Ракетно-космическая Корпорация «Энергия»
имени С. П. Королёва

ТЕЗИСЫ ДОКЛАДОВ

XXI НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ И СПЕЦИАЛИСТОВ

30 октября — 3 ноября 2017 года

Том 2

г. Королёв
2017

В Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королева с целью повышения творческой активности молодых работников и привлечения их к научно-исследовательской деятельности с 30 октября по 3 ноября 2017 г. проводится XXI научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов, посвящённая 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника. Председатель оргкомитета конференции — генеральный конструктор — первый заместитель генерального директора РКК «Энергия», академик РАН Е.А. Микрин.

Проводимые РКК «Энергия» конференции по существу стали молодежными научно-техническими конференциями ракетно-космической отрасли. С каждым годом увеличивается число участников, расширяется представительство и география организаций.

В этом году на участие в XXI конференции подали заявки более 500 молодых ученых и специалистов из 86 российских предприятий ракетно-космической отрасли и высших учебных заведений. Представлены 386 тезисов докладов, в том числе 179 от РКК «Энергия» и ЗАО «ЗЭМ» РКК Энергия.

Всё это демонстрирует возрастающий интерес молодёжи к научно-исследовательской работе.

Работы большинства участников выполнены на актуальные темы и содержат оригинальные подходы и удачные решения научно-технических и производственных задач.

Работа XXI конференции молодых учёных и специалистов проходит в следующих тематических секциях:

№1 «Пилотируемые комплексы»

№2 «Конструкция, прочность и материаловедение»

№3 «Бортовые и наземные комплексы управления и системы»

№4 «Приборы и системы»

№5 «Бортовые и наземные радиотехнические комплексы»

№6 «Электромеханика и робототехника»

№7 «Космическая баллистика, аэрогазодинамика, теплообмен, динамика переходных процессов и нагружения»

№8 «Проектирование средств выведения»

№9 «Проектирование автоматических космических комплексов и систем»

№10 «Производство и технологии»

№11 «Двигатели, двигательные и энергетические установки»

№12 «Системы терморегулирования и жизнеобеспечения»

№13 «Лётные испытания и эксплуатация КА и средств выведения»

№14 «Целевое использование пилотируемых космических комплексов»

№15 «Информационные технологии»

№16 «Экономика и менеджмент космической деятельности, управление проектами и персоналом, международная деятельность»

Вошедшие в этот сборник тезисы докладов, представленные участниками, являются публикациями в виде печатных работ и могут быть учтены в диссертациях авторов, конкурсных документах и резюме как опубликованные работы автора. Тезисы публикуются в авторской редакции.

Сборник разделен на два тома. В первый том вошли тезисы докладов секций № 3, 8, 10, 11, 12, 15, 16, во второй — № 1, 2, 4, 5, 6, 7, 9, 13, 14.

Оглавление

Секция 1. Пилотируемые комплексы **5**

Секция 2. Конструкция, прочность и материаловедение **25**

Секция 4. Приборы и системы **121**

Секция 5. Бортовые и наземные радиотехнические комплексы **169**

Секция 6. Электромеханика и робототехника **207**

Секция 7. Космическая баллистика, аэрогазодинамика, теплообмен, динамика переходных процессов и нагружения **249**

Секция 9. Проектирование автоматических космических комплексов и систем **305**

Секция 13. Лётные испытания и эксплуатация КА и средств выведения **337**

Секция 14. Целевое использование пилотируемых космических комплексов **371**

Секция 1

ПИЛОТИРУЕМЫЕ КОМПЛЕКСЫ

Председатель Брюханов Н. А.,
первый заместитель генерального конструктора — главный конструктор перспективных космических комплексов и систем

Секретарь секции Жуков Н. В.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРОЕКТНОГО АНАЛИЗА УСЛОВИЙ ПОСАДКИ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Бойко Н. П.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Актуальной задачей при проектировании пилотируемого космического корабля является разработка имитационной модели посадки возвращаемого аппарата (ВА). Исходные данные для работы всей имитационной модели задает входящий в ее состав блок определения внешних условий посадки. Принцип его работы состоит в вычислении конкретных значений параметров среды (характеристик рельефа в точке посадки, параметров атмосферы на различных высотах, характеристик грунтовых комплексов и др.) для заданного района в заданную дату посадки, соответствующих случайно сгенерированному с помощью счетчика случайных чисел уровню вероятности. Для получения практически значимых результатов моделирования необходимо задать параметры среды, наиболее приближенные к реальным условиям в местах возможной посадки. Наиболее сложным в этом плане является задание параметров атмосферы и их распределения по высотам.

В настоящее время в открытом доступе в сети Интернет находятся архивы данных, полученных с метеостанций, и данных радиозондовых измерений. Использование для задания параметров атмосферы результатов статистического анализа данных реальных метеонаблюдений имеет ряд преимуществ по сравнению с другими возможными способами определения параметров атмосферы. Глобальный территориальный охват и большое количество станций являются хорошими предпосылками для использования этих данных в имитационных моделях процесса посадки, поскольку обеспечивают возможность использовать данные со станции, расположенной вблизи выбранного района посадки, что в свою очередь позволяет минимизировать ошибки, возникающие при моделировании пространственного распределения параметров атмосферы.

В настоящем докладе приводится упрощенная методика анализа данных глобального архива радиозондовых наблюдений Integrated Global Radiosonde Archive (IGRA) [1], разработанная для использования на начальных этапах моделирования. Представлены результаты анализа по предложенной методике, выполненного для двух районов возможной посадки возвращаемого аппарата перспективного пилотируемого корабля, проводится сравнение полученных результатов с номинальными параметрами стандартной атмосферы и параметрами глобальной справочной атмосферы. Предлагаемая методика позволяет получить детальные исходные данные по параметрам атмосферы и повысить достоверность имитационной модели посадки, а также оперативно оценить граничные значения параметров атмосферы для определения режимов испытаний.

Список литературы

1. Durre I., Vose R.S., Wuertz D.B. Overview of the Integrated Global Radiosonde Archive // Journal of Climate, Vol. 19, № 1, 2006. p. 53–68.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ МАССОВОЙ И ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА С ТРАНСПОРТНЫМ ГРУЗОВЫМ КОРАБЛЁМ ПОВЫШЕННОЙ ГРУЗОПОДЪЁМНОСТИ

Бычков А. Д.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В 2016 году ПАО «РКК «Энергия» был разработан эскизный проект ракетно-космического комплекса с транспортным грузовым кораблём повышенной грузоподъёмности и РН «Союз-2» этапа 1б. Основной задачей создания ТГК ПГ является снижение стоимости доставки грузов на МКС за счёт снижения количества пусков грузовых кораблей к станции с 4 до 3 в год.

Планировалось, что запуски ТГК ПГ будут проводиться с космодрома Байконур с использованием имеющейся инфраструктуры. Эскизный проект разрабатывался в соответствии с требованиями Заказчика по максимальному использованию научно-технического задела по ТГК «Прогресс МС», ТГК «Прогресс М1», ТГКМ «Прогресс М-УМ» и ТГКМ «Прогресс М-СО1».

ТГК ПГ обладает грузовым отсеком увеличенного объёма, в котором имеется центральный проход. Размещение доставляемых грузов осуществляется в унифицированных ячейках в типовых сумках, а также на рамах для крупногабаритных грузов, что значительно упрощает работы по загрузке и разгрузке корабля, а также позволяет использовать его для хранения грузов в составе МКС.

Использование ТГК ПГ позволяет увеличить массу грузов, доставляемых на МКС за один полёт, с 2600 до 3400 кг. Это приводит к снижению стоимости доставки 1 кг грузов на 15% по сравнению с ТГК «Прогресс МС» [1].

В ходе эскизного проекта был также проработан комплекс мероприятий по дальнейшему повышению массовой и экономической эффективности РКК с ТГК ПГ [2].

Предлагаются следующие мероприятия:

1. Оптимизация компоновки приборно-агрегатного отсека. Цилиндрический несущий корпус топливного модуля исключается из состава ПАО. Шесть топливных баков размещаются в один ряд, двигатель орбитального маневрирования размещается между баков. Высота базового блока комбинированной двигательной установки уменьшается приблизительно в два раза. Масса конструкции ТГК ПГ уменьшается приблизительно на 200 кг.

2. Использование более лёгкого СЗБ. Вместо СЗБ на базе 81КС-УМ производства АО «РКЦ «Прогресс» используется более лёгкий и дешевый СЗБ на базе ПхО 14С227 и ГО РБФ 1.750 производства НПО им. С. А. Лавочкина. Масса ПхО снижается на 130 кг, масса ГО — на 300 кг. Масса ТГК ПГ на опорной орбите увеличивается приблизительно на 150 кг.

3. Создание новой системы электропитания. Размещение ТГК ПГ в зоне полезного груза ГО РБФ 1.750 без доработки силового набора ГО обеспечивается при использовании системы электропитания новой разработки с меньшими габаритами солнечных батарей. Новая СЭП создаётся на базе арсенид-галиевых фотоэлектрических преобразователей и литий-ионных аккумуляторных батарей. Солнечные батареи размещаются на корпусе агрегатного отсека. Масса системы электропитания снижается приблизительно на 200 кг.

4. Выведение ТГК ПГ на незамкнутую траекторию с последующим довыведением на замкнутую орбиту собственными двигателями. Начальная масса ТГК ПГ после отделения от РН составляет 9100 кг на орбите минус 496×193 км. Масса ТГК ПГ после довыведения на орбиту 143×275 км составляет 8410 кг. Большая полуось такой орбиты равна большой полуоси замкнутой орбиты 193×240 км, что соответствует штатной замкнутой орбите по энергетике. Использование довыведения позволяет увеличить массу ТГК ПГ на опорной орбите приблизительно на 100 кг.

5. Выключение ДУ третьей ступени РН по окончанию компонента топлива. Анализ данных по остаткам компонентов топлива показал, что выключение ДУ III ступени РН по окончанию рабочих запасов компонента топлива позволяет обеспечить значительное увеличение массы ТГК на замкнутой орбите. Использование довыведения позволяет компенсировать возросший разброс значений скорости ТГК после отделения от РН за счёт работы ДУ корабля. Такой эффект может быть достигнут как для ТГК ПГ, так и для ТГК «Прогресс МС». Необходим более детальный анализ траекторий движения РКН при выключении ДУ по ОКТ с учётом возможных районов падения третьей ступени РН.

Реализация предлагаемых мероприятий приводит к некоторому снижению уровня заимствования имеющегося научно-технического задела. Изменение облика КГЧ с ТГК ПК при реализации предлагаемых мероприятий представлено на рис. 1.

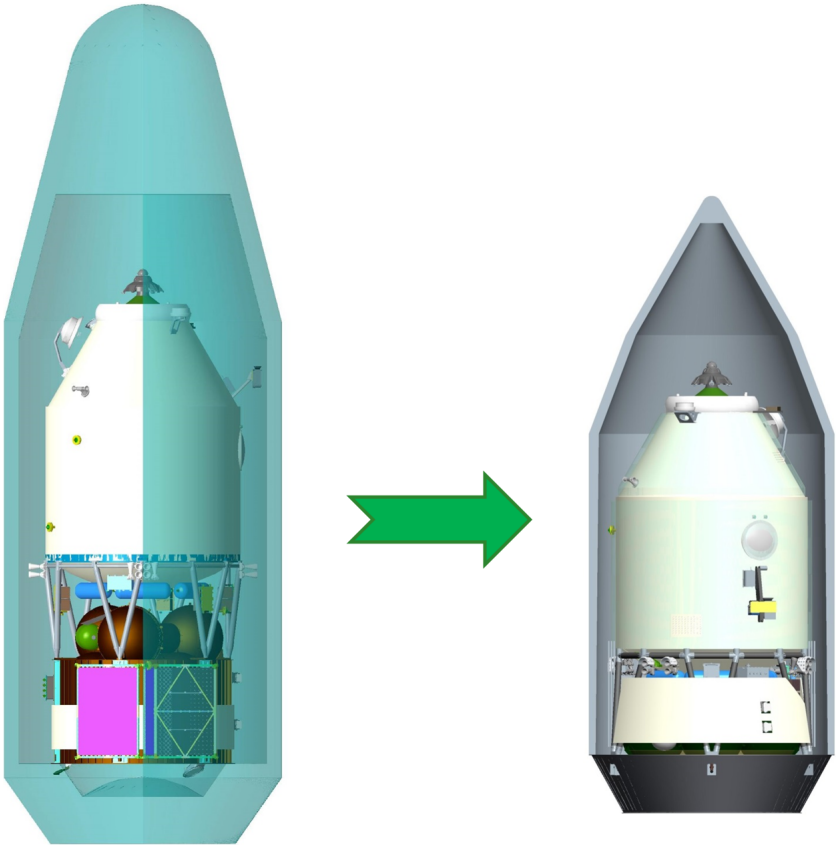


Рис. 1. Изменение облика КГЧ с ТГК ПГ

Оптимизация массы составных частей космической головной части с ТГК ПГ позволяет повысить грузоподъёмность корабля приблизительно на 550 кг. Оптимизация траектории выведения позволяет получить дополнительный выигрыш по массе полезной нагрузки до 400 кг. Общее снижение стоимости доставки 1 кг грузов на МКС может составить до 28% по сравнению с базовым вариантом ТГК ПГ.

Список литературы

1. 372АЭ55.0000-0ПЗ. Транспортный грузовой корабль повышенной грузоподъемности. Пояснительная записка. Часть первая. Основные технические характеристики, конструкция и компоновка.

2. 371КК37.0000-0ПЗ. Ракетно-космический комплекс с транспортным грузовым кораблём повышенной грузоподъёмности и РН «Союз-2» этапа 1б. Пояснительная записка. Часть первая. Общие сведения.

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК СЭС НЭМ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ИНТЕГРАЦИИ МОДУЛЯ В РС МКС С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ЭНЕРГОБАЛАНСА

Елизаров Ю. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

1. Постановка задачи

Цель работы: проведение анализа характеристик СЭС НЭМ, с точки зрения соблюдения энергобаланса модуля до момента развертывания солнечных батарей (в составе МКС), с учетом:

- планируемой даты старта НЭМ;
- уточненных данных по электропотреблению бортовых систем;
- разработанных циклограмм интеграции модуля в РС МКС;
- применения усовершенствованных инструментов прогноза энергоприхода от солнечных батарей, учитывающих при расчетах электрические схемы СБ и затенение СБ элементами конструкции.

2. Расчетная модель

Показателем соблюдения энергобаланса на борту НЭМ является уровень заряженности его аккумуляторных батарей (АБ) — W. Для определения величины изменения уровня заряженности АБ за конкретный интервал времени необходимо знать энергоприход от СБ — $P_{i_{\text{СБ}}}$ и мощность нагрузки на СЭС (потребление бортовых систем) — $P_{i_{\text{нагр}}}$.

$$P_{i_{\text{СБ}}} \geq P_{i_{\text{нагр}}} \Rightarrow \text{заряд АБ} \quad \Delta W_{\text{заряда}} = \left(P_{i_{\text{СБ}}} - P_{i_{\text{нагр}}}\right) \times \frac{1}{\eta_{\text{заряда}}\sqrt{\eta_{\text{ЗРУ}}}} \times (t_i - t_{i-1}) \qquad (1)$$

$$P_{i_{\text{СБ}}} \leq P_{i_{\text{нагр}}} \Rightarrow \text{разряд АБ} \quad \Delta W_{\text{разряда}} = \left(P_{i_{\text{СБ}}} - P_{i_{\text{нагр}}}\right) \times \frac{1}{\eta_{\text{заряда}}\sqrt{\eta_{\text{ЗРУ}}}} \times (t_i - t_{i-1}) \qquad (2)$$

В расчете приняты следующие параметры:

- начальная ёмкость АБ — 40,44 кВт·ч;
- КПД разряда АБ $\eta_{\text{АБр}} = 0{,}88$;
- КПД заряда АБ $\eta_{\text{АБз}} = 0{,}94$;
- КПД зарядно-разрядного устройства $\eta_{\text{ЗРУ}} = 0{,}95$.

