)

*Л.Н.Лысенко**(Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана)*

Стремление к созданию более совершенных ракет-носителей нового поколения дает основание обратиться к проблемам разработки баллистического обеспечения для интеллектуальных (интеллектуализированных) систем управления (СУ) их полетом.

Системы управления, обладающие достаточно широким набором функций искусственного интеллекта (ИИ), давно уже перестали быть некоей экзотикой и получили достаточное распространение в ракетной технике.

Их применение признается обоснованным, прежде всего, в ситуациях или при решении задач, требующих принятия решения или оценки состояния сложной динамической системы, функционирующей при высоком уровне неустраняемой неопределенности. Такого типа системы предназначены для решения задач более четкого и определенного апостериорного анализа топологии образа, распознавания элементов и облика нечеткого объекта. ИИ не оценим в СУ высокого уровня с точки зрения реконфигурации ее структуры и синтеза соответствующего программно-алгоритмического наполнения с учетом возможного воздействия неопределенных внешних факторов и условий.

Алгоритмическое обеспечение СУ с интеллектуально-экспертными и интеллектуально-расчетно-логическими функциями требует создания возможных сценариев баллистических ситуаций, удовлетворяющих различным вариантам ситуационного управления.

Как известно, система управления космическими полетами представляют собой распределенную систему, состоящую из наземного и

бортового сегментов. На последний, в перспективе, предполагается полностью возложить функции непосредственного решения в темпе полета задач формирования рациональной структуры комплексированных резервированных СУ в условиях возникновения нештатных ситуаций, контроля и диагностирования состояния аппаратуры и др.

Вместе с тем, наличие тесной взаимосвязи реализуемого баллистического обеспечения с выявленным состоянием системы, с точки зрения обеспечения ею возлагаемых на нее функций, делает еще более актуальным оптимальное распределение соответствующих задач между существующими сегментами СУ

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К УПРАВЛЕНИЮ ПОЛЕТОМ МКС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РОССИЙСКОГО И ЕВРОПЕЙСКОГО ЦЕНТРОВ УПРАВЛЕНИЯ

*В.А.Соловьев, В.Е.Любинский
(РКК «Энергия» им.С.П.Королева)*

Международная космическая станция (МКС) представляет собой многоэлементный орбитальный комплекс, в состав которого входят российский и американский сегменты, создаваемые путём их сборки на орбите из отдельных модулей, а также – транспортная система, обеспечивающая доставку на станцию экипажей, грузов и модулей, а также возвращение на Землю космонавтов и необходимых грузов.

Для выполнения транспортных операций, обеспечивающих обслуживание МКС, предназначены российские пилотируемые корабли «Союз ТМА» и автоматические грузовые корабли «Прогресс М1», а также американский корабль Шаттл.

После трагической гибели американского корабля «Колумбия» в феврале 2003 года и временного прекращения эксплуатации транспортной системы Шаттл обслуживание МКС и обеспечение выполнения её программы осуществляется только российскими кораблями. В конце 2005 года в состав транспортных средств, обслуживающих МКС, планируется ввести европейский автоматический грузовой корабль ATV, разработка которого в настоящее время находится на стадии завершения.

Управление полётом орбитальных комплексов представляет собой сложный многоплановый процесс, имеющий существенные особенности по сравнению с управлением полётом отдельных (автономных) космических аппаратов. В случае МКС он осложнён ещё тем, что в настоящее время он реализуется двумя центрами управления – российским и американским, которые должны функционировать в тесном взаимодей-

ствии, а после начала полётов корабля ATV к ним добавится и третий – европейский - центр управления.

В докладе освещаются основные особенности этого процесса, проблемы, связанные с необходимостью обеспечения требуемой его эффективности, и возможные пути их решения.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЛУНЫ

Н.М.Иванов, Ю.Ф.Колюка
(ЦНИИМаш)

Представляются результаты исследований по устойчивости орбит искусственных спутников Луны (ИСЛ), выполненных в ЦУП-М ЦНИИМаш. Рассматривался класс околополярных круговых орбит со средней высотой $H_{cp} \sim 100 \div 200$ км, на которые планируется осуществлять запуск КА в ряде предстоящих лунных проектах.

Оценивались качественные и количественные характеристики эволюции указанных орбит ИСЛ за счет действия возмущающих сил. В качестве последних рассматривались:

- нецентральность гравитационного поля Луны,
- гравитационное влияние Земли, как сжатого небесного тела,
- притяжение со стороны Солнца, рассматриваемого как материальная точка.

Расчет эволюции орбит проводился путем численного интегрирования соответствующих уравнений возмущенного движения ИСЛ. Интегрирование осуществлялось с помощью эффективного метода, разработанного в ЦУП-М.

Было установлено, что основное влияние на изменение параметров орбит ИСЛ, а тем самым, и на устойчивость этих орбит, оказывает гравитационное поле Луны, в том числе и достаточно высокие гармоники разложения потенциала Луны в ряд по сферическим функциям.

