

Секция 13

Космическая навигация и робототехника**ИСТОРИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПУСКОВ ПЕРВЫХ РН КОНСТРУКЦИИ****С.П. КОРОЛЕВА***Л.Н. Лысенко (МГТУ им. Н.Э.Баумана)**sec13@bmstu.ru*

Рассмотрение исторических аспектов решения любой научно-технической задачи, хотя и является элементом достаточно строгой науки «Истории техники», в своем подавляющем большинстве, сопряжено с субъективизмом, привносимым в анализ его автором. Данное обстоятельство представляется вполне очевидным, если учесть, что исходными источниками информации при этом служат весьма неполные, а зачастую и недоступные до настоящего времени архивные материалы и дополняющие их мемуары свидетелей соответствующих событий или явлений. Последние, даже при стремлении к абсолютной достоверности оценки того, что им довелось пережить, не могут быть до конца объективными, по определению. События, воспроизводимые ими, всегда «пропущены» через собственное восприятие, а в силу прошедшего многих десятков лет с момента их свершения, всегда представляются в несколько ином свете, нежели чем в том, в котором они происходили.

Если говорить об истории создания и практического использования баллистического обеспечения пусков ракет конструкции С.П.Королева, начиная с Р-1 и завершая рассмотрение вопросами баллистического обеспечения пуска легендарной «семерки», осуществившей выведение в космос первого корабля с Ю.А.Гагариным на борту, то безусловно, наиболее полным и достоверным следует считать многотомник мемуаров ныне здравствующего ближайшего сподвижника С.П.Королева, выдающегося пионера ракетной техники вообще и космонавтики, в частности, академика РАН Б.Е.Чертока.

Следует учесть, однако, что вопросы баллистического обеспечения пусков первых ракет, хотя и нашли отражение в этом фундаментальном труде, представляющем собой широкую палитру исторических событий, связанных с созданием ракетной техники, они не получили, по понятным причинам, специального обсуждения.

В этом смысле представляется интересным реконструировать их с использованием доступных архивных и научно-технических литературных источников и воспоминаний других авторов, принимавших участие в создании и практическом применении баллистического обеспечения пусков ракет первых отечественных боевых ракетных комплексов и ракет-носителей космических аппаратов.

**ГЕНИАЛЬНОСТЬ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ПРЕДВИДЕНИЙ
С.П. КОРОЛЕВА: СОРОК ЛЕТ ЭФФЕКТИВНОЙ
ЭКСПЛУАТАЦИИ ТК «СОЮЗ»**

Н.М. Иванов (ЦНИИМаи)

В докладе рассказывается об особенностях проектирования, создания, отработки и многолетней успешной эксплуатации пилотируемого космического корабля (КК) «Союз», о тех основополагающих, можно теперь утверждать единственных решениях, которые были найдены и реализованы в ходе разработки этого КК и которые предопределили ему долгую жизнь, конца которой, по крайней мере, в ближайшие годы не видно, так как по всей совокупности достоинств ему нет не только лучшей, но и просто альтернативной замены.

Начало проектной разработки транспортного КК «Союз» приходится на первую половину 60-х годов прошлого столетия; в 1968 г. он был введен в штатную эксплуатацию и почти 40 лет (!) является самым надежным пилотируемым космическим кораблем. Такая, подтвержденная жизнью, уникальность КК «Союз» (включая его долголетие) не является случайным событием. Этот факт, лучше всяких слов, еще раз подтверждает гениальность главного конструктора С.П. Королева и возглавляемого им коллектива ОКБ-1, которые создали этот корабль.

В докладе последовательно рассказывается о всех основных достоинствах КК «Союз», которые предопределили его высочайшую надежность и конкурентоспособность. Приводятся материалы сравнения КК «Союз» с другими созданными и предлагаемыми к разработке пилотируемыми КК.

**РЕТРОСПЕКТИВНЫЙ АНАЛИЗ РАЗВИТИЯ МЕТОДОВ
УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ
ОТ ЗАПУСКОВ ПЕРВЫХ ИСЗ ДО НАШИХ ДНЕЙ**

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

Развитие методов управления полетом пилотируемых космических аппаратов (ПКА), начиная с корабля «Восток» по настоящее время, определялось последовательным возрастанием сложности задач, решаемых ПКА, и соответ-

ственно, усложнением программ их полета и самих ПКА как объектов управления. Кроме того, оно мотивировалось необходимостью совершенствования этих методов, направленного на повышение эффективности управления полетом, и подкреплялось опытом, приобретенным в ходе эксплуатации ПКА. Существенное влияние на этот процесс оказывали так же ограничения, связанные с уровнем развития технических средств, необходимых для управления полетом.