3. Определение энергоприхода от СБ ($P_{i_{\text{СБ}}}$ в формулах (1) и (2)).

Энергоприход СБ ($P_{i_{\text{СБ}}}$) определяется с помощью специального программного обеспечения для расчета затенения солнечных батарей КА РС МКС, разработанного по техническому заданию ПАО «РКК «Энергия» на факультете вычислительной математики и кибернетики (ВМК) МГУ имени М. В. Ломоносова в рамках СЧ ОКР «МКС/СПО/МГУ». В СПО реализована методика точного расчета мощности СБ с учетом затенения батарей планетой и конструктивными элементами космического аппарата, вольтамперных характеристик ФЭП и блокирующих диодов, раскладки ФЭП на панелях СБ и схемы их электрического соединения.

4. Определение нагрузки на СЭС ($P_{i_{\text{нагр}}}$ в формулах (1) и (2)).

Расчет нагрузки на СЭС НЭМ (электропотребление бортовых систем) проведен для следующих этапов полета модуля:

- выведение на опорную околоземную орбиту;
- автономный полет после отделения от РН (с учетом корректирующих импульсов и сеансов связи);
- сближение и причаливание к РС МКС;
- стыковка к надирному порту узлового модуля (УМ) РС МКС;
- перестыковка с надирного на боковой порт УМ;
- раскрытие и выдвижение СБ НЭМ.

Мощность нагрузки на СЭС НЭМ рассчитывалась, исходя из электропотребления составных частей бортовых систем (приборов, агрегатов и пр.) и длительности их функционирования на упомянутых этапах функционирования модуля.

5. Прогноз изменения угла β на 2019 год и определение длительности теневого участка орбиты $\tau_{\text{тени}}$ для учета в расчете. Старт НЭМ запланирован на 2019 год. По предоставленному прогнозу изменения угла β на 2019 год проведен расчет (3) длительности теневого участка орбиты $\tau_{\text{тени}}$ (рис. 1).

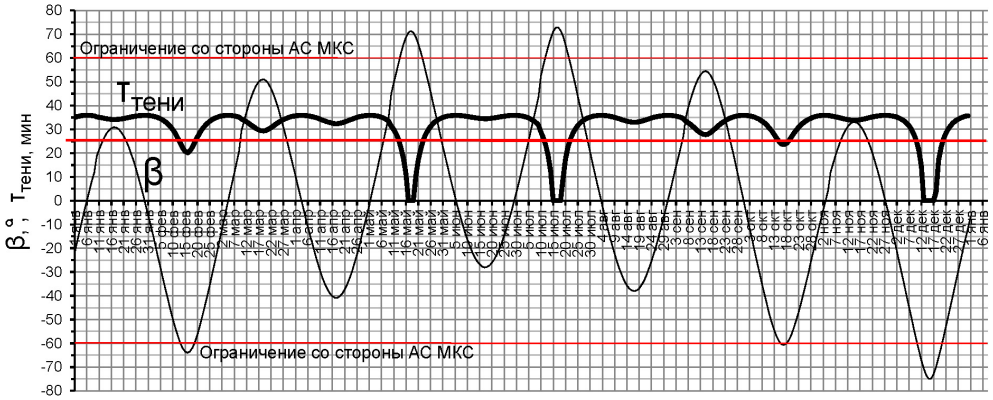


Рис. 1. Зависимость β и $\tau_{\text{тени}}$ от даты

$$\tau_{\text{тени}} = T_{\text{ДР}} \cdot \varphi/\pi; \quad \varphi = \arccos(\cos\beta_1/\cos\beta); \quad \beta_1 = \arcsin(Re/(Re+H)) \tag{3}$$

$T_{\text{ДР}}$ — драконический период орбиты НЭМ (принята орбита МКС);
Re — экваториальный радиус Земли;
H — высота орбиты НЭМ (принята орбита МКС).

Из приведенного графика следует, что для расчета целесообразно рассматривать даты с 1 ноября по 31 декабря 2019 года, т. к. график изменения β за это время проходит полную фазу и дата старта НЭМ лежит в этом интервале.

5. Результаты проведенного расчета.

В результате проведенного расчета получен график зависимости уровня заряженности АБ НЭМ на момент окончания развертывания СБ от даты старта модуля (рис. 2). В расчете также учитывалась возможность осуществления повторной стыковки НЭМ в случае промаха при первой попытке и ограничения на β при стыковках объектов к МКС.

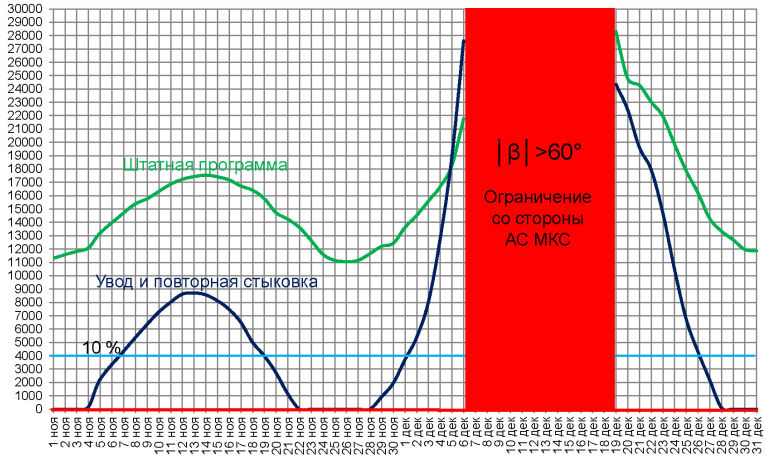


Рис. 2. Заряженность АБ НЭМ к моменту окончания развертывания СБ

В результате проведенной работы разработана методика, позволяющая с высокой точностью рассчитывать энергобаланс космических аппаратов, стыкуемых к МКС. Показано, что штатная программа полета НЭМ может быть реализована с точки зрения энергобаланса при любых углах β и выданы рекомендации по окнам старта НЭМ с точки зрения энергобаланса при повторной стыковке модуля.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАДУВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ НАЗЕМНОЙ ПОДГОТОВКЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Жуков Н. В.[1], Гусак Д. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Космические головные части некоторых пилотируемых КА с целью максимально возможного увеличения объема зоны полезного груза имеют общую характерную особенность — наличие «открытых», незащищённых головным обтекателем (сборочно-защитным блоком), частей. Эти части, выводимые «в потоке», требуют средств защиты от внешних воздействующих факторов окружающей среды на этапах наземного транспортирования и подготовки на СК:

- транспортирование КГЧ с ТК на ЗНС и обратно;
- транспортирование КГЧ с ТК на СК и обратно;
- установка РКН на СК;
- предстартовая подготовка на СК.

В настоящий момент большинство КА располагаются в составе КГЧ под СЗБ (ГО). Для термостатирования КА подается воздух под СЗБ (ГО), с заданным расходом и температурой.

Применяются чехлы при транспортировании изделий РКТ с завода-изготовителя на космодром (например РБ ДМ-03), при транспортировании РКН с ТК на СК («Протон-М» с различной полезной нагрузкой). Это защитные тканевые чехлы при транспортировании изделий РКТ по ж/д в вагоне, или защитные чехлы, состоящие из матов теплоизоляции и снабженные в ряде случаев средствами электрообогрева (при транспортировании РКН «Протон-М»).

При наземной подготовке КГЧ с КА, элементы которого расположены «в потоке», на указанные средства защиты (термочехлы) возлагается функция термостатирования — обеспечения постоянства температуры поверхностей, незащищённых СЗБ при наземной подготовке. Для подачи термостатирующего воздуха используются штатные системы наземной инфраструктуры — передвижной агрегат термостатирования и стационарная ВСОТР стартового комплекса. Традиционные пассивные чехлы и чехлы с электрическими нагревательными элементами не могут решить задачу термостатирования полностью.

Задача термостатирования рассматривалась в самом широком смысле. Была поставлена задача обеспечения запуска изделий в любое время года при предельно допустимых для данного климатического района температурах. Таким образом, требовалось создать чехол, способный обеспечить как нагрев, так и охлаждение изделия в зависимости от температуры воздуха снаружи.

Применение надувных термочехлов позволяет удовлетворить требования со стороны перспективных пилотируемых КА:

- пневматический каркас обеспечивает выдерживание допустимого зазора между поверхностью КА и чехлом, с целью исключить возможность повреждения терморегулирующего покрытия и обеспечить циркуляцию в зазоре термостатирующего воздуха;
- многослойная конструкция дает возможность подбирать слои разного материала, для удовлетворения требований по тепло- и гидроизоляции.

Преимущества надувных конструкций использованы при разработке чехлов для КГЧ НЭМ и КГЧ ПТК.

В качестве базового варианта конструкции термочехла КГЧ НЭМ был выбран вариант с чехлом в форме цилиндрической двойной оболочки с внутренней полостью для циркуляции термостатирующего воздуха. Для организации заданной циркуляции воздуха в термочехле (без образования «застойных» зон) предложено использовать перемычки, расположенные вдоль термочехла.

Для данного конструктивного решения было сделано допущение о возможности непосредственного контакта между внутренней оболочкой и внешней поверхностью гер-

метичного отсека НЭМ. Это позволило упростить конструкцию термочехла. Отличительной особенностью предложенного решения является возможность съема термочехла на существующем СК с использованием штатных площадок обслуживания.

Так как при проектировании ЧЗТ ПТК необходимо удовлетворить требование по недопустимости механического воздействия на внешнюю поверхность ТЗП ВА ПТК, для ЧЗТ был выбран вариант пневмокаркасной конструкции. Пневматический каркас ЧЗТ обеспечивает жесткость ЧЗТ в рабочем положении и сохранение допустимого зазора между внутренней поверхностью ЧЗТ и внешней поверхностью ТЗП ВА ПТК.

В состав ЧЗТ будут входить слои изоляционного материала, люки и переходники для выхода термостатирующего воздуха, гидроизоляция и вспомогательные элементы. ЧЗТ, для обеспечения возможности его установки и съёма на ТК и СК, будет иметь технологическое членение на секции.

Пневмокаркасная конструкция дает следующие преимущества:

1) быстрота и технологичность обратной установки чехла в случае переноса или отмены пуска (обеспечивается делением чехла на сектора и применением подъемных механизмов, хранением секторов чехла до старта в надутом состоянии);

2) многоразовость применения чехла, что особенно удобно и экономично при запусках серийных кораблей;

3) широкий диапазон давления в пневматическом каркасе, при котором обеспечивается сохранение формы секторов чехла;

4) обеспечивается ремонтопригодность чехла (возможность установки заплат либо замены вышедшего из строя сектора чехла запасным из состава ЗИП);

5) после успешного запуска ПТК воздух из пневматического каркаса секторов стравливается, сектора чехла сворачиваются и хранятся в транспортировочных контейнерах, что обеспечивает удобство их транспортировки на отметку «0» стартового сооружения и дальнейшего хранения на ТК.

Развитие технологии надувных конструкций позволит усовершенствовать схемы проведения различных работ:

1) пневмокаркасные чехлы могут быть применены для защиты КА (или КГЧ) при транспортировании с ТК на ЗНС и обратно; при транспортировании КА между цехами на заводе — изготовителе и т.д.;

2) пневмокаркасные конструкции могут использоваться при организации межполетного обслуживания, послеполетных операций с ВА — временные быстровозводимые сооружения (например, «шатер» для термостатирования) на месте приземления ВА.

Список литературы

1. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.

2. Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И. Справочник по безопасности космических полётов. М.: Машиностроение, 1989. 336 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ПРИ РАЗРАБОТКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Авруцкий Е. В.[1], Забазный А. А.[1], Прялухин О. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В связи с необходимостью создания все более сложных изделий в различных отраслях техники, а так же оптимизации и усовершенствования процессов их разработки возникает потребность и в развитии инструментов проектирования. Кульман был вытеснен системами автоматизированного проектирования, которые в свою очередь подвержены эволюционному развитию, достигшему уровня виртуальной реальности.

Технология виртуальной реальности (далее ВР) используется в основном в проектировании сложных систем, чаще всего в авиационно-космической и автомобильной промышленности, то есть там, где выработка концепции, увязка компонентов и даже тестирование должны быть проведены задолго до этапа создания физического прототипа. Практически все ведущие компании мира применяют технологии виртуальной реальности в своих конструкторских и дизайнерских центрах [1]. Данная технология позволяет загрузить трехмерную модель, а затем переключиться к наголовному дисплею, чтобы перемещаться и взаимодействовать с наглядной моделью изделия с эффектом присутствия, как будто изделие уже создано и собрано. Появляется возможность изучать изделие, собирать или разбирать его, скрывать и просматривать его составные части в абсолютно реалистичной среде, соответствующей нашему рабочему пространству [2].

Внедрение технологии виртуальной реальности в РКК «Энергия» осуществляется для реализации следующих целей: применение новых методов разработки, изготовления и эксплуатации перспективных изделий космической техники; усовершенствование процесса создания изделий космической техники; уменьшение времени и затрат на проектирование, разработку, изготовление и отработку изделий; повышение качества процессов на каждом этапе создания и эксплуатации изделий (как следствие — повышение качества изделий), выявление ошибок на ранних этапах разработки изделий (не дожидаясь изготовления).

Для достижения поставленных целей требуется решить следующие задачи: исследовать возможности технологии ВР при создании и эксплуатации изделий космической техники; разработать методики работы с ВР для всех этапов создания и эксплуатации изделия; сформировать нормативную базу, регламентирующую порядок проведения работ на стенде ВР; апробировать технологию ВР на всех этапах создания и эксплуатации изделия; внедрить технологию ВР на предприятии.

В первой половине 2017 года в РКК «Энергия», впервые в ракетно-космической отрасли России, создан стенд виртуальной реальности.

В состав оборудования стенда входят:

- проектор для вывода моно- или стереоизображения на проекционный экран;
- манипулятор с датчиками положения для управления трехмерной моделью;
- шлем ВР для визуализации трехмерной модели конструкции с эффектом полного погружения в нее, а также управляющие стерео-очки;
- система трекинга для отслеживания положения шлема ВР и управляющих стерео-очков;
- стерео-очки и система их синхронизации для просмотра на экране операций в формате стерео, которые осуществляет оператор в шлеме ВР при помощи манипулятора с виртуальным макетом изделия, а также стереофильмов;
- графические серверы для обработки 3D-моделей и синхронизации изображения на проекционном экране и в шлеме ВР;
- рабочее место технического оператора, который загружает необходимую информацию (виртуальный макет, стереофильм и т.д.) в рабочую область (на экран).

В настоящее время стенд виртуальной реальности РКК «Энергия» позволяет проводить рабочие совещания с целью оптимизации компоновки отсеков ПТК «Федерация»,

осуществлять перемещение комплектующих элементов отсеков в виртуальной среде, предварительно оценивать возможности монтажа оборудования в труднодоступных зонах отсеков (рис. 1), для чего была разработана адаптированная 3D-модель корабля.

Рис. 1. Применение стенда виртуальной реальности при разработке ПТК «Федерация»

Для повышения качества создания 3D-моделей многосоставных сложных изделий развернуты работы по созданию методик и инструкций по разработке оптимизированных 3D-макетов изделий и их составных частей, что приведет к улучшению производительности моделей. С целью автоматизации процесса работы выработана схема взаимодействия подразделений Корпорации по созданию 3D-макетов кабельных сборок, которая уже частично реализована при тесном взаимодействии с разработчиками САПР Creo — основного инструмента в Корпорации по 3D-моделированию изделий. Началась проработка возможности проведения виртуального светомакетирования для обитаемых отсеков изделий.