Выполнен анализ всех имеющихся в настоящее время моделей гравитационного поля Луны и проведены оценки устойчивости орбит ИСЛ при использовании разных моделей, включая и наиболее сложные с точки зрения количества учитываемых гармоник.

Получены данные о характере эволюции орбит ИСЛ на разных временных интервалах (от одних суток до 3-х лет) и в зависимости от параметров начальной орбиты.

Результаты проведенных исследований могут быть использованы при проектировании лунных миссий и проведении работ по планированию и управлению полетом конкретных КА на орбитах ИСЛ.

**НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ РАЗРАБОТКИ БАЛЛИСТИКО-
НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ МАРСИАНСКИХ
ЭКСПЕДИЦИЙ*****В.П.Казаковцев******(Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана)***

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) является важнейшей неотъемлемой частью реализации любых космических программ. Заключительным этапом многих марсианских экспедиций является перевод космического аппарата (КА) с гиперболической подлетной траектории на орбиту искусственного спутника планеты. Использование на этом этапе только реактивных двигателей требует наличия на борту КА большой массы топлива, при этом уменьшается масса полезной нагрузки.

В данной работе исследуется вопрос уменьшения расхода топлива при включении реактивных двигателей за счет многократного дополнительного торможения КА в верхних слоях атмосферы. Реализация задачи дополнительного торможения в атмосфере вызвала необходимость разработки БНО в новых условиях движения КА. Показано, что на основании простой навигационной информации можно обеспечить надежное подтормаживание КА в условиях априори неточного знания параметров атмосферы, возможных резких (до 50%) изменений плотности, ограничениях по нагреву внешней поверхности аппарата.

Разработанное БНО позволяет на этапе проектирования траектории межпланетного перелета по требуемому времени перехода с гиперболической подлетной траектории на орбиту искусственного спутника планеты выбрать рациональные параметры первоначальной орбиты с торможением КА в верхних слоях атмосферы. Кроме этого, в условиях реального полета данное БНО позволяет в процессе перехода КА на орбиту спутника планеты определять требуемые дополнительные корректирующие импульсы при возникновении отклонений параметров атмосферы от их расчетных значений.

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ИНСПЕКЦИОННОГО ОБЛЕТА
КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ
ТЕХНОЛОГИЙ НЕЧЕТКОГО УПРАВЛЕНИЯ*****А.В.Кузьмин******(Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана)***

Решение задач инспекции обычно относят к области проблем противокосмической обороны рассмотрение которых было начато задолго до создания космических аппаратов (КА) военного и универсального

назначения (разведывательных систем, КА типа «Шаттл» и др.). Однако возможны многочисленные варианты мирного проведения операций инспекции в рамках ремонтно-восстановительных, исследовательских и других работ, поэтому данная задача остается актуальной в любой складывающейся военно-политической обстановке.

Рассматривается задача инспекционного облета несотрудничающего объекта (НО) КА специального назначения в предположении возможности применения для этих целей методов теории нечеткого управления. Предполагается, что орбиты НО и КА изначально близки, и относительное расстояние не превышает 300 км.

Для выполнения задачи требуется вывести КА в окрестность НО, радиус которой ограничивается возможностями технических средств получения информации об инспектируемом объекте, либо его уничтожения бортовыми средствами вооружения. В то же время минимальное относительное расстояние между КА и НО ограничивается некоторой величиной, гарантирующей безопасное выполнение маневра.

Для проведения детальной инспекции НО, вероятно, потребуется осуществление замедления (зависания) КА в его окрестности, при котором вектор наблюдения исходит из области, удовлетворяющей приведенным выше ограничениям, и направлен по линии визирования.

Имея в виду, что в рамках рассматриваемой постановки задачи орбита и параметры движения НО известны с невысокой точностью, а также, учитывая возможность проявления активности НО (связанной с коррекцией собственной траектории, неуправляемостью или выполняемой задачей), можно говорить о неопределенности в интерпретации текущих и предсказании последующих параметров относительного движения объектов. В связи с этим, предлагается разделить операцию инспекции на два этапа (вывод КА в окрестность НО и последующую инспекцию НО) и рассмотреть их по отдельности с позиции теории нечеткого управления с целью поиска алгоритмов адаптивной коррекции параметров относительного движения в условиях сближения с несотрудничающим объектом.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ

В.И.Кочетков, А.С.Фомина

*(Московский авиационный институт
государственный технический университет)*

Рассматривается принцип построения комплексной астрономической навигационной системы, обеспечивающей информацией КА о параметрах движения центра масс и параметрах угловой ориентации. Ос-

новными элементами системы являются астродатчики, построитель местной вертикали (ИКВ), и бортовая вычислительная машина.

При решении навигационной задачи по результатам астрономических навигационных измерений основная составляющая погрешность измерений возникает при измерении направлений визирования астроориентиров относительно ИКВ как устройства, задающего опорное направление.