В докладе определены основные показатели, характеризующие сложность управления полетом ПКА и обозначены ступени их эволюции. Рассмотрены последовательность и содержание этапов развития методов и средств управления полетом, освещены его особенности, связанные с повышением эффективности управления и достижением высокой надежности выполнения задач полета и безопасности экипажей ПКА. Освещены тенденции дальнейшего развития методов и средств управления полетом ПКА:

- обеспечение возможности полностью автономного управления полетом ПКА со стороны экипажа и бортовой автоматики;
- повышение эффективности функционирования человеческого компонента системы управления полетом ПКА;
- повышение управляемости и наблюдаемости параметров состояния ПКА;
- повышение надежности выполнения системой управления полетом ее назначения в любых ситуациях, включая возникновение аномалий в ее структуре и в ее функционировании.

Показаны пути реализации перечисленных выше тенденций.

**СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ РАЗРАБОТКИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПУСКОВ БРД И РН КА НА ОСНОВЕ
УНИФИКАЦИИ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНО-
МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

*С.В. Беневольский
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Одной из важных проблем при решении прикладных задач баллистики РН является унификация математических схем, используемых при моделировании движения, таким образом, чтобы была предусмотрена возможность их оперативной адаптации для обеспечения запусков различных классов и комплектаций ракет-носителей. Данное обстоятельство определяет актуальность проблемы разработки СПМО для решения задач баллистического обеспечения запусков РН, основанного на использовании унифицированных математических моделей движения (УММД). Под унификацией здесь понимается сборка

СПМО из нескольких видов стандартных фрагментов УММД в соответствии с конструктивными особенностями и индивидуальной для каждого комплекса циклограммой.

Обосновывается методология разработки УММД и проведения на их основе баллистических исследований способов применения различных типов РН, включая синтез методов терминального наведения РН КА, работоспособных в плотных слоях атмосферы. Предлагается методика выбора программ управления на активном участке с применением УММД, обеспечивающая возможность реализации её как на этапе планирования запусков, так и в СУ РН.

Обосновываются возможности повышения надежности СПМО подготовки данных на запуски РН, сокращения сроков и уменьшения затрат на его разработку за счёт унификации основных программных модулей для различных РН и различных типов полезной нагрузки.

ОБЗОР МЕТОДОВ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ ПО ХАРАКТЕРИСТИКАМ ЗЕМЛЕОБОЗОРА

Ю.Н. Разумный
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Целевые задачи подавляющего большинства существующих и перспективных спутниковых систем (СС) могут быть в абстрактной постановке интерпретированы в виде задачи обзора районов земной поверхности. В этой связи развитие методов баллистического проектирования СС по характеристикам землеобзора является одним из важнейших направлений совершенствования методов оптимизации спутниковых систем в целом.

Объединение СС по типу осуществляемого землеобзора (непрерывного или периодического), по типу используемых орбит (круговых или эллиптических), а также по размерам и расположению района обслуживания на поверхности Земли (зональный, глобальный и локальный обзор) позволяет сгруппировать основные существующие и перспективные СС непосредственно по целевому признаку: СС непрерывного зонального и глобального обзора на круговых орбитах (связь, навигация и др.), СС периодического зонального и глобального обзора на круговых орбитах (экологический мониторинг земной поверхности, метеорология, разведка полезных ископаемых и др.), СС непрерывного локального обзора на эллиптических орбитах (связь и вещание) и др.

Оптимизация СС по характеристикам землеобзора в рамках выделенных групп СС позволяет получить важный для практики баллистического проектирования методический аппарат выбора предпочтительных вариантов орби-

тальных структур, направленный на улучшение основных целевых показателей СС.

Дается обзор основных существующих методов баллистического проектирования СС для различных групп СС, отличающихся типом землеобзора различных по размерам и расположению районов Земли, а также типом используемых орбит.

АЭРОТЕРМОБАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА КОРАБЛЯ ВОЗВРАЩЕНИЯ НА ЗЕМЛЮ МАРСИАНСКОЙ ПИЛОТИРУЕМОЙ ЭКСПЕДИЦИИ

Н.М. Иванов, М.Н. Казаков, В.Е. Миненко, В.Г. Соболевский (ЦНИИ-Маш, МГТУ им. Н.Э.Баумана)

За последние годы вновь получило развитие одно из важнейших направлений пилотируемой Космонавтики – направление межпланетных марсианских экспедиций с возвращением на Землю.