С момента начала эксплуатации стенда ВР на нем проведена демонстрация возможностей технологии ВР, а также обучение работников и получено 58 предложений от подразделений по улучшению рабочего процесса Корпорации за счет использования стенда.

Анализ путей модернизации стенда показал возможность создания полноценного аватара оператора внутри виртуальной модели, что позволит осуществлять привязку этого аватара к различным поверхностям или объектам жилого отсека корабля, также при помощи модернизированных стерео-очков или второго шлема появляется возможность наблюдения за действиями аватара оператора внутри отсека. Это открывает возможность проведения эргономической экспертизы изделий на примере виртуальных моделей отсеков. Также одной из достижимых перспектив развития стенда является создание имитации восприятия для оператора инерционных характеристик реального оборудования при работе с виртуальным прототипом изделия — что позволит виртуально отрабатывать как процесс сборки изделия, так и процесс его погрузки и транспортировки.

С учетом существующих возможностей и конфигурации стенда ВР, аналогичный стенд имеет смысл создать на космодроме «Байконур», обеспечив оперативную связь между работниками в виртуальной среде в привязке к 3D-модели реального изделия. В перспективе, после накопления опыта эксплуатации стенда появляется возможность отказа от изготовления некоторых макетов. Также накопленный опыт позволит выработать стандарты применения данной технологии и инициировать процесс по созданию аналогичных стендов в крупных смежных организациях отрасли.

Таким образом, впервые в ракетно-космической отрасли России, в РКК «Энергия» организован стенд виртуальной реальности, проведена его пробная эксплуатация, выявлен ряд особенностей, улучшающих качество рабочего процесса в Корпорации, сформулированы направления модернизации стенда, а также этапы внедрения технологии стенда сначала в работу Корпорации, а затем и отрасли.

Список литературы

1. http://ve-group.ru/3dvr-resheniya/dizayn-i-konstruirovanie/
2. https://geektimes.ru/company/dell/blog/282550/

ВАРИАНТЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ И АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПРОГРАММ

Жуков Н. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Перед осуществлением пилотируемых экспедиций множество задач решается с использованием автоматических аппаратов.

Пилотируемая лунная программа предполагает использование следующих уникальных технических средств: ЛВПК для доставки экипажа и полезного груза на поверхность Луны и для возвращения экипажа на окололунную орбиту; ЛГПК для доставки элементов лунной базы на поверхность Луны.

План экспедиций на поверхность Луны будет существенно зависеть от результатов разведки наиболее благоприятных районов посадки, районов для размещения инфраструктуры. Перспективным является освоение приполярных областей Луны, в которых расположены постоянно затененные районы с возможным наличием водяного льда и зоны, непрерывно освещенные Солнцем.

Программа автоматических исследований Луны в интересах пилотируемой высадки должна обеспечить получение следующих исходных данных:

1) координаты центров предполагаемых районов посадки, которые представляют наибольший интерес с точки зрения научных исследований и промышленного освоения;

2) детальная трехмерная карта местности или модель распределения препятствий (камни, кратеры, уступы), распределение уклонов в предполагаемых районах посадки;

3) условия освещенности района посадки;

4) диапазон температур лунной поверхности;

5) механические характеристики лунной поверхности;

6) теплофизические свойства грунта;

7) свойства лунной пыли;

8) сведения по радиационной обстановке;

9) сведения по микрометеороидной обстановке;

10) сведения о наличии или отсутствии прямой радиовидимости с Земли.

Перед началом пилотируемых экспедиций на поверхность Луны важно решить навигационные задачи для обеспечения высокой точности посадки ЛВПК и ЛГПК.

Возможны следующие варианты развертывания инфраструктуры для долговременного пребывания экипажа на поверхности Луны:

1) с использованием автоматических средств;

2) с привлечением экипажа при монтажных операциях.

Рациональным является совмещение этих методов, параллельное проведение пилотируемых экспедиций на поверхность Луны и строительство лунной базы в районе высадки.

На этапе функционирования лунной базы с помощью автоматических аппаратов могут решаться задачи автоматического сбора реголита, перевозки оборудования на поверхности Луны, выполнения строительных операций, автоматической переработки реголита и водяного льда.

В свою очередь технические средства, созданные для реализации перспективных пилотируемых программ, могут использоваться в интересах фундаментальных исследований с помощью автоматических аппаратов:

1) в любую точку на поверхности Луны с помощью ЛГПК могут быть доставлены тяжелые луноходы и другие аппараты;

2) автоматические аппараты могут быть доставлены в качестве попутного груза на поверхность Луны и на окололунную орбиту;

3) с помощью новых средств выведения автоматические межпланетные станции могут быть выведены на отлетные траектории для проведения исследований других тел Солнечной системы.

Таким образом, взаимодействие пилотируемых и автоматических аппаратов необходимо для реализации перспективных космических программ. Научно-технический задел, который будет создан в рамках пилотируемой лунной программы, расширит возможности отрасли в части проведения исследований других тел Солнечной системы.

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия». 2011. 584 стр.

2. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева. М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006, 320 стр., илл.

3. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.

ВИРТУАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСВЕЩЕННОСТИ ИНТЕРЬЕРА ОБИТАЕМОГО ОТСЕКА ПИЛОТИРУЕМОГО ИЗДЕЛИЯ

Исаев Д. К.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

При проектировании пилотируемых изделий возникает задача организации искусственного освещения обитаемых отсеков. Искусственное освещение должно обеспечивать достаточный уровень освещенности рабочих поверхностей, равномерность освещения для создания комфортных условий работы экипажа. Должны быть исключены блики, слепящее действие осветительных приборов, существенная неравномерность освещенности рабочих зон, затемнение приборов и прочие факторы, которые могут значительно затруднить работу космонавтов. В настоящее время расчёты освещенности проводятся по собственным методикам и верифицируются путём проведения прямых измерений на макетах изделий.

Целью данной работы являлась проработка возможности проведения виртуального моделирования освещенности интерьера обитаемых отсеков средствами современных светотехнических программных комплексов. В качестве объекта моделирования был принят командный отсек проектно-компоновочного макета возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля (КО ПКМ ВА ПТК). Исходные данные для проведения виртуального моделирования освещенности (электронный макет конструкции КО ПКМ (подготовленный в рамках работ по созданию стенда виртуальной реальности), световые характеристики осветительных приборов, оптические свойства материалов) были предоставлены проектно-конструкторскими подразделениями РКК «Энергия».

Для моделирования освещенности интерьера КО ПКМ был выбран программный комплекс DIALux evo 7. В докладе представлены результаты проведенного светомакетирования: создана виртуальная модель объекта, модели светильников общего и местного освещения, получено распределение освещенности на рабочих поверхностях и заданных элементах интерьера КО ПКМ ВА.

В докладе рассмотрены основные проблемные вопросы проведения виртуального светомакетирования и предложены оптимальные способы их решения, в том числе:

- предложена последовательность подготовки упрощенной геометрической модели объекта на основе электронного макета конструкции, созданного в ПО PTC Creo, описаны особенности её интеграции в ПО DIALux;
- предложен и отработан способ задания светотехнических характеристик светильников в формате IES;
- апробирован и отработан порядок задания оптических свойств материалов элементов конструкции интерьера.

Созданная виртуальная модель позволяет определить освещенность в любой точке интерьера обитаемого отсека, проводить быстрый анализ освещенности при изменении исходных данных (для разных наборов светильников, изменении их световых характеристик, угловых положений и вариантов включения, при замене материалов элементов интерьера и т. п.), оперативно тестировать различные варианты организации освещения без необходимости дорабатывать материальную часть.

В ближайшее время планируется проведение замеров освещенности в интерьере КО ПКМ ВА с целью верификации результатов виртуального светомакетирования и принятия решения о распространении предлагаемой технологии на проектируемые изделия.

Список литературы

1. ГОСТ Р 50804-95 Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие методико-технические требования.

2. Г.М. Кнорринг, Ю.Б. Оболенцев, Р.И. Берим, В.М. Крючков. Справочная книга для проектирования электрического освещения. Л.: «Энергия», 1976. 384 с.

3. В.П. Будак, Д.Н. Макаров. Компьютерное моделирование освещения [Электронный ресурс]. М.: МЭИ (ТУ), 2009.
URL: http://lightonline.ru/svet/articles/ComputerModeling.html (дата обращения: 13.09.2017).

4. ANSI/IESNA Standard File Format for Electronic Transfer of Photometric Data and Related Information. IESNA LM-63-02. New York: Illuminating Engineering Society of North America, 2002.

5. Цвета RAL [Электронный ресурс] // ColorScheme.ru. Инструмент для подбора цветов и генерации цветовых схем. URL: https://colorscheme.ru/ral-colors/ral-classic.html (дата обращения: 14.09.2017).

СТЕНД ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОСАДКИ ЛУННОГО ПОСАДОЧНОГО МОДУЛЯ

Кивирян А. А.[1], Овчинников И. В.[1], Урванцев С. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Пилотируемый полет на Луну — одна из приоритетных стратегических задач Госкорпорации «Роскосмос». РКК «Энерги» им. С. П. Королёва совместно с другими предприятиями космической отрасли создает элементы лунной программы, один из которых — лунный посадочный модуль.

Неполное моделирование полета может повлиять на качество подготовки оператора-пилота космического корабля в части оценки дальности до поверхности, скорости посадки, контроля ориентации лунного посадочного модуля в пространстве и другие параметры. В отличие от натурного моделирования, используемого реальные видеокамеры, изображения при компьютерном моделировании не способны передавать достоверную информацию оператору. Поэтому, для отработки действий пилота лунного посадочного модуля необходима разработка летающего стенда, которая будет использоваться в качестве экспериментальной установки.

Летающий стенд, созданный на основе мультикоптера с трёхосевым карданным подвесом с видеокамерами, способен решать задачи динамического моделирования посадки на Луну следующими средствами:

- летающая платформа на основе мультикоптера решает задачи моделирования перемещения центра масс аппарата;
- трёхосевой карданный подвес с двумя видеокамерами решает задачи моделирования вращения аппарата и передачи видеоизображения;
- рабочее место экипажа решает задачу управления летающим стендом по радиоканалу с помощью органов управления, а также отображения информации с видеокамер;
- упрощённая математическая модель движения ЛВПК обеспечивает управление летающим стендом и трёхосевым подвесом на этапе посадки.

Разработанный прототип стенд даёт возможность проводить поисковые исследования и натурные эксперименты в интересах экспериментальной отработки режимов автоматического, полуавтоматического и ручного управления посадкой на поверхность Луны.

Подобные исследования с применением летающих беспилотных стендов позволят уточнять математические модели динамических режимов лунного посадочного модуля, разрабатывать алгоритмы деятельности экипажа и человеко-машинный интерфейс лунного посадочного модуля.

Использование беспилотных летающих стендов обеспечивает экономически эффективное и безопасное решение данных задач.

РЕШЕНИЕ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ПРОЕКТНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ РС МКС НА ЭТАПЕ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ФОТОГРАММЕТРИЧЕСКОГО МЕТОДА

Морозова А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Служебный модуль (СМ) «Звезда», был запущен на орбиту 12 июля 2000 г. На данный момент в состав РС МКС помимо модуля СМ входят стыковочный отсек «Пирс» (СО1), малый исследовательский модуль «Поиск» (МИМ2) и малый исследовательский модуль «Рассвет» (МИМ1). Назначенный ресурс модулей неоднократно продлялся, и в настоящее время в рамках очередного продления срока службы РС МКС проводится ремонт панелей интерьера СМ.

Внутри Служебного модуля установлена 191 панель интерьера, лицевые стороны 37 из которых оказались сильно повреждены. После проработки вопроса было решено остановиться на варианте ремонта с закрытием лицевой стороны алюминиевыми и поликарбонатными накладными листами в размер панелей и с вырезами под установленные на панелях внешние элементы. Определение истинных размеров и расположения внешних элементов на панелях интерьера, а также уточнение конфигурации самих панелей было предложено проводить при помощи фотограмметрии — научно-технической дисциплины, занимающейся определением размеров, формы и положения объектов по их изображениям на фотоснимках [1,2].

В рамках работ по созданию накладных листов было проведено масштабное исследование различных подходов к фотографированию и обработке полученных снимков программными средствами графических редакторов и САПР, в результате чего была разработана пошаговая методика, позволившая получить точность измерений в пределах ± 2 мм. На данный момент на борту уже установлено 20 накладных листов из алюминия; спроектированных с использованием фотограмметрического метода, а на 2018 год запланирована установка заключительной партии листов из поликарбоната в количестве 17 штук.

Разработанный в проектном подразделении фотограмметрический метод обладает высоким потенциалом для использования на РС МКС в рамках работ по доработке и замене элементов интерьера и конструкции, а также для корректировки трехмерных моделей РС МКС.

Список литературы

1. Краснопевцев Б.В. Фотограмметрия. М.: УПП «Репрография» МИИГАиК, 2008. 160 с.

2. Лобанов А.Н., Буров М.И., Краснопевцев Б.В. Фотограмметрия: Учебник для вузов. М.: Недра, 1987. 309 с.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ДОЗАПРАВКИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО НАУЧНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Соломкин Р. А.[1], Елизаров Ю. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Среди ряда задач, которые ставятся перед НЭМ по обеспечению полета РС МКС и перспективной Российской орбитальной станции (РОС), имеются задачи построения и поддержания ориентации, хранения и многократной перекачки топлива из транспортных грузовых кораблей (ТГК) и модулей РС МКС в топливные баки НЭМ и обратно, при этом дозаправляемый запас топлива должен составлять не менее 800 кг.

При эксплуатации НЭМ в составе РС МКС перекачка топлива в баки НЭМ может осуществляться средствами других модулей РС МКС. В случае эксплуатации НЭМ в составе перспективной РОС, задача дозаправки баков объединенной двигательной установки (ОДУ) НЭМ должна быть решена с учетом отсутствия средств перекачки топлива на других модулях.

Для выполнения дозаправки топливом баков НЭМ в составе ОДУ НЭМ предполагалось использовать четыре компрессора, перекачивающих газ из наддувных полостей баков в баллоны ОДУ для создания разности давлений между баками ОДУ и баками системы дозаправки (СД) ТГК. Однако, в процессе разработки ОДУ НЭМ выяснилось, что компрессор, удовлетворяющий необходимым требованиям по надежности, не может быть создан в сроки создания изделия. Поэтому возникла необходимость рассмотреть сценарии, обеспечивающие выполнение задач ОДУ НЭМ без использования компрессора.

Были рассмотрены следующие варианты:

- осуществление дозаправки баков ОДУ НЭМ за счет естественной разности давления в баках ОДУ НЭМ и системы дозаправки ТГК;
- дозаправку баков ОДУ НЭМ не осуществлять, а управление движением РОС реализовывать при помощи выносной двигательной установки (ВДУ), дополнительно размещаемой снаружи НЭМ.

1. Вариант с дозаправкой НЭМ.

Максимально возможная масса топлива, заправляемого в баки ОДУ НЭМ без компрессора, по результатам расчетов составляет 1296 кг. В случае аналогичной дозаправки без компрессора многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) общий запас топлива на РОС может быть увеличен. Максимально возможная масса топлива, заправляемого в баки МЛМ от ТГК за счет естественной разности давления в баках ДУ МЛМ и системы дозаправки ТГК, составляет 840 кг. Таким образом, максимально возможный запас топлива в баках НЭМ и МЛМ составит 2136 кг, при НШС (отказ одного бака НЭМ) — 1704 кг.

Были оценены соотношения потребного расхода топлива и доступного запаса топлива в баках РОС для следующих расчетных случаев:

1. На НЭМ установлены гиродины, РОС в орбитальной ориентации.
2. На НЭМ гиродинов нет, РОС в орбитальной ориентации.
3. РОС в режиме консервации (ТГК и гиродины отсутствуют, РОС в закрутке на Землю для минимизации затрат топлива).