Исследуется один из способов повышения точности астрономических измерений, заключающийся в предварительном расчете поправок к построению местной вертикали с помощью инфракрасного построителя вертикали. Исследуемый способ может оказаться наиболее приемлемым к системам астронавигации геостационарных искусственных спутников связи. Это объясняется тем, что подспутниковая точка практически не перемещается относительно поверхности земли, поэтому сканирование горизонта построителем вертикали осуществляется в сравнительно стационарных условиях. В связи с этим можно получить поправки к положению вертикали, полученного с помощью ИКВ, относительно более точного положения вертикали, рассчитанного по астроизмерениям с использованием точных координат положения спутника на орбите. Такая процедура должна выполняться предварительно при настройке навигационной системы в полете после выхода ИСЗ на орбиту. Для выполнения настройки в начальный период эксплуатации ИСЗ используется точная информация от наземного измерительного комплекса. После настройки система будет работать автономно, а наземный комплекс может осуществлять лишь периодический контроль ее функционирования.

Приводятся алгоритмы, позволяющие получить поправки к астроизмерениям, а также алгоритмы решения навигационной задачи с целью уточнения положения ИСЗ на геостационарной орбите и его углового положения в режиме автономного функционирования системы.

ПРИНЦИПЫ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТА ПРИ УПРАВЛЕНИИ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИЕЙ ИЗ ТЕРРИТОРИАЛЬНО УДАЛЕННЫХ ЦЕНТРОВ

В.И. Станиловская

(РКК «Энергия» им. С.П. Королева)

При управлении Международной космической станцией (МКС) задачи планирования полета имеют особое значение. Это связано, в первую очередь, с тем, что в программе МКС принимают участие несколько партнеров и управление полетом осуществляется из нескольких центров. В каждом центре создана своя группа планирования, вслед-

ствие чего на всех этапах полета необходимо согласование и интегрирование планов полета с международными партнерами, а также анализ и учет результатов. Необходимо, чтобы все данные по планированию были представлены в электронном виде и соответствовали согласованным международными партнерами форматам данных с тем, чтобы при обмене и согласовании исключить разночтение результатов планирования. Для этого разработана определенная технология взаимодействия специалистов, а также технология разработки планов и обмена данными по планированию.

Фундаментом исполнительного планирования в программе Международной космической станции служит операционная база данных, с сопутствующими циклограммами, условиями и ресурсами, используемыми для разработки выходных документов. При разработке операций экспедиции, а также при обмене циклограммами и данными, имеющими отношение к циклограммам, необходимо соблюдать определенные стандарты.

Благодаря использованию стандартов обеспечивается гарантия того, что пользователи различных систем планирования, разрабатывая свои базы данных, всегда будут оперировать согласованными параметрами, а также то, что параметры в бортовом плане и в плане на земле - одинаковые.

В докладе описывается принцип распределенного планирования, приводится методология сепарации и интеграции файлов, применяемая для всех планов исполнительного уровня, поясняется подход к стандартизации операционной базы данных планирования.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ОПЕРАТИВНОГО АНАЛИЗА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ МКС

А.А.Бондарь

(РКК «Энергия» им.С.П.Королева)

Международная космическая станция представляет собой сложный комплекс, включающий различные бортовые системы, каждая из которых является сложным сочетанием различных подсистем, приборов, агрегатов, управляемых бортовым программным обеспечением. Все это накладывает повышенные требования на обеспечение надежности функционирования бортовых систем.

В свою очередь надежность работы систем, не считая качества самих систем и бортового программного обеспечения, зависит от качества и оперативности анализа специалистами центра управления полетом, которые контролируют работу бортовых систем.

Для повышения надежности проведения анализа предлагается разработать программный комплекс, устанавливаемый на рабочем месте специалиста и помогающий решать задачи оперативного анализа. Предлагаемый подход не устраняет специалиста из контура управления, а предоставляет возможность оперативного получения необходимой информации, в которую могут входить как справочно-руководящие материалы, так и результаты проведенного анализа системы.

В будущем разрабатываемый программный комплекс можно будет использовать также в неоперативной работе и для подготовки специалистов.

СИСТЕМА АНАЛИЗА ЗАМЕЧАНИЙ В СТРУКТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ МКС

М.М.Матюшин

(РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

В настоящее время для управления пилотируемыми космическими аппаратами (КА) организуется контур управления полетом, который состоит из системы управления полетом и управляемого объекта – КА.

Управление полетом пилотируемого КА строится с учетом безусловного выполнения следующих основополагающих принципов - безопасность экипажа, живучесть КА в целом, и его отдельных структурных элементов в частности, выполнение программы полета.

Выполнение основополагающих принципов обеспечивается надежной и эффективной работой как системы управления полетом, так космического аппарата и экипажа. В настоящем докладе рассматриваются методы обеспечения и контроля надежности и эффективности системы управления полетом.

Срыв, прекращающий даже на время жизнедеятельность системы управления полетом, недопустим, так как такая ситуация угрожает безопасности экипажа и корабля. С одной стороны отсутствие таких срывов обеспечивается структурной надежностью – особо важные функции системы дублированы. С другой стороны отсутствие подобных срывов обеспечивается элементной надежностью системы управления полетом, поскольку систему управления полетом составляют операторы, имеющие необходимую квалификацию, и технические средства, отвечающие необходимым требованиям по надежности.