В докладе представлены основные положения разработанной методологии аэротермобаллистического формирования перспективных спускаемых космических аппаратов. Использование указанной методологии позволяет сформировать взаимосогласованные базовые проектно-геометрические, баллистико-навигационные и аэротермобаллистические параметры корабля возвращения на Землю (КВЗ), достоверность и реализуемость которых затем проверяется в процессе баллистического моделирования движения аппарата на всех участках полета в атмосфере.

Исследованы три корабля возвращения различных геометрических конфигураций – один КВЗ затупленной сигментально-конической конфигурации и два КВЗ заостренной конфигурации.

Сравнительный аэротермобаллистический анализ рассмотренных кораблей возвращения различных геометрических конфигураций проведен в рамках решения задачи траекторной тепловесовой оптимизации (минимизации массы теплозащиты в критической точке наветренной поверхности аппарата) при полете КВЗ на заданную продольную дальность из диапазона 3000...5000 км.

По результатам проведенного сравнительного аэротермобаллистического анализа космических кораблей возвращения различных геометрических конфигураций сделаны следующие выводы:

1) обеспечение безопасного для экипажа КВЗ перегрузочного режима (в процессе торможения аппарата в атмосфере) и решение задачи посадки корабля в заданном районе Земли возможно в узком диапазоне гиперболических скоростей входа;

2) космический корабль возвращения затупленной сигментально-конической конфигурации, отличный по геометрическим пропорциям от СА КК «Союз», является конкурентоспособным в сравнении с двумя другими рассмотренными КВЗ заостренной конфигурации.

**ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ
ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИКИ МИНОМЕТНОГО
РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ**

*Г.Г. Мордвинцев, Б.Г. Белошенко
(ЦНИИМаш, МИТ)*

В докладе рассмотрены основные подходы, используемые при проведении расчетов и экспериментов по определению газодинамических характеристик минометного разделения ступеней ракет. В их основе лежит разбиение всего процесса разделения на отдельные этапы: наддув межступенного отсека газом порохового аккумулятора давления (ПАДа), взаимное движение ступеней с последующей раскупоркой отсека и запуск двигателя активной ступени. Для каждого из выделенных этапов, в зависимости от определяющих параметров, выбираются наиболее эффективные экспериментальные методики и теоретические модели.

Представлены некоторые результаты из полученных для каждого из этапов разделения. В частности, дано физическое обоснование обнаруженному эффекту знакопеременного нагружения насадков сложенного сопла перепадом давления при включении ПАД. Приведен критерий моделирования раскупорки межступенного отсека с использованием холодной смеси газов. Представлены результаты численного моделирования запуска двигателя уходящей ступени с учетом набегающего потока и взаимного движения ступеней.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект №05-08-18034).

**КОНЦЕПЦИЯ МНОЖЕСТВ ПСЕВДОИМПУЛЬСОВ ДЛЯ
ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*Ю.П. Улыбышев
(РКК «Энергия» им. С.П. Королева)*

Представлены новые численные методы оптимизации траекторий космических аппаратов (КА) с конечной тягой. Методы используют дискретизацию траектории на малые сегменты, в которых допускается проведение маневров, и введение для всех сегментов множеств псевдоимпульсов, определяющих пространства возможных направлений вектора тяги. Концепция множеств псевдоимпульсов основывается на дискретном представлении этого пространства с ограничением для сумм характеристических скоростей псевдоимпульсов для

каждого сегмента. При этом минимальной сумме будут соответствовать псевдоимпульсы близкие к оптимальному решению. Терминальные условия представляются в форме линейного матричного уравнения для функций влияния и задача может быть представлена в форме классического линейного программирования. Близость решений к оптимальным зависит от уровня дискретизации самой траектории и множеств псевдоимпульсов. Для практических проблем это приводит к задачам линейного программирования высокой размерности (десятки-сотни тысяч неизвестных). В современном линейном программировании в настоящее время разработаны алгоритмы внутренней точки, которые позволяют эффективно решать задачи подобной размерности. Полученные решения линейного программирования требуют специальной обработки, заключающейся в объединении последовательностей смежных сегментов с ненулевыми псевдоимпульсами в соответствующие маневры. В отличие от большинства традиционных методов, число маневров на траектории не ограничивается и не фиксируется, а определяется автоматически в результате обработки решения задачи линейного программирования. Качественный анализ обработанных решений показывает, что они согласуются с теорией базис-вектора Лоудена. Если функции влияния для переходной орбиты или траектории заранее неизвестны, то решение может быть получено итеративным способом в виде последовательности задач линейного программирования с уточнением функций влияния.