Результаты расчетов годовых затрат топлива представлены в табл. 1.

При наличии в составе РОС ТГК задачи коррекции орбиты и управления ориентацией частично могут быть выполнены с помощью ДУ кораблей за счет собственных запасов топлива. При этом задача ОДУ НЭМ сужается до обеспечения управления ориентацией станции по одному каналу. Потребное количество ТГК при таком варианте управления приведено в табл. 2.

Таким образом, рассматриваемый вариант обеспечивает полет РОС для всех расчетных случаев.

Таблица 1. Затраты топлива в год

Реализуемые операции	Расчетный случай		
	1	2	2
Поддержание ориентации, кг	0	1500	300
Коррекция орбиты, в.т. числе для поддержания высоты рабочей орбиты 410 км, кг	810	810	810
Стыковки/расстыковки, кг	500	500	0
Итого, кг	1310	2810	1110

Таблица 2. Оценка годового потребного количества топлива для управления РОС с участием ТГК

Вариант	Потребное кол-во топл., кг	Потребное кол-во ТГК, шт.
Ориентация на гиродинах	167	0,21
Ориентация на двигателях	2000	2,5

2. Вариант без дозаправки НЭМ.

Настоящий вариант предполагает использование двух одноканальных (с двумя направлениями векторов тяг) ВДУ с невосполняемыми запасами топлива, аналогичных использованным на орбитальной станции «Мир».

В составе РОС четырьмя направлениями векторов тяг от двух ВДУ, установленных на НЭМ, можно обеспечить управление по каналам крена, рыскания и тангажа, а также выдачу корректирующих импульсов вдоль центра масс в одном направлении. Однако при наличии в составе РОС ТГК задачи коррекции орбиты и управления ориентацией по двум каналам могут быть выполнены с помощью ДУ ТГК за счет собственных запасов топлива. При этом задача ВДУ сужается до обеспечения управления ориентацией станции по одному каналу.

Результаты оценки потребного количества ВДУ в год для обеспечения управления РОС без использования ДУ ТГК приведены в табл. 3.

Таблица 3. Оценка годового потребного количества ВДУ для управления РОС без участия ТГК

Вариант	Потребное кол-во топл., кг	Потребное кол-во ВДУ, шт.
Ориентация на гиродинах	1310	4
Ориентация на двигателях	2810	8

Для случая, когда ориентация РОС осуществляется ВДУ по одному каналу, потребное количество ВДУ приведено в табл. 4.

Таблица 4. Оценка годового потребного количества ВДУ для управления РОС с участием ТГК

Вариант	Потребное кол-во топл., кг	Потребное кол-во ВДУ, шт.
Ориентация на гиродинах	167	0,42 (2 шт. на 4 года)
Ориентация на двигателях	2000	5

По результатам проработок вариантов сделаны следующие выводы:

1. Выполнение задач НЭМ с использованием ОДУ без компрессора возможно. При этом осуществление неполной дозаправки ($\sim$0,5 от максимальной) может быть выполнено без расхода газа наддува и без доработок ОДУ НЭМ и СД ТГК.

2. Выполнение задач НЭМ с использованием ВДУ возможно, но при этом необходимо изготовление ВДУ и специализированного ТГК для их доставки, а также осуществление ВнеКД для монтажа, демонтажа и утилизации ВДУ, размещаемых снаружи НЭМ на УРМ-Н, что ограничивает возможности работы с научной аппаратурой.

3. Сравнение потребного количества ТГК для вариантов обеспечения управления полетом РОС с дозаправкой баков НЭМ без компрессора и с использованием ВДУ показывает предпочтительность варианта с дозаправкой.

Список литературы

1. Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 110-летию со дня рождения С.П. Королёва) // Космическая техника и технологии. 2017. № 1(17). С. 5–11.

Секция 2

КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ И МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ

Председатель Магжанов Р. М.,
заместитель генерального конструктора, руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Казакова О. И.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КОНТЕЙНЕРА ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО ДЛЯ ЗАПУСКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Бычков А. Д.[1], Губочкин П. Г.[1], Гриненков А. М.[1], Кропова Е. С.[1], Клочкова М.А, Прялухин О. В.[1], Рачкин Д. А.[1], Сидоренко Б. А.[1], Соболева А. С.[1], Черемисин М. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В целях создания инфраструктуры запусков малых космических аппаратов с внешней поверхности транспортного грузового корабля «Прогресс МС» (ТГК «Прогресс МС») была проведена работа по разработке контейнера транспортно-пускового (КТП) для запуска малых космических аппаратов стандартизованных типоразмеров Cubesat (МКА) и проработаны вопросы интеграции КТП на ТГК «Прогресс МС». В рамках работы был выпущен аванпроект и успешно защищен на НТС Корпорации.

Для достижения указанной цели были решены следующие задачи:

- определение технических характеристик КТП;
- определение облика и состава КТП;
- определение контрольных параметров функционирования КТП;
- определение объема экспериментальной отработки КТП;
- определение объема наземной подготовки;
- определение технологии изготовления;
- определение вариантов установки КТП на ТГК «Прогресс МС»;
- проработаны задачи безопасности КТП;
- проработан тепловой режим КТП в составе ТГК «Прогресс МС»;
- разработана конструкция КТП;
- разработано тактико-экономическое обоснование.

Контейнер представляет из себя конструкцию в виде прямоугольного параллелепипеда, состоящая из: корпуса с механизмами, пироножей, электронных переключателей, электронагревателей, датчиков контактных, термометров, экранно-вакуумной теплоизоляции, кабелей. Общий вид КТП показан на рис. 1.

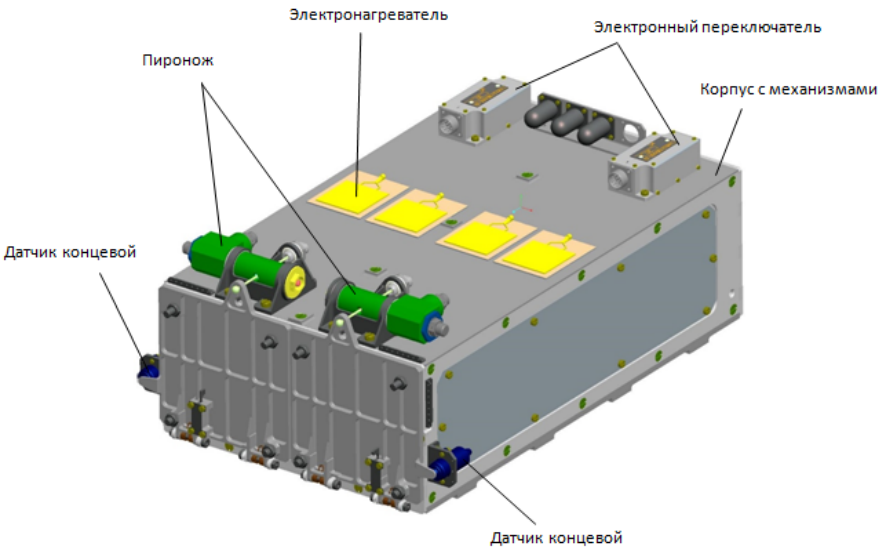


Рис. 1. Общий вид КТП. Транспортировочное положение (ЭВТИ, кабели и термометры не показаны)

КТП разрабатывался под международный стандарт International standard ISO/FDIS 17770:2
Space systems — Cube satellites (CubeSats) [1]. Основные технические характеристики КТП представлены в табл. 1.

Таблица 1. Основные технические характеристики КТП

Наименование параметра	Единица измерения	Значение параметра
Масса	кг	не более 6,5
Габаритные размеры (Д×Ш×В): • в транспортном положении • в рабочем положении (после раскрытия крышек и механизмов)	мм	 441 × 297 × 163 577 × 297 × 227
Относительная скорость отделения МКА	м/с	от 0,5 до 2
Угловая скорость КА при отделении,	град/с	менее 5
Расчетное время выхода КА	с	$\leq$30
Обеспечение диапазона температур внутри контейнера	°С	от -10°С до $+60$°С
Типоразмеры МКА		от 1U до 6U
Суммарная масса МКА	кг	Не более 12
Параметры электрического сигнала отделения КА • напряжение • сила тока • длительность	 В А мс	 от 23 до 34 2 250
Срок хранения и наземной подготовки	лет	5
Срок службы на орбите	часов	20*)

Примечание: *)Возможность продления до 370 суток

Результаты работы:

• разработаны два варианта КТП позволяющие запускать МКА типоразмерностью до 6U с линейной скорости от 0,5 до 2,0 м/с и с обеспечение диапазона температур внутри контейнера от минус 10 °С до плюс 60°С;

• проработана возможность установки на ТГК «Прогресс МС» до пяти КТП одновременно с обеспечением требуемых механических и электрических интерфейсов;

• проработаны задачи отделения МКА при автономном полете ТГК «Прогресс МС» до пристыковки к РС МКС, а также при полете в составе РС МКС.

Список литературы

1. International standard ISO/FDIS 17770:2017(E) Space systems — Cube satellites (CubeSats), 16с.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ СВОЙСТВ УГЛЕПЛАСТИКОВ НА ОСНОВЕ РАЗЛИЧНЫХ ПОЛИМЕРНЫХ СВЯЗУЮЩИХ, ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ И ДРУГИХ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Земцова Е. В.[1], Виноградов А. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В докладе представлены результаты экспериментальных исследований композиционных материалов (КМ) — углепластиков на основе различных углеродных наполнителей и полимерных связующих: углепластики ПСБ250/А/Б и/В (наполнитель А — углеродная ткань марки 22500, наполнитель Б — углеродная лента Кулон-500/0,11, наполнитель В — углеродная лента из волокна марки IMS65 с количеством филаментов 24000; связующее — бисмалеимидное), углепластик 22500/НИИКАМ-РС (наполнитель — углеродная ткань марки 22500; связующее — цианат-эфирное), углепластик КМКУ-4м.175 (наполнитель — ткань марки УТ-900; связующее — модифицированное эпоксидное), углепластик КМУ-4У (наполнитель — на ткань углеродная УТ-900; связующее — ЭНФБ), углепластик КМКУ3.150.Э0,1 (наполнитель — углеродная лента Элур-П0,1; связующее — модифицированное эпоксидное).

Преимущества углепластиков (низкая плотность, высокие удельные характеристики прочности и жёсткости, минимальный коэффициент линейного термического расширения и др.) в сравнении с традиционными конструкционными материалами общеизвестны. Поэтому их планируется широко применять при изготовления силовых конструкций (аэродинамической оболочки, силового каркаса лобового теплозащитного экрана и корпуса двигательного отсека) пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП).

К материалам, применяемым для изготовления силовых конструкций ПТК НП, включая корпус герметичного обитаемого отсека предъявляются следующие требования:

- высокие удельные характеристики прочности и жесткости;
- пожаробезопасность;
- низкая газопроницаемость, низкое токсическое газовыделение и микробиологическая стойкость (для гермозамкнутого обитаемого отсека).

В процессе работы были определены следующие свойства углепластиков:

- механические характеристики;
- усталостные циклические характеристики;
- ударная вязкость, удельная работа расслоения;
- теплофизические характеристики (коэффициент теплопроводности в направлении перпендикулярно слоям ткани, температурный коэффициент линейного расширения параллельно слоям ткани, удельная теплоемкость);
- оптические характеристики (коэффициент поглощения солнечной радиации и излучательная способность);
- электрофизические характеристики (удельное объемное сопротивление);
- уровень газовыделения в вакууме (потеря массы, количество легкоконденсирующихся веществ, влагосодержание);
- степень негерметичности образцов материалов по гелиево-воздушной смеси;
- параметры безопасного применения, включая токсикологическую и пожарную безопасность и микробиологическую стойкость.

В результате анализа полученных результатов можно сделать следующие выводы:

- механические свойства исследованных углепластиков соответствуют предъявленным конструктивным требованиям;
- наибольшее значение циклической прочности при растяжении-сжатии получено при испытаниях углепластика ПСБ250/В на основе высокопрочной однонаправленной углеродной ленты из волокна марки IMS65;

• минимальную ударную вязкость разрушения (6,75 кДж/м^2) имеет углепластик ПСБ250/Б на основе высокомодульной углеродной ленты Кулон-500/0,11. Максимальную вязкость разрушения (168,3 кДж/м^2) имеют углепластики на основе низкомодульной углеродной ткани марки 22500 и углепластик на основе однонаправленной ленты из углеродного волокна IMS65 (182,5 кДж/м^2);

• наибольшая удельная работа расслоения (0,28 кДж/м^2) получена при испытаниях углепластика ПСБ250/Б на основе высокомодульной углеродной ленты Кулон 500/01;

• образцы углепластиков, исследованных при температурах 20, 50, 90°С, имеют негерметичность сопоставимую с алюминиевым сплавом АМГ-6 за исключением углепластиков КМКУ3.150.Э0,1, 22500/НИИКАМ-РС. Более обоснованный вывод о возможности применения исследованных углепластиков для изготовления гермозамкнутых обитаемых отсеков может быть сделан только после изготовления и проведения комплексных испытаний маштабного макета корпуса с люками, гермовводами и другими конструктивными соединениями.

• по допустимой насыщенности удовлетворяют требованиям углепластики: ПСБ250 (на основе жгута М46JB-12К), 22500/НИИКАМ-РС, КМКУ-4м.175;

• по микробиологической стойкости удовлетворяют требованиям углепластики: ПСБ250/А, КМКУ-4м.175;

• все образцы углепластиков являются горючими (Спр $<$ 40%) и не могут быть рекомендованы для изготовления гермозамкнутых обитаемых отсеков;

• исследованные углепластики удовлетворяют требованиям ГОСТ Р50109-92 в части потери массы и содержания летучих конденсирующихся веществ (1% и 0,1% соответственно);

• проведенные исследования показали отсутствие на сегодняшний день материала, удовлетворяющего всем предъявленным к гермозамкнутым обитаемым отсекам требованиям;

• для доработки рецептуры с целью получения свойств, удовлетворяющих требованиям к материалам, предназначенным для использования в гермозамкунутых обитаемых отсеках, рекомендуются следующие марки углепластиков — ПСБ250 (бисмалеимидное связующее) и КМКУ-4м.175 (эпоксидное связующее);

• исследованные углепластики серии ПСБ могут быть использованы для изготовления конструкций ПТК НП.

3D-ПЕЧАТЬ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ, АРМИРОВАННЫХ НЕПРЕРЫВНЫМИ ВОЛОКНАМИ

Азаров А. В.[1], Бабичев А. А.[1], Голубев М. В.[2]
[1]АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения», г. Хотьково, Россия
[2]ООО «Анизопринт», г. Москва, Россия

3D-печать изделий из композитного материала на основе непрерывных углеродных волокон и термопластичной матрицы является одним из наиболее перспективных направлений развития аддитивных технологий [1]. Однако, реализация этого процесса на практике связана со значительными технологическими сложностями, т. к. расплав термопласта имеет крайне высокую вязкость и не может полностью пропитать жгут углеродных волокон в процессе 3D-печати, что приводит к низким механическим характеристикам получаемого материала. Для преодоления этой сложности может быть применен двухстадийный процесс [2], рассматриваемый в настоящем докладе.

На первой стадии углеродный жгут с линейной плотностью от 60 до 200 текс пропитывается термореактивным связующим, модифицированным с целью повышения адгезии к термопласту и полностью отверждается в специальной установке. В результате образуется микропластик, называемый композитным волокном, который имеет диаметр от 0,2 до 0,5 мм (в зависимости от размера исходного жгута) и характеризуется высокой объемной долей углеродных волокон и высокими удельными прочностью и жесткостью. На втором этапе композитные волокна покрываются расплавом термопласта в печатной головке 3D-принтера и выкладываются послойно по запрограммированным траекториям, образуя деталь. Таким образом могут быть изготовлены детали со сложной схемой армирования, которые сложно или невозможно изготовить традиционными способами (рис. 1).