Однако в процессе работы системы управления полетом возможны отклонения от нормального процесса функционирования, которые могут повлиять на качество выполнения программы полета или полетных операций.

Уменьшить число этих отклонений и снизить потери от их последствий возможно, если каждое подобное отклонение будет зафиксировано, оценено и, в дальнейшем, послужит основанием для выработки и реализации конкретных мер по коррекции работы контура управления полетом, т.е. в рамках службы управления полетом необходимо существование специальной системы учета и анализа замечаний.

В докладе рассматриваются общие подходы к построению системы учета и анализа замечаний. Описываются различные этапы функционирования этой системы. Дается характеристика каждого этапа, и рассматриваются действия и процедуры, выполняющиеся на каждом этапе.

В заключение приведены результаты практической реализации системы анализа замечаний при управлении орбитальной станцией «Мир» и Российским сегментом Международной космической станции в рамках Главной оперативной группы управления.

Показано, что работа системы анализа замечаний позволила свести до минимума влияние на управления полетом объективно существующих отрицательных факторов, повышающих вероятность ошибки, и значительно сократить процессы адаптации службы управления полетом к новому объекту управления.

Отмечается также, что благодаря системе анализа замечаний накоплен и систематизирован большой опыт функционирования службы управления полетами различных пилотируемых космических аппаратов, который может быть использован для проектирования, создания и оценки новых социотехнических систем управления.

РАСЧЕТ ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ СЛУЖЕБНОГО МОДУЛЯ МКС

С.С.Огурцов

(РКК «Энергия» им. С.П.Королева)

В работе рассмотрены вопросы расчета энергопотребления бортовой аппаратуры Служебного Модуля (СМ) Российского Сегмента МКС.

В бортовом контуре управления СМ присутствует большое количество программных компонентов. В связи с этим большую, чем раньше, значимость приобретает обеспечение бесперебойного энергоснабжения бортовой аппаратуры. Для повышения надежности обеспечения энергоснабжения в наземном контуре управления используется математическое моделирование состояния бортовой системы электропитания (СЭП). Важной частью такого моделирования является прогнозирование энергопотребления бортовой аппаратуры.

Опыт эксплуатации математической модели СЭП показал возросшую эффективность работы специалистов, особенно при расчете слож-

ных программ полета, требующих многократного расчета. Однако была выявлена и недостаточная точность расчета параметров СЭП. Предполагаемой причиной является погрешность расчета суммарного тока нагрузки.

Все бортовые устройства можно условно разделить на три группы: дежурные (работающие постоянно), планируемые (включающиеся по командам с Земли или бортовой управляющей аппаратуры) и дополнительные (включающиеся по внутренним циклограммам работы или экипажем).

Анализ особенностей работы перечисленных групп потребителей позволяет заключить, что ошибка расчета суммарного тока нагрузки является главным образом функцией режимов работы именно дополнительных потребителей. В работе приведены результаты анализа этой зависимости. На основании этих результатов можно сделать вывод о целесообразности использования нейросетевых методов при оценке ошибки прогнозирования энергопотребления бортовой аппаратуры.

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА АКТИВНОМ УЧАСТКЕ ТРАЕКТОРИИ

С.В.Беневольский

(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)

Предлагается подход к разработке алгоритмов наведения РН на завершающей части участка выведения в случаях, когда не требуется использование «пунктирного участка». Представлена математическая модель движения, позволяющая строго аналитически вычислять параметры кажущегося движения носителя при классической структуре программы тангажа, обеспечивающей наиболее рациональные по энергетическим затратам траектории полета:

$$\vartheta(t) = \arctg \frac{c_1 - c_2 t}{c_3 - t}.$$

За счет получения точных аналитических зависимостей параметров кажущегося движения в конце участка выведения от параметров программы тангажа, оказывается возможным аналитически вычислять частные производные от действительных кинематических параметров конца АУТ по указанным параметрам программы.

В результате может быть синтезирован алгоритм, обеспечивающий возможность достаточно строго решать задачу выведения КА по энергетически оптимальной траектории непосредственно на борту в процессе терминального наведения. Это позволит не только адаптировать про-

грамму оптимального управления к полету в условиях действия возмущающих факторов, но и существенно упростить процесс подготовки данных на запуск.

Возможна и реализация фрагментов «пунктирного» участка с использованием предлагаемой модели движения, но это потребует рассмотрения большого количества вариантов алгоритма, что неприемлемо для изложения в рамках достаточно короткого доклада.

**ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ
СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ЛОКАЛЬНОГО ОБЗОРА ПЛАНЕТЫ
НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛОКАЛЬНО-
СТАЦИОНАРНЫХ ОРБИТ**

Ю.Н.Разумный, Д.О.Школьников
(*Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана*)

В [1, 2] обосновано существование класса так называемых локально-стационарных орбит (ЛСО) искусственных спутников Земли (ИСЗ), оптимальных по критерию максимума длительности сеансов наблюдения (связи) заданного локального района земной поверхности. Отличительной чертой ЛСО является равенство нулю мгновенной скорости смещения относительно Земли подспутниковой точки ИСЗ в апогее орбиты, размещаемом над заданным районом наблюдения. При этом, в целях полноты выполнения этого условия, целесообразно размещать ИСЗ на прямых орбитах, совмещая их апогей с точкой вертекса или апекса.

В [3] показано, что класс ЛСО имеет бесконечно большое число различных вариантов орбит ИСЗ, а выбор оптимальных орбит в классе ЛСО и фазовой структуры спутниковых систем на этих орбитах является перспективным, практически важным путем баллистической оптимизации спутниковых систем различного назначения и, в первую очередь, систем связи и вещания.

В зависимости от располагаемого количества спутников подобные спутниковые системы могут обеспечивать как периодический, так и непрерывный обзор заданного района Земли. В случае периодического обзора задача оптимизации спутниковой системы формулируется как задача нахождения минимума максимального перерыва в наблюдениях заданного района на множестве возможных орбитальных структур фиксированной численности. Для спутниковых систем непрерывного обзора задача оптимизации состоит в минимизации количества спутников в системе. В обоих случаях предполагается, что заданы характеристики

бортовой аппаратуры наблюдения (связи) спутников, а также обслуживаемый локальный район на поверхности Земли.

ТЕРМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СЕМЕЙСТВА ПОПАДАЮЩИХ ТРАЕКТОРИЙ В ПРОСТРАНСТВЕ ОСКУЛИРУЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТЫ

Б.Х.Давидсон
(ФГУП ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)

Предложен алгоритм терминального управления, основанный на использовании априорно сформированного семейства траекторий, удовлетворяющих заданным граничным условиям (попадающих траекторий). Семейство заполняет область фазового пространства, в которой может оказаться объект в процессе реального движения при действии возмущений. При управлении в реальном времени идентифицируется траектория семейства, проходящая через текущую точку. Решением обратной задачи механики находится управление, обеспечивающее движение вдоль попадающей траектории.

Для выведения на орбиту ИСЗ семейство попадающих траекторий задаётся в плоскости параметров оскулирующей орбиты (высота перигея – высота апогея). Оно представлено в виде суммы аппроксимированной оптимальной траектории, реализующейся без возмущений, и однопараметрического семейства убывающих по абсолютной величине функций оскулирующей высоты перигея, обращающихся в нуль в конечной точке.

Принципиально важным для реализации является то, что оптимальная траектория в плоскости оскулирующих переменных описывается гладкой функцией, имеющей не менее трёх непрерывных производных. Это свойство справедливо, в том числе, для ступенчатых ракет. Для аппроксимации оптимальной траектории может быть эффективно использован полином 4-ой степени.

Величина текущего угла ориентации продольной оси аппарата удовлетворяет нелинейному уравнению. В практически важных частных случаях, для движения в пустоте и для движения в атмосфере с малыми углами атаки, уравнение имеет аналитическое решение. Решение для угла ориентации не зависит от величины тяги и аэродинамических сил. Это означает, что на точность управления не должны влиять отклонения этих сил от номинальных величин.

**ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ПРОИЗВОДСТВА
АКСЕЛЕРОМЕТРОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ БОЛЬШИХ
УСКОРЕНИЙ**

С.Ф. Коновалов

*(Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана),*

А.А. Коновченко

(НИИПМ им. академика Кузнецова В.И.),

Е.Л. Межирицкий

(ФГУП НПЦ АП им. академика Пилюгина И.А.)

Рассматриваются конструкции акселерометров для измерения ускорений в диапазоне до 100g. Показано, что наиболее просто измерение больших ускорений реализуется в поплавковых приборах, однако для этих приборов требуется термостатирование при отрицательных температурах эксплуатации. Проводятся конструктивные схемы газозаполненных акселерометров с упругими подвесами из монокристаллического кремния. Отмечается, что в приборах с плоскими упругими перемычками сложно обеспечить способность измерения больших ускорений из-за наличия некомпенсируемых силовым датчиком угловых смещений маятника. Это связано с неопределенностью положения точки приложения к пластине маятника силы компенсационного датчика из-за наличия неравномерного распределения индукции в зазоре магнитных систем датчика и из-за наличия технологических погрешностей, имеющих место при изготовлении прибора. Показано преимущество пространственных упругих подвесов маятника.

Рассмотрены варианты построения магнитных систем компенсационных датчиков силы для акселерометров с большим диапазоном измеряемых ускорений.

**ВИБРАЦИОННЫЕ ПОГРЕШНОСТИ КРЕМНИЕГО
АКСЕЛЕРОМЕТРА А-15**

В.М. Соловьев, Ю.В. Соловьев

(Раменское приборостроительное конструкторское бюро)

Рассматриваются результаты исследований вибрационной погрешности акселерометра А-15 с кремниевым чувствительным элементом при широкополосной случайной вибрации в диапазоне частот 20-2000 Гц с дисперсией более 50g².