Указанные методы использовались для оптимизации орбитальных маневров с малой тягой – долговременное поддержание высокоэллиптических орбит типа «Молния», многовитковый перелет КА с геопереходной на геостационарную орбиту и некомпланарный межорбитальный перелет общего вида [1]. Рассматриваются траектории сближения в окрестности круговых орбит с использованием многорежимных двигательных установок и наличием ограничений на отдельных участках траектории. Описываются возможности по использованию этих методов для оптимизации траекторий выведения ракет-носителей. Предложенные методы позволяют учитывать требования связанные с особенностями двигательных установок КА, ориентацией вектора тяги, операционными ограничениями по выполнению маневров и краевые условия во внутренних точках траектории.

1. *Ulybyshev Y.* Continuous thrust orbit transfer optimization using large-scale linear programming // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2007. V.30. No.1.

**ПОСТРОЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ГРУППЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ
ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ**

С.С. Огурцов

(РКК «Энергия» им. С.П. Королева)

Для надежного обеспечения работы бортовых потребителей система электропитания (СЭП), состоящая из подсистемы генерирования (солнечных батарей, СБ) и подсистемы хранения (аккумуляторных батарей, АБ) должна обеспечивать запасы по располагаемой электроэнергии и располагаемой мощности.

При оценке энергообеспеченности заданных суток полета используется прогнозирование состояния СЭП с помощью комплексной математической модели системы.

Существенное значение при прогнозировании состояния СЭП имеет оценка тока, потребляемого бортовой нагрузкой.

Дополнительные сложности возникают при оценке выполнимости энергодефицитного режима на границе заданных суток. Режим, начинающийся в конце заданных суток, может не оканчиваться на интервале расчета, а продолжаться (сопровождаясь дальнейшим разрядом АБ) в начале следующих суток. При этом на интервале расчета формально могут удовлетворяться требования по запасам располагаемой энергии и мощности.

Для обеспечения более точного прогнозирования тока бортовой нагрузки создана база данных профилей энергопотребления типовых энергодефицитных режимов. Для каждого режима в БД хранится три вида профилей: минимальный, максимальный и средний. Для использования профилей энергопотребления режимов в математическую модель тока нагрузки добавлен доступ к БД профилей энергопотребления и переработан интерфейс пользователя.

Для принятия решения о выполнимости программы полета предлагается включить в методику оценки проверку на восполнение заряда АБ. О восполнении заряда можно судить по изменению минимального значения суммарного заряда АБ за виток. При отсутствии восполнения заряда АБ принимается решение о невыполнимости программы полета и требуется увеличить интервал расчета так, чтобы заряд АБ на этом интервале был восполнен. Тогда может быть принято решение о выполнимости программы полета. Такая методика может быть реализована в составе комплексной математической модели СЭП.

Создание БД типовых профилей энергопотребления бортовой нагрузки в типовых режимах и включение алгоритма оценки энергообеспеченности в состав комплексной математической модели СЭП позволяет выполнять досто-

верную оценку энергообеспеченности заданных суток полета, используя при этом практически только данные программы полета.

ОШИБКИ ОРИЕНТИРОВАНИЯ ЗЕРКАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ РАДИОТЕЛЕСКОПА

*Ю.Г. Егоров С.В. Смирнов
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Ориентирование зеркальной системы (ЗС) радиотелескопа в процессе наблюдений может осуществляться с использованием информации с датчиков углов (ДУ) по осям подвижной системы радиотелескопа и от опорных геодезических направлений.

В процессе разворотов ПС радиотелескопа в заданное положение по азимуту и углу места возникают ошибки ориентирования ЗС обусловленные: ошибками определения азимута, соответствующего начальному отсчету ДУ по вертикальной оси ПС радиотелескопа; ошибками ПС радиотелескопа и динамическими ошибками.

Разработана аналитическая модель ошибок ориентирования ЗС радиотелескопа по азимуту и углу места в функции от углов разворота ПС радиотелескопа, ошибок определения азимута начального отсчета ДУ по вертикальной оси и инструментальных ошибок подвижной системы радиотелескопа. Модель представлена в векторно-матричном виде и включает 19 основных параметров и переменных.