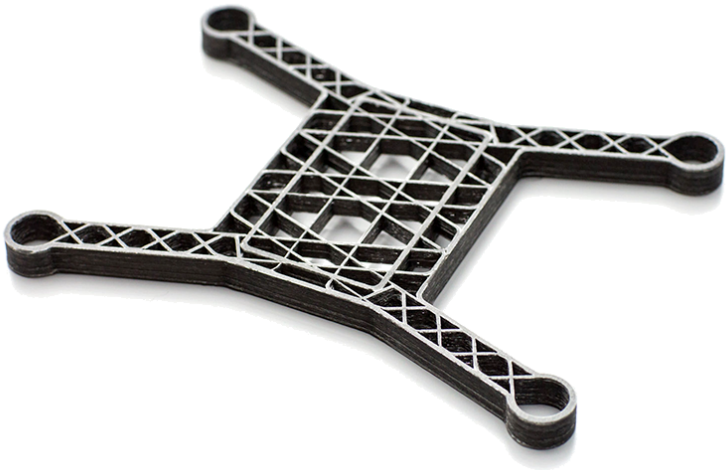


Рис. 1. Углепластиковая рама беспилотного летательного аппарата, изготовленная методом 3D-печати

Рассматриваемый процесс позволяет изготавливать однонаправленный композитный материал со следующими свойствами:

- объемная доля углеродных волокон 0,3 (результат двухстадийного процесса пропитки);
- модуль упругости вдоль волокон 60 ГПа;
- прочность при растяжении вдоль волокон 650 МПа;
- прочность при сжатии вдоль волокон 350 МПа;
- плотность 1250 кг/м^3.

В докладе рассматриваются возможности процесса 3D-печати изделий из композитов, армированных непрерывными волокнами и представлены примеры изготовленных данным методом деталей.

Список литературы

1. Wang X, Jiang M, Zhou Z, Gou J, Hui D. 3D printing of polymer matrix composites: A review and prospective. Composites Part B (2016). doi: 10.1016/ j.compositesb.2016.11.034.

2. Разработка двухматричного композитного материала, изготовленного методом 3D-печати / А.В. Азаров и др. М.: Наука и технология. 2016, № 7 С. 12–16

ВЫСОКОПРЕЦИЗИОННЫЙ МЕХАНИЗМ РАСКРЫТИЯ РАДАРОВ

Краевский П. А.[1]
[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф.Решетнёва»,
г. Железногорск, Россия

АО «ИСС» разработало механизм раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора из твердотельных сегментов с высокими требованиями к точности раскрытия аналогичными, предъявляемым к космическим аппаратам, предназначенным для научных исследований дальнего космоса.

Требования, предъявленные к конструкции крупногабаритного трансформируемого рефлектора радара представлены в табл. 1.

Таблица 1. Требования к трансформируемому рефлектору радара

Параметр	Требование
Эффективная апертура отражения рефлектора	⌀5000 мм
Отверстие в центральной части	⌀450 мм
Зона складывания рефлектора	Цилиндр ⌀2000 мм и высотой 2250 мм
Точность профиля на орбите	Не более 0,1 мм СКО
Интерфейс для установки рефлектора	⌀1400 мм
Повторяемость раскрытия рефлектора	Не более 0,02 мм СКО
Масса	Не более 300 кг

За основу проектирования рефлектора был взят внешний облик механизма по принципу «Sunflower» фирмы TRW (рис. 1).

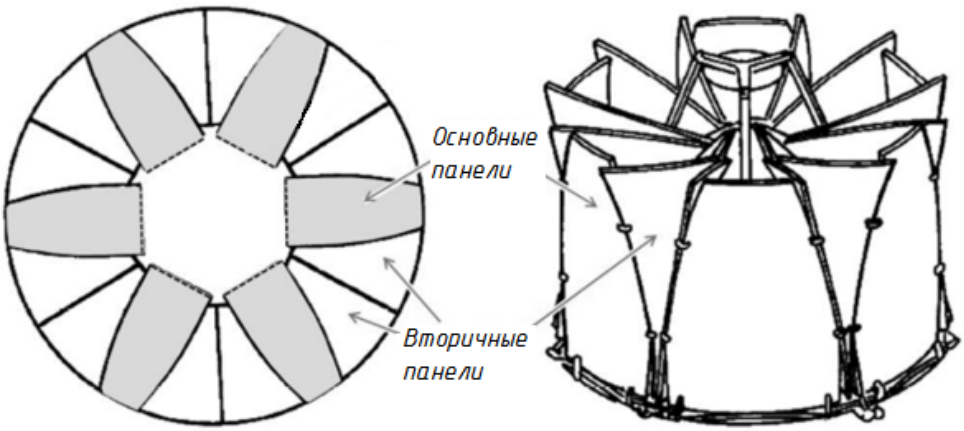


Рис. 1. Схема складываний антенны по типу «Sunflower»

Подобная схема складывания имеет большой коэффициент трансформации 0,44. Но требования, предъявленные к разработке в части зоны складывания высокие. Для выполнения требуемых характеристик, предъявленных к разработке, в механизм были внесены изменения, что позволило выполнить требования к зоне складывания и добиться необходимого коэффициента трансформации 0,4.

Для выполнения требований по отверстию в центральной части ⌀450 мм, был спроектирован механизм раскрытия, который позволил вывести управляющие элементы раскрытия на периферию основания рефлектора, с требуемым интерфейсом ⌀1400 мм.

Для получения требуемой точности профиля рефлектора радара на орбите не хуже 0,1 мм СКО и возможности подтверждения этой величины при наземных испытаниях были проведены расчеты, адаптирована конструкция и подобраны материалы, обеспечивающие необходимую жесткость панелей и точность изготовления профиля.

Для получения требуемой повторяемости раскрытия не хуже 0,02 мм СКО, был разработан механизм, переводящий панели радара из транспортного в рабочее положение с высокой повторяемостью раскрытия панелей. В результате разработки, проведения исследований и экспериментальной отработки были изготовлены и испытаны высокопрецизионные шарнирные узлы, отвечающие за точное раскрытие основных панелей радара (рис. 2) с высокими техническими характеристиками (табл. 2).

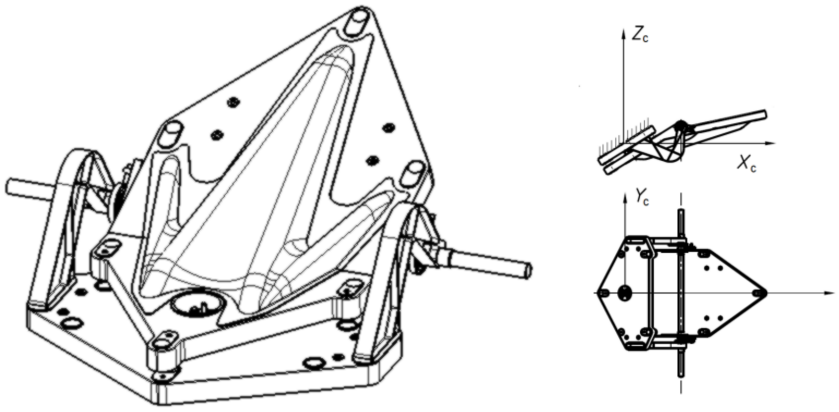


Рис. 2. Высокопрецизионный шарнирный узел

Таблица 2. Требования к трансформируемому рефлектору радара

Параметр	Результат разработки
Масса	6,4 кг
Угол раскрытия	72,3°
Повторяемость раскрытия по углам	Не более $0°0'2''$ в трех взаимно перпендикулярных плоскостях
Повторяемость раскрытия линейная	Не более 2 мкм по направлению раскрытия
Момент движения	От 11,4 Н·м до 6 Н·м на всем угле раскрытия
Материал кронштейнов шарнирного узла	Углепластик
Материал силовых элементов ШУ	Высокопрочный металлический сплав
Крутильная жесткость вокруг осей	X_c не менее $7 \cdot 10^4$ Н·м Y_c не менее $1 \cdot 10^5$ Н·м Z_c не менее $1 \cdot 10^5$ Н·м

Благодаря применению современных материалов и технологий производства удалось добиться проектной массы рефлектора не более 196 кг. По результатам изготовления элементов конструкции этот показатель массы еще снижается.

В настоящее время АО «ИСС» изготавливает составные части трансформируемого рефлектора радара и скоро приступит к общей сборке и испытаниям крупногабаритного трансформируемого рефлектора из твердотельных сегментов с высокими требованиями к точности раскрытия.

Представленный высокопрецизионный механизм раскрытия радара обладает характеристиками мирового уровня и создает задел, позволяющий повысить точность раскрытия подобных конструкций без использования систем подстройки, либо значительно снизить требуемый диапазон этих систем подстройки, что позволит сделать новый шаг в направлении исследований космоса и достичь новых открытий.

БЕЗОБРАЗЦОВЫЙ КОНТРОЛЬ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ АЛЮМИНИЕВЫХ, МАГНИЕВЫХ И ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Агафонов Р. Ю.[1], Марченков А. Ю.[2]
[1]АО «Российские космические системы», г. Москва, Россия
[2]ФГБОУ ВО «Национальный исследовательский университет «МЭИ», г. Москва, Россия

Среди многочисленных факторов, влияющих на состояние космических аппаратов (КА) и их элементов в процессе выведения и эксплуатации в космическом пространстве, следует выделить различные ударные, циклические и квазистатические механические нагрузки. Источниками их воздействия служат низкочастотные колебания ракеты-носителя (РН), колебания различных агрегатов и подсистем РН, отклик КА на акустические воздействия, а также различные пиротехнические устройства РН (разделение ступеней, сброс обтекателя и т. д.) и КА (отделение от РН, раскрытие солнечных батарей, антенн и других подсистем) [1]. В связи с этим, в космическом приборостроении особое внимание уделяется контролю механических свойств материалов, применяемых в изготовлении несущих конструкций, в т. ч. корпусов приборов радиоэлектронной аппаратуры КА. Наиболее часто применяемыми материалами являются алюминиевые, магниевые и титановые сплавы.

В настоящее время определение механических свойств алюминиевых, магниевых и титановых сплавов на предприятиях космической отрасли при входном контроле проводится испытаниями образцов на растяжение. Данный метод является трудоемким и заключается в вырезании темплетов, изготовлении из них образцов и последующем растяжении их до разрушения на дорогостоящем и крупногабаритном испытательном оборудовании.

Существующий опыт контроля и диагностики механических свойств конструкционных материалов показал, что методы, основанные на измерении характеристик твердости, являются приемлемыми и эффективными для имеющихся задач. Главное их достоинство заключается в возможности оперативной неразрушающей оценки механических характеристик металла в изделиях без вывода их из строя и вырезки из них образцов, что сокращает экономические затраты на производство и эксплуатацию оборудования. В некоторых случаях такие безобразцовые методы контроля являются пока единственно пригодными для оперативной оценки механических свойств металла в изделиях [2]. Следует отметить, что в настоящее время на практике используется методика безобразцового определения предела текучести $\sigma_{0,2}$ и временного сопротивления $\sigma_{\text{В}}$ вдавливанием индентора только для углеродистых и низколегированных сталей перлитного класса (ГОСТ 22761-77 и ГОСТ 22762-77).

В АО «Российские космические системы» и ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ» разрабатываются методики, технологии и специальное оборудование для безобразцового определения механических свойств алюминиевых, магниевых и титановых сплавов, которые будут применяться при входном контроле поступаемого на производство металла различного сортамента. Кроме того, данные методы имеют потенциал для развития и расширения возможностей контроля, что позволит определять механические свойства данных сплавов после различных способов обработки (термической, механической, термомеханической, концентрированными потоками энергии и др.), а также на этапах изготовления изделий.

Анализ мировых достижений и тенденции развития методик и приборов для безобразцового контроля механических свойств металла показал, что наиболее эффективным и перспективным является метод кинетического индентирования с регистрацией диаграмм вдавливания. В результате проведенных исследований было принято решение использовать данные методы.

За основу были взяты подходы, предложенные на кафедре Технологии металлов ФГБОУ ВО «НИУ «МЭИ», в которых кинетическая диаграмма вдавливания сферического индентора «нагрузка P — упругопластическое сближение α» преобразуется в диаграмму вдавливания «твердость по Бринеллю HB_t — относительная глубина отпечатка t/R».

Диаграмма «$HB_t - t/R$», в свою очередь, может быть преобразована в диаграмму растяжения в координатах «напряжение при растяжении σ — относительная деформация δ» в области равномерной деформации, по которой определяют такие характеристики как предел текучести $\sigma_{0,2}$, временное сопротивление σ_B и предельная равномерная деформация δ_p. Кроме того, диаграмма «$P - \alpha$» позволяет с достаточной точностью определить модуль нормальной упругости $E_м$ и параметры деформационного упрочнения исследуемого материала [3].

В настоящее время проводится разработка оборудования для реализации операции безобразцового определения механических свойств алюминиевых, магниевых и титановых сплавов различного сортамента при входном контроле. Оборудование будет состоять из технологического трехкоординатного стола с жестко закрепленными нагружающим и измерительным устройствами для индентирования и регистрации диаграмм вдавливания. Трехкоординатный стол будет обеспечивать автоматизированную доставку нагружающего и измерительного устройств в заданное место контролируемого материала, что позволит выполнять большое количество испытаний, определять распределение механических свойств в различных местах исследуемого материала и выявлять их соответствие нормативной документации. Внешний вид оборудования для безобразцового контроля приведен на рис. 1.

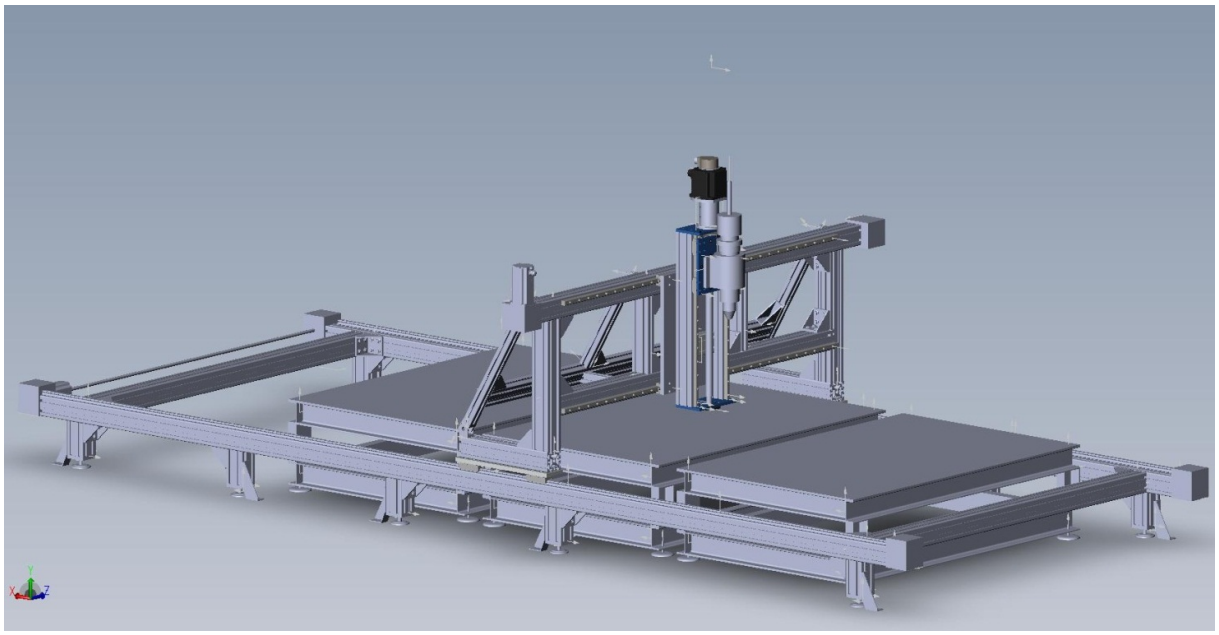


Рис. 1. Оборудование для безобразцового контроля механических свойств алюминиевых, магниевых и титановых сплавов

Патентные исследования показали, что разрабатываемая технология контроля механических свойств отвечает мировому уровню развития данной проблемы и будет способствовать повышению качества изготавливаемой продукции, а также надежности и долговечности её эксплуатации.