ФНПЦ ОАО РПКБ разработало и серийно выпускает компенсационные акселерометры А-15, А-16, А-17 с чувствительным элементом из монокристаллического кремния и их различные модификации. Все эти акселерометры имеют высокую степень унификации, емкостной датчик угла,

для реализации которого сформированы рабочие зазоры порядка 20мкм, встроенную электронику. При эксплуатации акселерометров в платформенных и бес платформенных системах имеют место резонансы элементов конструкций, в которые установлены акселерометры, которые являются причиной появления вибропогрешности акселерометров.

Проведённые исследования показывают, что при малых рабочих зазорах, необходимых для формирования емкостного датчика угла, при вибрациях определяющим фактором возникновения вибропогрешности является демпфирование в рабочем зазоре. Различие в величинах рабочих зазоров приводит к возникновению в выходном сигнале акселерометра постоянной составляющей, т.е. вибропогрешности. Рассматриваются конструктивные решения уменьшения влияния моментов от сил демпфирования, позволяющее уменьшить величину момента демпфирующей силы и производить регулирование величины вибропогрешности. Такие конструктивные решения позволяют не только снизить величину вибропогрешности, но также защитить акселерометр от влияния высокочастотных вибраций гироскопов.

ВЫСОКОТОЧНЫЙ УНИВЕРСАЛЬНЫЙ АВТОМАТИЧЕСКИЙ ГИРОКОМПАС

*А.Л.Волынец, Л.А.Дудко, В.В.Козлов, А.А.Коновченко, В.Ю.Успенский
(НИИ ПМ им. акад. В.И.Кузнецова)*

Универсальный автоматический гироскоп (АГК) предназначен для автономного определения азимутов направлений в диапазоне углов от 0 до 360 градусов на местности и в закрытых помещениях, а также для обеспечения начальной выставки бортовых инерциальных навигационных систем наземных транспортных средств и летательных аппаратов.

Гироскоп может быть использован также при проектировании и строительстве тоннелей, дорог, каналов, прокладке трасс ЛЭП, нефте- и газопроводов и тому подобное.

АГК относится к аналитическим гироскопам, построенным на базе двухстепенного поплавкового гироскопа (ГБ), измеряющего в режиме электрической пружины проекцию на ось чувствительности горизонтальной составляющей угловой скорости Земли.

Основные особенности АГК: моноблочная герметизированная конструкция; применение ГБ с газодинамическими опорами главной оси и электромагнитным центрированием чувствительного элемента; вертикальная ориентация главной оси гироскопа, соосная с осью разворота блока чувствительных элементов; применение высокоточного

датчика отвесной линии (ДОЛ) с разрешением 0,002 дуговых секунд; многоконтурная система терморегулирования и др.

На конструкцию АГК получен патент РФ «Автоматический гироскоп и способы его регулирования» №2222779, 2004г.

В НИИ ПМ разработан полный комплект документации, изготовлены головные образцы и проведены государственные испытания гироскопа АГК-21.003, входящего в состав автоматизированной геодезической станции САГ-1.

Основные технические характеристики:

<i>Габариты..</i>	<i>(215x215x350)мм;</i>
<i>масса (без укладки)</i>	<i>14,5кг;</i>
<i>среднеквадратичная погрешность</i>	<i>не более, угл. с4,4 за 10 мин</i>
	<i>5,6 за 7 мин; 10,6 за 4 мин; 20,2 за 2 мин;</i>
<i>срок службы</i>	<i>20 лет;</i>
<i>ресурс</i>	<i>30000 ч.</i>

Из приведенных характеристик следует, что имеет место резерв повышения точности, в частности, за счет увеличения времени измерения.

БАЛОЧНЫЙ ВИБРАЦИОННЫЙ ГИРОСКОП ДЛЯ РАБОТЫ В УСЛОВИЯХ УДАРНЫХ НАГРУЗОК

В.В.Барыкин, Р.Н.Быков, В.П.Подчерзцев
***(Московский государственный технический
университет им. Н.Э.Баумана)***

Вопросы применения гироскопических приборов в условиях больших динамических нагрузок чрезвычайно актуальны. Основные области использования это: производственная робототехника, где ударные воздействия являются основной технологической операцией, высокодинамичные объекты гражданской и военной техники. Основным требованием, помимо точностного, предъявляемым к гироскопу, работающему в этих условиях, является обеспечение его работоспособности в условиях ударных воздействий, для которых наиболее приемлемой конструкцией может являться стержневой гироскоп. Развязка от основания систем возбуждения колебаний и съема информации позволяет существенно снизить влияние вибраций, ускорения, изменения температуры окружающей среды и, тем самым, повысить эксплуатационные характеристики прибора.