Полученные аналитические выражения позволили провести исследования ошибок ориентирования зеркальной системы радиотелескопа по углу места и азимуту во всем диапазоне разворотов ПС, и получить численные значения оценок данных ошибок при заданном уровне составляющих инструментальных погрешностей ПС радиотелескопа и ошибок определения азимута начального отсчета ДУ по вертикальной оси.

КОНСТРУКЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ ЗЕРКАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ РАДИОТЕЛЕСКОПА

*Ю.Н. Артеменко (АКЦ ФИАН),
Ю.Г. Егоров, А.А. Паршиков, С.В. Смирнов,
(МГТУ им. Н.Э.Баумана),
А.В. Науменко
(НПЦ АП им. ак.Н.А.Пилюгина)*

Рассмотрена конструктивная схема, приборный состав, требования и основные характеристики инерциальной системы ориентации (ИСО) радиотелескопа.

Показано, что для достижения высокой точности ориентации зеркальной системы радиотелескопа с выработкой параметров ориентации в реальном масштабе времени целесообразно использовать ИСО на базе трехосного гиросtabilизатора. Кинематическая схема такой ИСО обеспечивает измерение положения зеркальной системы радиотелескопа по углу места и азимуту непосредственно с датчиков углов по осям карданового подвеса гиросtabilизатора.

Проведен анализ требований к характеристикам ИСО и её чувствительным элементам. Получены численные оценки точностных характеристик ИСО в различных режимах функционирования.

Определён приборный состав ИСО зеркальной системы радиотелескопа и исследованы методы её начальной выставки и коррекции по внешней и внутренней автономной информации.

ПОВЫШЕНИЕ ВИБРОУСТОЙЧИВОСТИ АКСЕЛЕРОМЕТРА А-17 ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ КОМПЕНСАЦИОННОЙ ЦЕПИ

*Ю.В. Соловьев, В.М. Соловьев, А.В. Соловьев
(МГТУ им. Н.Э.Баумана, ОАО РПКБ)*

В работе рассматривается метод определения величины вибрационной погрешности компенсационного акселерометра (на примере акселерометра А-17) в процессе его работы.

Наибольшее влияние на погрешность акселерометра при вибрации оказывают резонансы маятника. С помощью компьютерного моделирования определён характер перемещений элементов конструкции маятника акселерометра при резонансах. Показано, что при этих перемещениях возникает постоянная составляющая в выходном сигнале датчика угла, которая и является вибрационной погрешностью.

Сформированный дополнительный канал измерения постоянной составляющей сигнала датчика угла позволяет выделить величину вибрационной погрешности и использовать её либо в контуре обратной связи акселерометра, либо автономно.

Результаты экспериментальных исследований при вибрационных воздействиях показали практическую возможность определения величины вибрационной погрешности в эксплуатационных условиях.

ТЕРМОКАМЕРА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

*Д.В. Майоров, Б.С. Коновалов
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Рассматривается конструкция и методы проектирования миниатюрной термокамеры (объем до 1 литра), предназначенной для установки на наклонно-

поворотные столы и стенды угловой скорости, используемые при испытаниях навигационных акселерометров и датчиков угловой скорости. Термокамера использует в качестве хладагента жидкий азот и обеспечивает регулировку температуры в диапазоне $-60^{\circ}\text{C} \dots +90^{\circ}\text{C}$ с шагом $0,1^{\circ}\text{C}$. Амплитуда колебаний температуры внутри камеры не превышает $0,05^{\circ}\text{C}$. Время выхода термокамеры на заданную температуру 30 минут.

В докладе анализируются: методы формирования охлаждающего газового потока, минимизирующие расход жидкого азота, динамика системы термостатирования с точки зрения обеспечения минимальных времени выхода на режим и амплитуды колебаний температуры в термокамере. Приводятся данные экспериментальных исследований.

КОМПЛЕКС АППАРАТУРЫ ДЛЯ АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

А.В. Быковский
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

В докладе рассмотрены вопросы построения аэрогравиметрических систем, определяющих гравитационные аномалии поля силы тяжести Земли с борта самолета. Гравиметрические измерения наряду с другими видами измерений (магнитометрическими, спектрометрическими и др.) широко используются при поиске полезных ископаемых.

В состав аэрогравиметрических систем входят высокоточные относительные гравиметры, устанавливаемые на гиросtabilизируемую платформу, приемники спутниковой навигации, блоки сбора и обработки данных.