Список литературы

1. Орлов С.А., Копытов В.И. Нормирование и отработка бортовой аппаратуры космических аппаратов на механические воздействия // Вестник СГАУ им. академика М. Ф. Решетнева. 2013. Т. 47. Вып. 1. С. 125–129.

2. Матюнин В.М. Оперативная диагностика механических свойств конструкционных материалов. М.: МЭИ, 2006. 216 с.

3. Агафонов Р.Ю. Структура и механические свойства сплавов на основе алюминия с добавками редкоземельных металлов: автореф. дис. канд. техн. наук. М., 2016. 22 с.

ПОЛУЧЕНИЕ МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ НИТРИДА КРЕМНИЯ МЕТОДОМ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЕКАНИЯ

Михайлов И. Г.[1], Зайцев В. С.[1]
[1]АО «ОНПП «Технология» им. А. Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

Керамика на основе реакционносвязанного нитрида кремния (РСНК) химически стойкая к внешним воздействиям, имеет высокие прочностные и радиотехнические характеристики. Основным недостатком такой керамики для ряда назначений является её высокая теплопроводность (∼25 Вт/м·К при 27°С и пористости 16 vol.%). Теплопроводность керамики существенно снижается с увеличением пористости [1]. Высокопористый материал на основе РСНК может найти применение в качестве фильтрующих элементов щелочных расплавов металлов, теплозащитных конструкций, многослойных стенок антенных обтекателей летательных аппаратов [2]. Подобные сложнопрофильные полые объекты невозможно сформовать традиционными методами.

Развитие методов аддитивного производства привело к возможности изготовления керамических объектов любой формы [3]. В работах [4,5] получены материалы на основе спеченного нитрида кремния (∼65 Вт/м·К при 27°С и пористости ∼3 vol%). Методы, используемые в этих работах, не позволяют создавать поры с линейным размером менее 100 мкм. Полученный материал невозможно применить в качестве огнеупорного, ввиду его высокой теплопроводности и проницаемости газовыми потоками. В рамках работ [6,7] был получен пористый материал на основе РСНК аддитивными способами. Однако полученный материал содержал свободный кремний на уровне 15–20 vol.%, что существенно снижает радиопрозрачность.

Авторами разработан метод подготовки порошка кремния для использования на оборудовании СЛС (рис. 1).

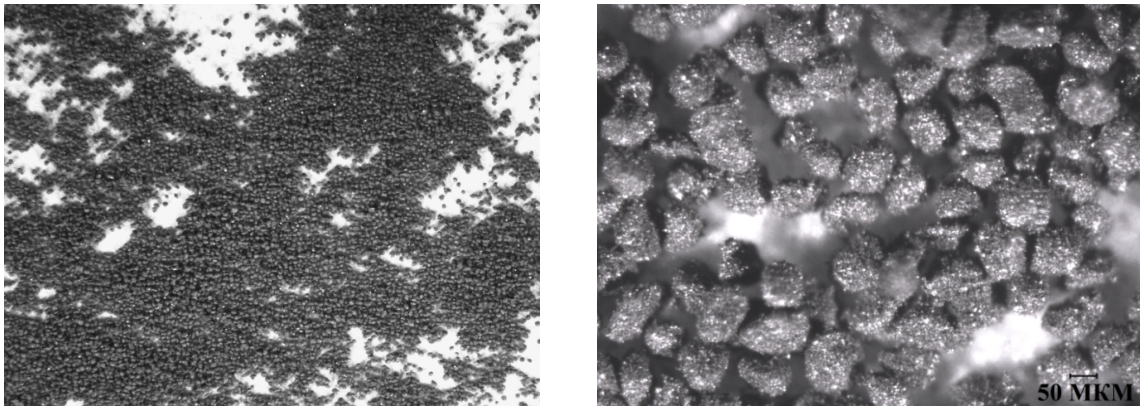


Рис. 1. Изображения полученного гранулята с использованием оптического микроскопа, слева — увеличение 15Х, справа — увеличение 75Х

С использованием этого порошка в процессе СЛС формуется заданный объект. Окончательные свойства материал объекта приобретает после термообработки в атмосфере азота N_2. Полученный материал по данным рентгенофазового анализа и ИК-спектрометрии содержит фазы нитрида и оксинитрида кремния, имеет теплопроводность 2,5 Вт/м·К при 27°С при геометрической пористости ∼60 vol.%. В частности, исследованы получаемые фазовый состав и микроструктура материала (рис. 2) в зависимости от параметров процесса СЛС. Показана возможность варьировать объемную долю фазы нитрида кремния от 40 до 60 vol.%. Для демонстрации возможностей метода авторами получены различные сложнопрофильные объекты (рис. 3).

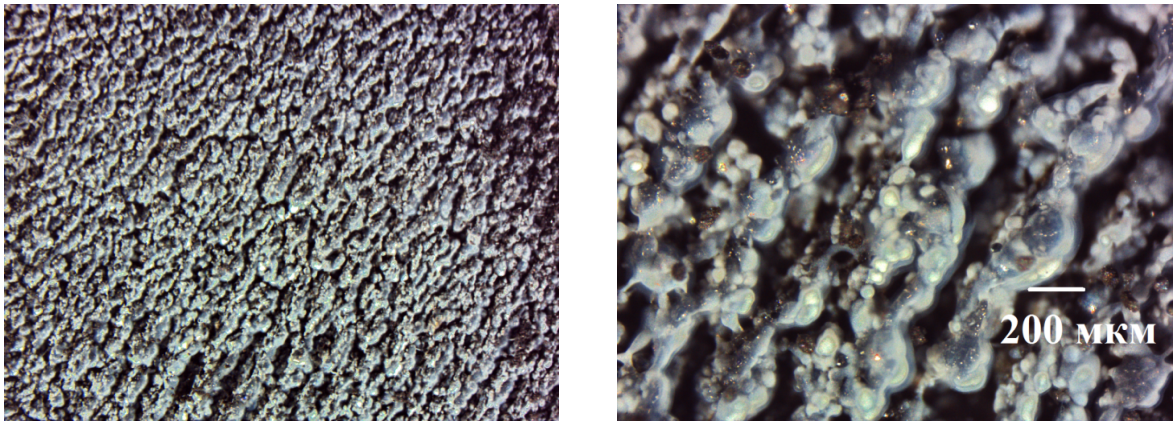


Рис. 2. Изображения микроструктуры пластин полученные с помощью 3D оптического микроскопа

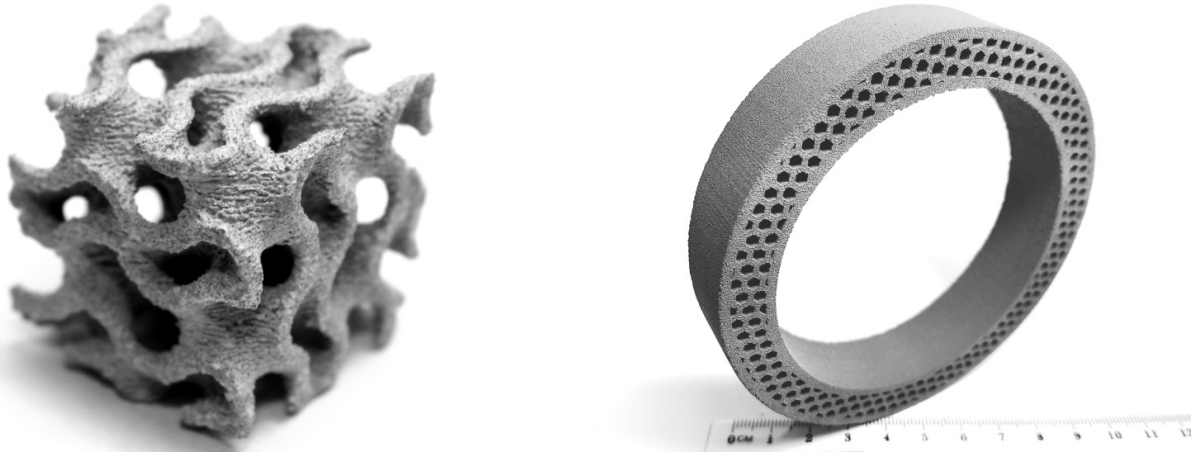


Рис. 3. Построенная поверхность гироида в форме куба с размером ребра 18 мм (слева), кольцо с сотовой структурой (справа)

Список литературы

1. Р. А. Андриевский, И. И. Спивак; Нитрид кремния и материалы на его основе, М.: Металлургия, 1984.

2. Б. А. Пригода, В. С. Кокунько; Обтекатели антенн летательных аппаратов; М.: Машиностроение, 1970.

3. Deckers J. Additive Manufacturing of Ceramics: A Review, J. Ceram. Sci. Tech., 05 [04], 245–260, 2014.

4. Rodrigues, S., Chartoff, R., Klostermann, D., Agarwala, M., Hecht, N.: Solid freeform fabrication of functional silicon nitride ceramics by laminated object manufacturing, Proceedings of the SFF Symposium, Texas, 2000.

5. B. Cappi, E. Ozkol, J. Ebert, R. Telle.: Direct inkjet printing of Si3N4: Characterization of ink, green bodies and microstructur, Journal of the European Ceramic Society 28 (2008) 2625–2628.

6. B.R. Birmingham and H.L. Marcus — Solid Freedom Fabrication of Silicon Nitride Shapes by Selective Laser Reaction Sintering (SLRS), SFF Symposium, Texas, 1995

7. Л.Н. Рабинский, А.В. Рипецкий, В.А. Погодин, С.А. Ситников, Ю.О. Соляев, Исследование пористой керамики на основе нитрида кремния, полученной с использованием технологии трехмерной печати. // Новые огнеупоры, № 11 2016, ISNN 1683-4518.

РАЗРАБОТКА ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА

Рачкин Д. А.[1,2], Климов К. Д.[2], Пушкарь И. О.[2]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

В настоящее время студентами и аспирантами в МГТУ им. Н. Э. Баумана ведется разработка космического эксперимента «Парус-МГТУ» [1]. В ходе эксперимента планируется запустить космический микроаппарат (КМА) типа CubeSat 1U [3], с которого будет развернута конструкция двухлопастного солнечного паруса. Для успешного проведения эксперимента необходимо отделение КМА с начальным значением угловой скорости не более 0,5°/с [2]. Запуск будет осуществляться космонавтами во время внекорабельной деятельности. На момент начала разработки эксперимента пусковые устройства, способные выполнить данную задачу, не существовали. Широко используемые пусковые устройства для КМА CubeSat типа P-POD [3] не обеспечивают требуемый уровень угловой скорости КМА при отделении в виду своих конструктивных особенностей. Разработчиками эксперимента была предложена схема пускового устройства, обеспечивающая заданное ограничение угловой скорости отделения.

С использованием программного пакета MSC.Adams 2012 была создана модель динамики отделения КМА с применением разработанного пускового устройства. В проведённых численных экспериментах угловая скорость КМА при отделении не превышала заданное значение, что подтверждает правильность выбранного технического решения.

На этапе наземной отработки пускового устройства была создана экспериментальная установка натурного моделирования вращательного движения КМА с обезвешиванием КМА. Инерционно-массовые характеристики макета КМА соответствуют прототипу. Макет содержит микромеханический гироскоп для измерения угловой скорости и последующей передачи её значения по радиоканалу на персональный компьютер для дальнейшего анализа. В процессе натурных экспериментов была уточнена и верифицирована математическая модель динамики отделения КМА.

В результате проведённых численных и натурных экспериментов было подтверждено соответствие разработанного пускового устройства заданным техническим требованиям, в части процесса отделения КМА.

Также при разработке пускового устройства большое влияние на его облик оказали особенности работы с ним оператора в скафандре во время внекорабельной деятельности, а также требования по обеспечению безопасности и недопустимости несанкционированного срабатывания. Для эргономической оценки разработанного устройства был изготовлен натурный макет.

Список литературы

1. Rachkin, D., Tenenbaum, S., Dmitriev, A., Nerovnyy, N., Kotsur, O., and Vorobyov, A. (2011). 2-blades deploying by centrifugal force solar sail experiment (IAC-11,E2,3,8,x9437). In Proceedings of 62nd International Astronautical Congress, pages 9128–9142, Cape Town, SA.

2. Mayorova V., Popov A., Nerovnyy N., Rachkin D., Tenenbaum S. Two-Blade Solar Sail Dynamics. Advances in Solar Sailing / под ред. Macdonald M. Springer Berlin Heidelberg. 717–735. 2014.

3. CubeSat Design Specification Rev. 12 [Электронный ресурс]: The CubeSat Program, Cal Poly SLO. URL: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf (дата обращения 10.09.2017).

АНИЗОГРИДНЫЙ СЕТЧАТЫЙ ДВУХКОНУСНЫЙ АДАПТЕР ДЛЯ ЗАПУСКА БЛОКА ТРЕХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Хахленкова А. А.[1]
[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», г. Железногорск, Россия

Запуск нескольких космических аппаратов (КА) одной ракетой является сложной инженерной задачей, решение которой позволит значительно сократить расходы на формирование орбитальной группировки, состоящей из множества однотипных КА. Основной вопрос в такой задаче, требующий тщательной проработки — это соединение блока КА со средством выведения.

Традиционно интеграция как КА, так и блока нескольких КА с ракетой-носителем (РН) осуществляется с помощью устройства отделения (УО). УО используется для отделения КА от РН с заданными параметрами по команде системы управления РН.

Неотъемлемой частью УО является адаптер — переходная конструкция, служащая для размещения элементов УО КА (таких как замки, толкатели, различные прижимные и поворотные устройства) и жесткого соединения КА или блока КА с ракетой-носителем. Эта конструкция воспринимает нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации КА, а также при старте ракеты-носителя, поэтому она должна обладать высокими жесткостью и прочностью.

Необходимая жесткость определяется разработчиком ракеты-носителя в виде требований к собственным частотам блока КА, закрепленного по стыку с РН [1,2]. Для различных средств выведения требования к боковой частоте колеблются в пределах от 8 до 12 Гц, к продольной частоте — от 25 Гц и выше.

В настоящее время для соединения с РН и вывода на орбиту блока трех КА используют металлическую ферменную конструкцию (рис. 1), представляющую собой набор фитингов, соединенных между собой полыми алюминиевыми трубами.

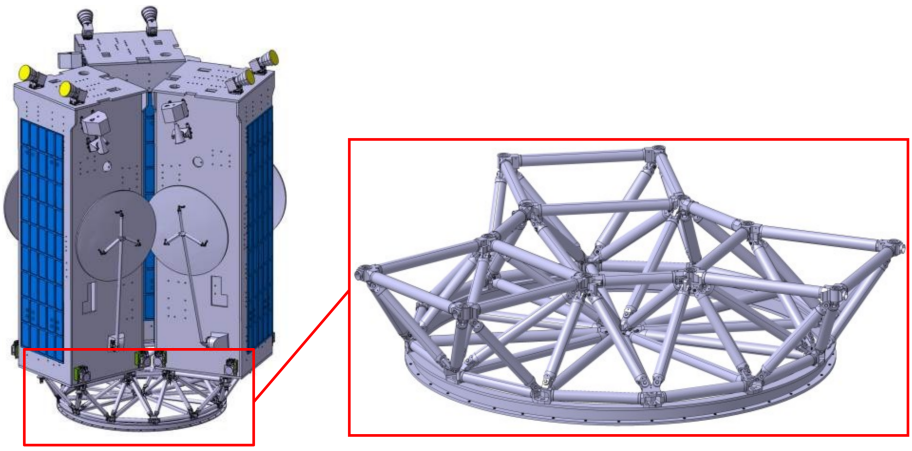


Рис. 1. Размещение блока КА на ферменной конструкции

Ферменная конструкция обладает рядом недостатков:

- большая масса ввиду использования металлов;
- сложность и неточность сборки из-за наличия большого количества соединяемых элементов;
- высокие локальные нагрузки на интерфейс с РН.