Гироскоп состоит из треугольной балки с приклеенными на ней пьезоэлементами. Балка с пьезоэлементами закрепляется в упругом подвесе, состоящем из двух осесимметричных мембран, обеспечивающих подвес типа «свободная балка». Для ограничения относительного

осевого перемещения стержня в корпусе размещён амортизатор – элемент, воспринимающий на себя инерционную нагрузку.

В докладе представлена физическая модель гироскопа, уравнения движения, рассмотрены различные варианты возбуждения и съёма информации, проанализированы их особенности и выработаны рекомендации по их применению в конструкции гироскопа.

ГАЗОВОЕ ДЕМПФИРОВАНИЕ В МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ПРИБОРАХ

Е.В.Шевцова

(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)

Рассматривается расчет аэродинамических сил в микромеханических приборах с учетом вязкости и сжимаемости газа на основе системы уравнений Навье-Стокса. Работа плоского демпфера моделируется движением плоских параллельных пластин: нижняя пластина (стенка) неподвижна, а верхняя движется с постоянной скоростью. Учитывая, что расстояние между стенками мало, газ вязкий и сжимаемый, числа Рейнольдса велики, движение газа в приборе рассматривается как набегающее на неподвижную стенку с постоянной скоростью, равной скорости движения верхней пластины. Основным газодинамический процесс происходит в тонком слое вблизи неподвижной стенки. Решается система уравнений Навье-Стокса для сжимаемого пограничного слоя с учетом распределения температуры. Рассматривается двумерный случай без учета нестационарности движения и внешних массовых сил. Решение получено в виде ряда. Проводится анализ влияния сжимаемости газа на основные аэродинамические параметры микромеханических приборов.

ОСЦИЛЛЯТОРНЫЙ ВИБРАЦИОННЫЙ ДАТЧИК УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ТИПА L-L

А.В.Кулешов, А.Г.Сидоров, В.В.Фатеев

(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)

В настоящее время микромеханические гироскопы получили широкое применение в различных областях науки и техники. Чувствительные элементы таких гироскопов изготавливаются различными методами травления кремния, что позволяет создавать малогабаритные и дешевые микромеханические приборы.

В докладе рассматривается схема осцилляторного вибрационного датчика угловой скорости, в котором колебания чувствительного элемента, как вызванные возбуждением, так и возникающие под действием Кориолисовых сил, носят поступательный характер и происходят вдоль в плоскости чувствительного элемента. Рассматривается конструктивная схема прибора, обладающая рядом особенностей, такими как: пьезоэлектрический привод и специальная конструкция емкостного датчика, обеспечивающая работоспособность при фазовом методе съема информации. Представлена математическая модель гироскопа. Проведено исследование поведения гироскопа в различных условиях эксплуатации.

Для проведения испытаний вибрационного гироскопа был разработан управляемый от персонального компьютера малогабаритный поворотный стенд с бесконтактным приводом, трансформаторным токоподводом для передачи питающего напряжения и оптической системой передачи выходной информации. В докладе представлена конструктивная схема стенда и рассмотрены основные алгоритмы его управления.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА И НАДЕЖНОСТИ МАЛОГАБАРИТНЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

А.Р.Бахратов

(Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана)

Актуальная задача автономного и с высокой точностью управления параметрами движения ЛА решается с помощью систем из высокоточных приборов, в состав которых входят акселерометры.

На кафедре ИУ2 МГТУ им. Н.Э.Баумана разработана и реализована в опытных и мелкосерийных объемах гамма малогабаритных маятниковых компенсационных акселерометров с кремниевым подвесом. Качество и эксплуатационная надежность таких приборов в значительной мере определяются совершенством принятой технологии изготовления определяющих деталей, сборки основных узлов и окончательной сборки прибора.

На основе анализа синтезированных альтернативных технологических решений и требований КД составляется матрица коэффициентов, которая позволяет выбрать наилучший вариант концептуальной технологии изготовления акселерометра. Далее путем анализа от прибора к узлу и детали выявляются технологические особенности и аналогичным способом синтезируются частные технологические процессы.

Повышение качества и эксплуатационной надежности малогабаритных акселерометров, изготавливаемых по сложной многоуровневой технологии, достигается путем использования прогрессивных методов обработки с оптимизацией режимов по результатам контроля физических параметров (состояние поверхностного слоя, напряжения, магнитная проницаемость, величина индукции и т.п.).

Дефекты, связанные с нарушением поверхностной структуры ответственных деталей, а также качества соединений микропайкой, склеиванием, микросваркой и т.п. не всегда можно обнаружить визуально или с помощью микроскопа. Возможное решение этой проблемы – возбуждение с помощью коротких импульсов излучения лазера термоупругой деформации структуры, регистрация отклика посредством пьезопреобразователей и последующий анализ представительных параметров с целью выработки технологического решения.

Исследования позволяют оптимизировать режимы обработки деталей и сборки определяющих узлов, обеспечить технологическое повышение качества и эксплуатационной надежности малогабаритных маятниковых акселерометров с кремниевым подвесом.