Основными задачами при разработке комплекса аппаратуры для аэрогравиметрических измерений являются:

- создание аэрогравиметра с высоким разрешением (0.05 mGal) и долговременной стабильностью;
- обеспечение гиropлатформой высокой точности стабилизации измерительной оси аэрогравиметра вдоль местной вертикали (погрешность $\sigma < 20$ угл.сек) в течение 5- 6 часов полета;
- обеспечение высокоточной синхронизации показаний аэрогравиметра и спутниковой навигационной системы.

Аэрогравиметрические комплексы, разработанные в МГТУ им.Баумана (каф. ИУ-2), используются с 1999 г. в России и за рубежом (Бразилия) при промышленном поиске месторождений углеводородов и алмазов. В зависимости от типа носителя (вертолет или самолет), суммарная погрешность в определении гравитационных аномалий не превышает $0.5 - 0.7 \text{ mGal}$.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ НА БАЗЕ КРЕМНИЯ

*С.Ф. Коновалов (МГТУ им. Н.Э.Баумана),
А.А. Коновченко (ЦИНКИ, НИИ ПМ им. акад. В.И. Кузнецова, Москва),
Курносов В.И.*

Рассматриваются конструкции газозаполненных компенсационных акселерометров типа «Si-flex». В приборах использованы кремниевые маятники с различными упругими подвесами:

- с четырьмя упругими перемычками, расположение которых исключает возможность потери устойчивости подвеса при произвольной ориентации нагружающей силы,
- с двумя упругими перемычками, ориентированными под углом 90^0 ,
- с двумя параллельными упругими перемычками,
- с крестовидными растяжками,
- с упругим подвесом, обеспечивающим маятнику шесть степеней свободы, что, благодаря использованию упоров гарантирует ударопрочность акселерометра при сверхбольших ударах.

Показано, каким образом можно изолировать упругий подвес от температурных деформаций установочного кольца маятника, вызванных различием температурных коэффициентов расширения кремния и контактирующих с ним металлических деталей.

Демонстрируются образцы маятников с указанными упругими перемычками. Поясняются технологические особенности изготовления упругих подвесов. Приводятся характеристики приборов, использующих рассматриваемые кремниевые маятники.

**ИСПЫТАНИЯ МИНС КОМПАНАВ НА САМОЛЕТЕ ЯК-18Т.
ИСПЫТАНИЕ КУРСОВЕРТИКАЛИ НА MEMS ДАТЧИКАХ НА
ВЕРТОЛЕТЕ МИ-8**

*Ю.А. Лантев
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)*

Испытуемая курсовертикаль была построена на базе малогабаритной инерциальной системы КомпаНав-2 разработки российской компании ООО «ТеКнол». Чувствительные элементы данной системы выполнены по MEMS технологии. Целью данных испытаний являлось определение точностных и динамических характеристик курсовертикали при различных режимах полета. Испытания проходили на базе ЛИИ им. Громова с привлечением специалистов данного института. Для испытаний был выбран вертолет типа МИ-8, в качестве эталонной системы использовалась высокоточная навигационная система И42-1С, установленная параллельно с испытуемой курсовертикалью.

**ДИНАМИЧЕСКИЙ ПОГЛОТИТЕЛЬ КОЛЕБАНИЙ С АКТИВНОЙ
ОБРАТНОЙ СВЯЗЬЮ**

С.А. Черников
(МГТУ им. Н.Э.Баумана)

Известно, что динамические виброгасители являются одними из наиболее эффективных виброзащитных средств, способных подавлять вынужденные колебания механических систем с ярко выраженными резонансными свойствами. Однако эффективность гасителя зависит от отношения масс (моментов инерции) гасителя и объекта демпфирования. При малой массе гасителя полоса гашения колебаний оказывается весьма узкой. Кроме того, появляется опасность возникновения резонанса на собственных частотах системы, связанная с блужданием частоты внешнего воздействия в непосредственной близости от частоты настройки демпфера под действием факторов случайного характера.

Устранение указанного недостатка и улучшение динамических характеристик инерционно-демпфируемой системы (расширение полосы демпфирования, уменьшение максимума амплитудно-частотной характеристики (АЧХ)) достигается введением дополнительно к пассивной активной обратной связи по относительному перемещению, позиционному и скоростному (по углу и угловой скорости закручивания), упруго соединенных инерционных масс. Получены условия оптимальной настройки демпфера по критерию $\min \max$ АЧХ системы. Сформулированы требования к амплитудно-фазовой характеристике разомкнутой цепи, обеспечивающие подавление колебаний в заданном диапазоне частот, по крайней мере, в "п" раз.

На примере гироскопической системы с динамическим гасителем колебаний приведена сравнительная оценка эффективности гасителя с активной связью и пассивного.