Предлагается усовершенствованный адаптер, не имеющий описанных недостатков. Его конструкция, обладающая сравнительно небольшой массой и высокой жесткостью благодаря использованию современных композиционных материалов, позволяет обеспечить требуемую жесткость блока КА при меньшей массе, а также равномерно распределить нагрузку на интерфейсные точки с РН. Технология изготовления элементов та-

кой конструкции отработана на многих российских КА, в том числе производства АО «ИСС» [3].

Двухконусный адаптер для запуска трех КА (рис. 2) является системой из двух композитных анизогридных сетчатых конических оболочек [4], имеющих один общий шпангоут; в верхней части такой системы расположена скрепленная с конусами несущая трехслойная панель [5].

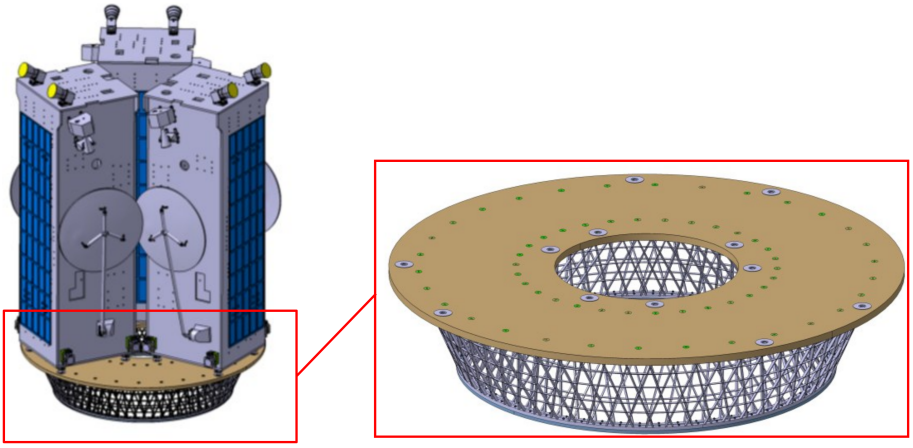


Рис. 2. Размещение блока КА на двухконусном адаптере

Проведен параметрический анализ предлагаемой конструкции адаптера. Предложены различные способы повышения жесткости адаптера: применение материалов с высоким модулем упругости, изменение толщины обшивок панели, введение локальных зон усиления, а также изменение параметров сетчатой структуры конических оболочек [6]. Также произведен расчет устойчивости конструкции адаптера под действием продольной сжимающей и боковой перегрузок, аналогичным нагрузкам участка выведения.

Предварительная оценка массы предлагаемого адаптера демонстрирует его преимущество перед ферменной конструкцией.

Полученные результаты могут применяться при предварительном проектировании УО для запуска блока трех космических аппаратов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской федерации, номер гранта RFMEFI57517X0144.

Список литературы

1. Soyuz User's Manual. Issue 3, Revision 0, April, 2001 [Электронный ресурс]. URL: http://www.starsem.com/services/images/soyuz_ users_manual_190401.pdf (дата обращения: 31.05.2016).

2. Proton Launch System Mission Planner's Guide. Revision 7, October, 2009 [Электронный ресурс]. URL: http://www.ilslaunch.com/launch-services/proton-mission-planners-guide.html (дата обращения 31.05.2016).

3. Буланов И. М., Воробей В. В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 1998. 516 с.

4. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение к космической технике / В. В. Васильев, В. А. Барынин, А. Ф. Разин и др. // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.

5. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем. М.: Машиностроение, 1991. 272 с.

6. Хахленкова А. А. Двухконусный адаптер для запуска блока трёх космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. 2016. Т. 17, № 3. С. 748–759.

АНАЛИЗ ДЕФОРМАЦИОННОЙ СПОСОБНОСТИ ВЫСОКОУГЛЕРОДИСТОЙ СТАЛИ В ЗАКАЛЕННОМ СОСТОЯНИИ

Абрамова М. М.[1], Губайдуллина А. И, Караваева М. В.[1], Бочкова Р. Р.[2]
[1]Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа, Россия
[2]ООО «Вилабратор Аллевар Урал», г. Екатеринбург, Россия

Одним из основных направлений современного материаловедения является повышение прочностных и технологических характеристик конструкционных материалов. Многочисленные исследования последнего десятилетия убедительно свидетельствуют о том, что механические свойства наноструктурных (НС) и субмикрокристаллических (СМК) металлов и сплавов значительно превышают свойства этих материалов в обычном крупнокристаллическом состоянии. Высокие удельные характеристики позволяют надеяться на значительное расширение круга применения этих НС материалов при уменьшении стоимости и веса машин и механизмов, а также повышении надежности их эксплуатации. Необычное сочетание свойств СМК и НС материалов обусловлено спецификой их структуры, которая заключается, прежде всего в резком увеличении объемно доли границ раздела и в значительно большей (десятки процентов) доли приповерхностных атомов [1–3]. Несмотря на большое количество опубликованных работ, посвященных НС и СМК состояниям чистых металлов и сплавов, в частности сталей, в литературе отсутствуют данные по формированию наноструктур в высооуглеродистых сталях. К тому же до настоящего времени деформационная способность высокоуглеродистой стали в закаленном практически не исследована. Поэтому перед проведением интенсивной пластической деформации была проанализирована способность стали к пластической деформации, а также оценена стойкость инструмента при обработке стали с высокой исходной прочностью.

В качестве исследуемого материала была использована высокоуглеродистая подшипниковая сталь, химический состав которой приведен в табл. 1.

Таблица 1. Химический состав исследуемой стали

Элемент	C	Cr	Si	Mn	P	S	Ni	Mo
Содержание,%	1,00	1,50	0,24	0,31	0,01	0,09	0,16	0,02

В результате закалки пластичность стали близка к 0, тогда как прочностные характеристики чрезвычайно высоки. Поэтому деформация стали в закаленном состоянии должна проводиться при повышенной температуре. Были выбраны следующие температуры деформации $= 500°C$ и $= 400°C$.

Для определения реологических свойств стали в закаленном состоянии при температуре деформации проводились испытания на сжатие цилиндрических образцов диаметром 6 мм высотой 7 мм скоростях деформации $\xi_1 = 5{,}2 \cdot 10^{-4}$ с$^{-1}$, $\xi_2 = 5{,}3 \cdot 10^{-3}$ с$^{-1}$ и $\xi_3 = 1{,}1 \cdot 10^{-2}$ с$^{-1}$. Истинные кривые «напряжение-деформация» приведены на рис. 1.

Напряжение течения закаленного материала чувствительно к скорости деформации. На начальных участках кривых деформации отмечается некоторое разупрочнение до $e \approx 0{,}3$, — незначительное упрочнение. Такое поведение возможно обусловлено процессами отпуска, протекающими параллельно с деформационным упрочнением.

Величина разупрочнения на начальной стадии деформации зависит от скорости и температуры деформации. Наиболее значительное разупрочнение наблюдается при температуре $T = 400°C$. При дальнейшей деформации выше $e = 0{,}3$ наблюдается некоторое упрочнение, наиболее заметное деформации $T = 400°C$.

Начальные напряжения при деформировании закаленного материала при $= 400°C$ составили около 2000 МПа, что совпадает с прочностью материала существующей оснастки (матрицы и пуансона), поэтому эксперименты на осадку при более низких температурах выполнять нецелесообразно.

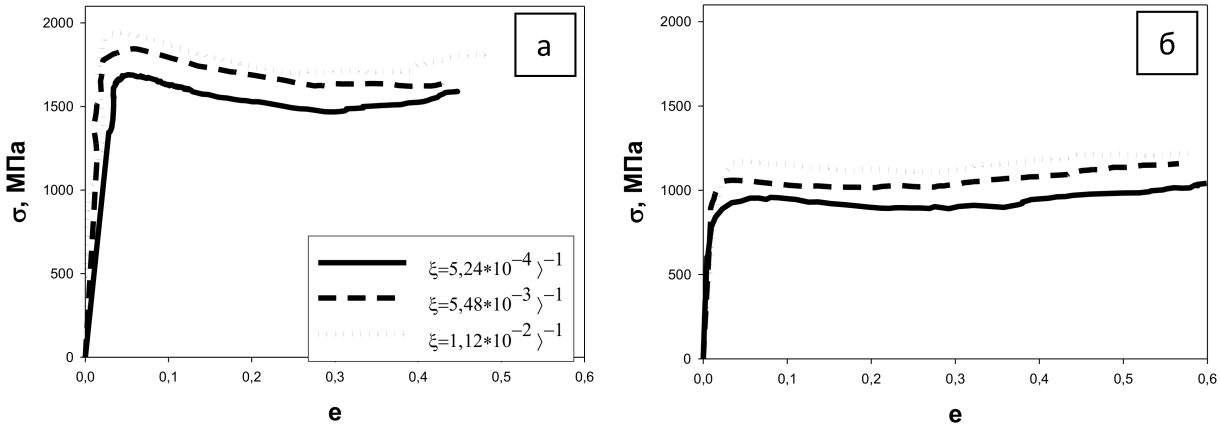


Рис. 1. Истинные кривые «напряжение-деформация» стали ШХ15 в закаленном состоянии: а) при $T = 400°C$; б) при $T = 500°C$

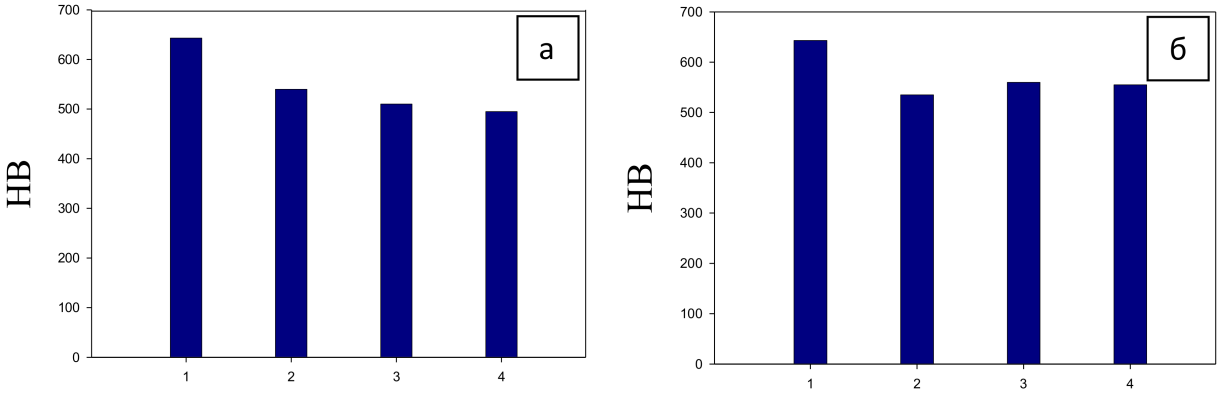


Рис. 2. Микротвердость в центральной зоне образцов после осадки закаленного состояния при температуре $= 400°C$ (а) и $= 500°C$ (б)

Твердость исходных закаленных образцов после сжатия несколько снижается. Величина снижения зависит от температурно-скоростного режима деформации (рис. 2).

Из экспериментов на сжатие следует, что при деформации стали ШХ15 в закаленном состоянии наблюдается некоторое разупрочнение. Твердость после осадки закаленного состояния несколько ниже, чем после обработки на мартенсит (закалка). Это подтверждает исходную гипотезу о том, что при деформации закаленной стали, возможно, превалирующее действие разупрочняющих механизмов, что позволит получить высокопрочное состояние с удовлетворительной пластичностью.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 17-48-020253.

Список литературы

1. Андриевский Р.А. Наноматериалы: концепция и современные проблемы // Журнал Рос. химич. общества им. Д.И. Менделеева. 2002. Т. 26. № 5. С. 55–56

2. Алферов Ж.И., Копьев П.С., Сурис Р.А. и др. Наноматериалы и нанотехнологии // Нано- и микросистемная техника. 2003. № 8. С. 3–13.

3. Gleiter H. Nanostructured Materials state of art and perspectives basic concepts and microstructure // Acta Materialia. 2000. P. 1–29.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОРПУСА СРЕДНЕГО ПЕРЕХОДНИКА ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ РБ 14С48

Дворников А. В.[1], Киричек А. С.[1], Прялухин О. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В целях повышения энергомассовых характеристик разгонного блока РБ14С48 (в рамках конкурса по снижению массы) проведена работа по разработке конструкции и технологии изготовления корпуса среднего переходника (СП) из композиционных материалов (КМ). Для достижения указанной цели были решены следующие задачи:

- проведен анализ конструкторско-технологических концепций силовых конструкций цилиндрической формы;
- проведена проектно-конструкторская проработка и прочностной анализ двух вариантов корпусов СП из КМ (подкрепленного и трехслойного);
- разработаны технологии изготовления для подкрепленного и трехслойного корпусов СП из КМ;
- апробирована выбранная технология изготовления СП.

Металлический аналог силовой конструкции СП представляет собой клепанную цилиндрическую оболочку толщиной 1,5 мм, подкрепленную продольным и поперечным силовым набором. Материалы, применяемые в силовой конструкции — алюминиевые сплавы Д16, В95, АК6. Масса корпуса СП составляет 677,4 кг.

Рассмотрены и проанализированы следующие конструктивно — технологические концепции силовых конструкций цилиндрической формы из КМ: сетчатая, трехслойная и подкрепленная (стрингерная) конструкции.

Сетчатая конструкция корпуса СП. Анализ и проектная проработка сетчатой (изогридной) конструкции корпуса СП из КМ были проведены ЗАО ЦПР ОАО ЦНИИСМ в 2010 году для РБ ДМ-SLB.

Корпус СП представляет собой несущую конструкцию цилиндрической формы, состоящую из сетчатой силовой оболочки с обшивкой, композитных торцевых шпангоутов и металлических кронштейнов. Необходимость обшивки обусловлена тем, что корпус должен обеспечивать относительную герметичность. Наличие обшивки ухудшило массовое совершенство корпуса. Масса конструкции составляет 630,7 кг.

Подкрепленная (стрингерная) конструкция корпуса СП. Корпус СП в данном варианте представляет собой несущую силовую конструкцию цилиндрической формы, состоящую из оболочки, подкрепленной продольным и поперечным силовым набором.

Продольный силовой набор представляет собой набор стрингеров, выполненных интегрально с оболочкой. Внутренняя полость стрингеров заполнена полиимидным пенопластом. Поперечный набор включает в себя торцевые (интегральные) и промежуточные (клеевое соединение) шпангоуты. Фитинги под пирозамки и пироболты крепятся к оболочке и стрингерам клеемеханическим способом.

Обшивка имеет толщину 2,05 мм с местными усилениями в зонах шпангоутов, вырезах под люки, местах под установку кронштейнов. Обечайка и подкрепляющий силовой набор выполнены из углепластика КМКУ. Разработаны схемы армирования основных силовых элементов корпуса СП. Масса конструкции составляет 600,6 кг.

Трехслойная конструкция корпуса СП. Силовая конструкция корпуса СП в данном варианте представляет собой трехслойную цилиндрическую оболочку, подкрепленную поперечным силовым набором. Общий вид трехслойного корпуса СП в соответствии с рис. 1.