ПОСТРОЕНИЕ ИНС С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АВТОНОМНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕКУЩИХ УХОДОВ ГСП

М.А.Шаврина

(ФГУП ННЦ АП им. академика Н.А.Пилюгина)

Исследуется возможность автономного определения текущих уходов ГСП на базе так называемой системы определения уходов (СОУ) и принципы построения ИНС с её использованием. Исследования проводятся при помощи математического моделирования с целью определения возможности использования данного эффекта на практике.

Использование эффекта автономного определения дрейфа гироскопа даёт возможность снизить требования к ЧЭ ГС по точности и технологии изготовления. При этом требуемая точность определения навигационных параметров может быть достигнута за счёт компенсации текущего дрейфа ГСП.

По результатам моделирования делается вывод о новом принципе построения ИНС среднего класса точности, преимуществами которой является уменьшение габаритно-массовых характеристик и стоимости.

Основное внимание уделяется возможности идентификации сигнала с приемлемой точностью и методам борьбы с помехами. Расчёт

производится для одноосного гиросtabilизатора, при определённой комбинации параметров которого можно добиться требуемого результата. Приводятся основные структурные схемы построения СОУ и ИНС. Указывается на возможность комплексирования ИНС с GPS с целью повышения точности определения навигационных параметров. Описывается методика обработки информации и алгоритм определения параметров.

На основе сравнения двух вариантов построения ИНС (традиционной схемы и схемы с использованием СОУ) делается вывод о целесообразности применения рассматриваемого алгоритма идентификации параметров и схемы интегрирования ИНС+СОУ+GPS в новейших разработках систем навигации. Отмечается, что данный метод построения системы навигации позволяет сократить время предстартовой подготовки за счёт автономной калибровки непосредственно во время движения, а также повысить точность управления ГСП за счёт компенсации текущего дрейфа.

Указывается на возможные способы усовершенствования предлагаемого алгоритма и на предполагаемые дальнейшие разработки, направленные на улучшение характеристик системы.

ПОЗИЦИОННЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ УГЛА С ПООЧЕРЕДНОЙ ЗАПИТКОЙ ГРУБОГО И ТОЧНОГО ОТСЧЕТОВ ДАТЧИКА УГЛА

*В.И.Белов, А.С.Игнатъев, А.К.Смирнов
(ФГУП НПП АП им. академика Н.А.Пилюгина)*

В докладе рассматриваются результаты разработки позиционного преобразователя угла с погрешностью 10 угл.с на основе совмещенного датчика с поочередной запиткой грубого и точного отсчетов. Приведена структура преобразователя, не требующего коммутации выходных сигналов грубого и точного отсчетов датчика, и принципиальная схема преобразователя выходной информации датчика с использованием двухканального активного RC-фильтра. Рассмотрен алгоритм формирования позиционного кода угла, не требующий совмещения нулевых положений грубого и точного отсчетов (взаимная юстировка) при изготовлении датчика. Приведены ограничения на допускаемые погрешности преобразования при реализации алгоритма согласования.

**СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПРИРАЩЕНИЯ КАЖУЩЕЙСЯ
СКОРОСТИ НА ОСНОВЕ СТРУННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ**

*Р.В.Азбель, Ю.В.Воронин, Л.А.Дудко,
В.Г.Ковалевский, В.Ю.Успенский*

(НИИ Прикладной механики имени академика В.И.Кузнецова)

Система измерения приращения скорости (СИПС) разработана и прошла полный цикл отработочных испытаний в Научно-исследовательском институте прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова. Система предназначена для измерения приращения кажущейся скорости космического аппарата (КА) по одной измерительной оси на участке орбитального полета. Система используется на нескольких типах КА: «Ресурс-ДК» и др.

Величина ускорения измеряется одновременно тремя струнными акселерометрами -измерительные каналы троированы. Каждый акселерометр имеет по две струны с дифференциальным включением и преобразует ускорение в разностную частоту.

При начальной калибровке системы измеряются и запоминаются начальные разности частот струн. Затем начинается интегрирование разностных частот за вычетом запомненной разности. Функционально СИПС состоит из трех струнных акселерометров, шести формирователей частотных сигналов, трех специализированных вычислительных устройств, вычислителя-формирователя телеметрической информации, устройства сопряжения и вторичного, многоканального источника питания. Каждый из четырех вычислительных устройств работает асинхронно на собственной частоте.

Технические характеристики:

Диапазон измерения приращения скорости не менее - 600 м/с.

Точность определения скорости - 0,015 %.

Время непрерывной работы - 2 ч.

Потребляемая мощность не более - 12 Вт.

Вес системы не более - 6,5 кг.

В настоящее время изготовлены четыре образца СИПС. Результаты испытаний доказывают уверенное получение заданных точностей. Система прошла полный цикл квалификации в соответствии с техническим заданием. Результаты испытаний показали, что аппаратная часть позволяет использовать систему для различных применений при изменении программно-математического обеспечения и проведения квалификационных испытаний, в том числе, и как часть бесплатформенной инерциальной навигационной системы.