Поперечный силовой набор включает торцевые шпангоуты из алюминиевого сплава В95Т1 (клеемеханическое соединение) и промежуточные шпангоуты из углепластика КМКУ (клеевое соединение). Кронштены под пирозамки и пироболты крепятся к оболочке клеемеханическим способом.

Трехслойная оболочка состоит из внутренней и наружной обкладок из КМКУ и алюминиевого сотового заполнителя. Основной пакет оболочки имеет строительную вы-

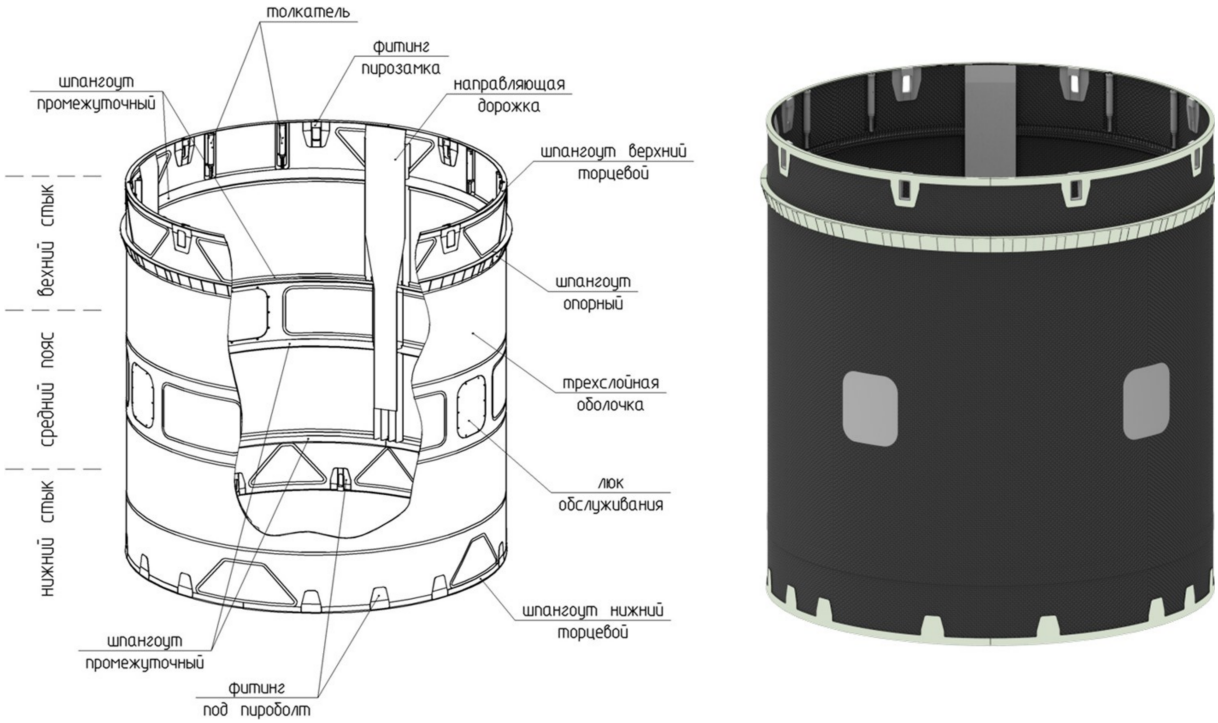


Рис. 1. Общий вид трехслойного корпуса СП

соту 21,7 мм. В местах установки кронштейнов и торцевых шпангоутов, а также в зоне размещения люков выполнены локальные усиления. Разработаны схемы армирования основных силовых элементов корпуса СП. Масса конструкции составляет 588 кг. Ввиду наименьшей массы данный вариант принят основным.

Сборка трехслойной оболочки проводится без оправки с использованием предварительно отформованных углепластиковых листов, используя для позиционирования непосредственно силовой или технологический каркас, входящий в состав изделия. Данная концепция позволяет повысить коэффициент реализации свойств материала несущих слоев и конструкции в целом, а также значительно сократить сроки и затраты на подготовку производства по сравнению с традиционными способами изготовления.

В результате выполненной работы были достигнуты следующие результаты:

• масса разработанного концепта конструкции корпуса СП из КМ снижена на 90 кг (13%) по сравнению с алюминиевым аналогом;

• апробирована «безоснасточная» технология изготовления СП (разработан и изготовлен технологический макет), применение которой может быть реализовано в новых конструкциях (корпус СП 14С49, створки обтекателей и переходные отсеки РН).

Список литературы

1. Зиновьев П.А., Смердов А.А. Оптимальное проектирование композитных материалов: Учебное пособие. М: Изд-во МГТУ им Н. Э. Баумана, 2006. 103 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ УГЛЕПЛАСТИКА ПОСЛЕ ЛАЗЕРНОЙ ОБРАБОТКИ, ПРОВОДИМОЕ В СРАВНЕНИИ С ОБРАЗЦОМ, ПРОШЕДШИМ МЕХАНИЧЕСКУЮ ОБРАБОТКУ

Яббарова Д. Р.[1], Салихов Р.[1], Хабибуллина Л. В.[1]
[1]Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева — КАИ, г. Казань, Россия

Благодаря своим уникальным характеристикам таким, как легкость и прочность, углепластик широко используется в различных отраслях современной промышленности, в том числе и в ракетостроении, например, при изготовлении топливных баков или раскатных баллонов [1]. И одной из новейших технологий раскроя углеродного композиционного материала является лазерная резка. В данной работе мы провели исследование изменения структуры углепластика после такой его обработки.

Рентгенофазовый анализ структуры поверхности лазерного реза проводился с помощью многофункционального дифрактометра Rigaku SmartLab. Исследование образца проводили в сравнении с образцом механического реза того же материала. Съемка дифрактограмм проводилась в режиме симметричной съемки в геометрии Брэгга-Брентано. Полученные с дифрактометра данные представлены на рис. 1 и рис. 2, сравнительное (наложенное) представление обеих дифрактограмм — рис. 3.

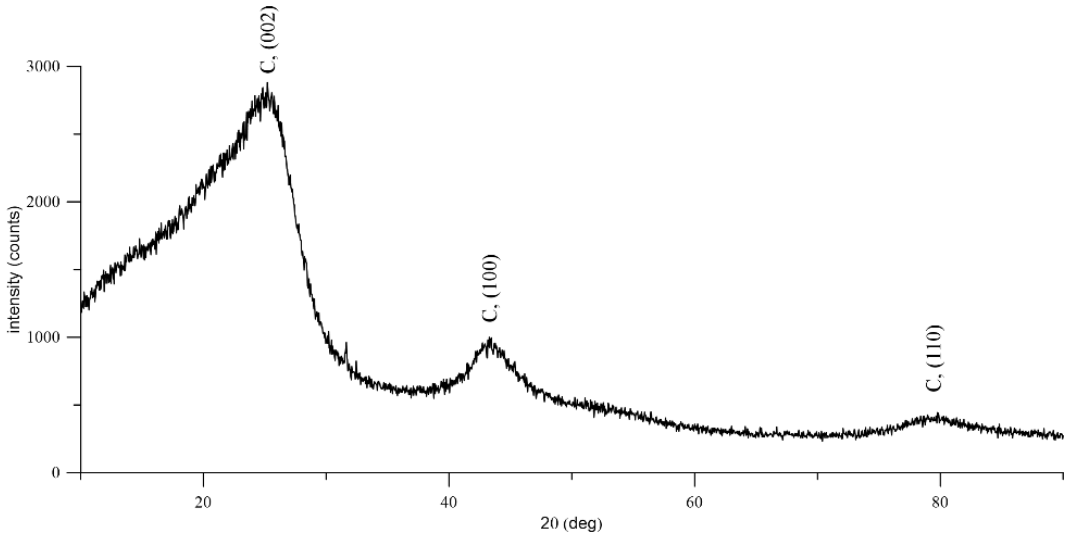


Рис. 1. Дифрактограмма образца механической резки

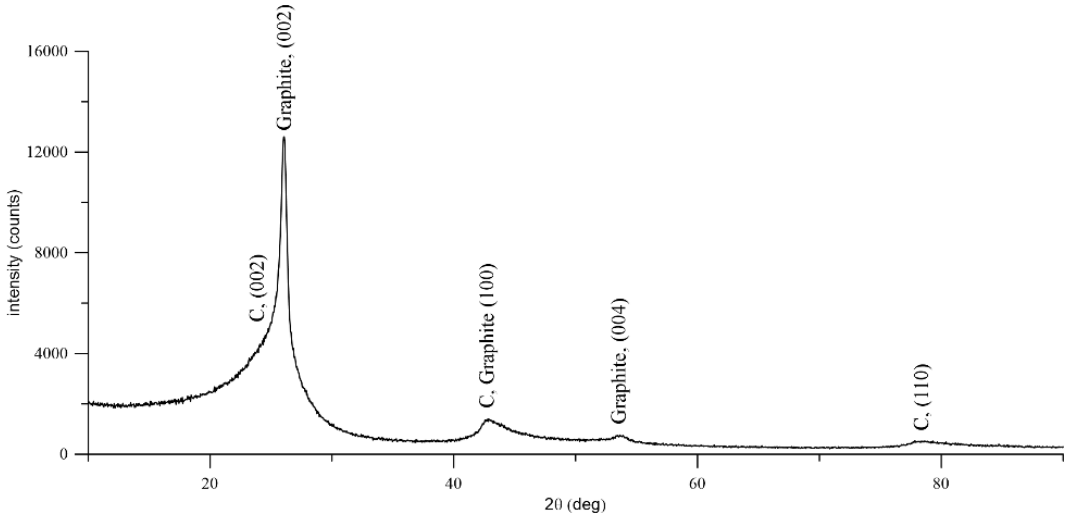


Рис. 2. Дифрактограмма образца лазерной резки

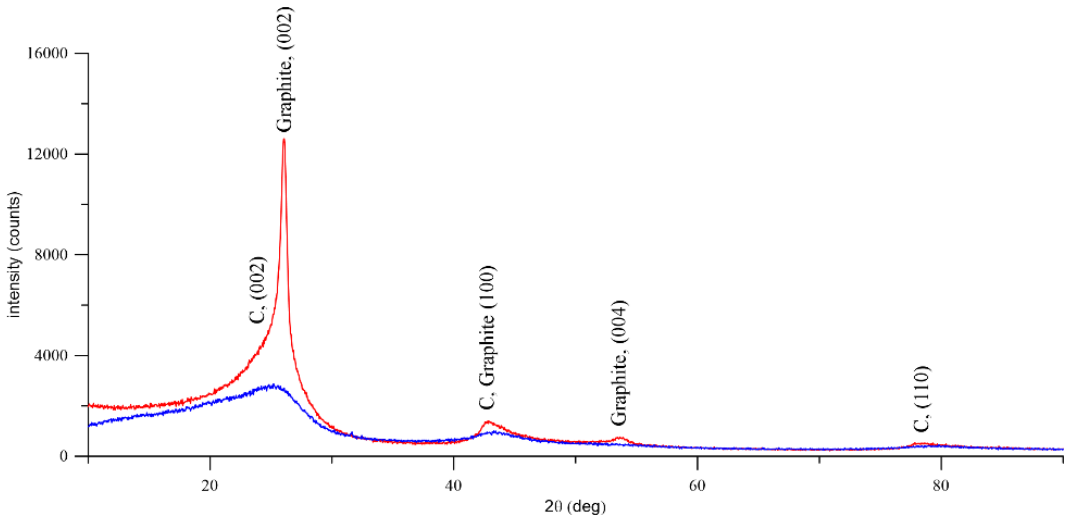


Рис. 3. Сравнительное представление дифрактограмм двух образцов

На дифрактограмме образца механической обработки (рис. 1) представлены исключительно широкие дифракционные пики, положение и форма которых характерны для ряда слабоупорядоченных (аморфных) структур углерода, таких как сажа, углеродные луковичные структуры, углеродное волокно. На дифрактограмме образца лазерного раскроя УУКМ (рис. 2), помимо вышеуказанных пиков, присутствует выраженный узкий дифракционный пик, который соответствует межплоскостному расстоянию, равному 3,42 А. Данная величина межплоскостного расстояния близка по значению к межплоскостному расстоянию (002) в структуре графита (3,35 А). Таким образом, можно утверждать, что в результате лазерного воздействия происходит «графитизация» поверхности углеродного волокна. В результате образуются структуры, в которых наблюдается упорядоченная укладка графеновых слоев вдоль линии реза.

Список литературы

1. Бондалетова Л.И., Бондалетов, В.Г. Полимерные композиционные материалы (часть 1): учебное пособие / Л.И. Бондалетова, В.Г. Бондалетов. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. 118 с.

2. Кузнецов С.И., Петров А.Л. Применение лазерного излучения для модификации поверхности и раскроя углеродных композиционных материалов и углеродных тканей [Текст] / С.И. Кузнецов, А.Л. Петров // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2003. № 1 С. 46–54.

3. Freitag C., Onuseit V., Weber R., Graf T., Kononenko T.V., Komlenok M.S, Konov V.I. Oxygen-assisted multipass cutting of carbon fiber reinforced plastics with ultra-short laser pulses [Текст] / C. Freitag, V. Onuseit, R. Weber, T. Graf, T. V. Kononenko, M. S. Komlenok, V. I. Konov // Journal of Applied Physics. 2014. № 115 C. 103–107.

4. Finger J, Weinand M., and Wortmann D. Ablation and cutting of carbon-fiber reinforced plastics using picosecond pulsed laser radiation with high average power [Текст] / J. Finger, M. Weinand, D. Wortmann // Journal of Laser Applications. 2013. № 25 C. 71–75.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА УЧЕТА НЕЛИНЕЙНЫХ ДИССИПАТИВНЫХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Казакова О. И.[1,2]
[1]Томский государственный университет, г. Томск, Россия
[2]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Динамическая конечно-элементная модель (КЭМ) играет важную роль в вопросах обеспечения прочности конструкции при воздействии динамических нагрузок. Для создания достоверных моделей требуются жесткостные и диссипативные свойства материалов. В связи с ростом применения в современных конструкциях композиционных материалов, жесткостные свойства которых известны, хотя, зачастую, требуют уточнения, а сведения о свойствах диссипации которых отсутствуют, становятся актуальными задачи определения указанных свойств таких материалов для использования их при расчете откликов конструкции при динамическом нагружении.

Экспериментальные и теоретические исследования указывают на влияние на коэффициент внутреннего трения значений амплитуд колебаний, которые в свою очередь зависят от уровней входного воздействия [1–3]. В тоже время современные программные комплексы численного моделирования, такие как Ansys, Nastran, Abacus, позволяют использовать различные виды демпфирования, ни одно из которых не может быть задано функцией от напряжения, деформации или амплитуды колебаний [4]. Целью данной работы является разработка подходов, позволяющих реализовать создание нелинейной динамической модели конструкций с зависящими от напряжений коэффициентами демпфирования. Для достижения данной цели работа разбита на два этапа. Первый заключается в выявлении зависимостей относительного коэффициента затухания от уровней деформации/напряжения в композиционных материалах различной структуры. Второй — в разработке алгоритма применения этих зависимостей для задач моделирования динамических испытаний.

Для проведения испытаний были изготовлены плоские композитные образцы в виде прямоугольных пластин с постепенным усложнением схемы укладки от однослойной до двенадцатислойной структуры. Были построены конечно-элементные модели экспериментальных образцов. На рис. 1 показан композиционный образец с десятислойной схемой укладки и его КЭМ.

а) б)

Рис. 1. Композиционный образец(а) и его КЭМ(б)

На образцах были проведены три вида экспериментальных исследований. Первый вид испытаний — это модальные испытания с использованием виброметра фирмы Polytec. Проводился он в диапазоне частот от 0 до 5000 Гц. Второй вид испытаний — гармонические испытания под воздействием различных уровней входного воздействия от 0.2 g до 1.5 g. И третий вид испытаний — свободные затухания колебаний. При всех испытаниях образцы были закреплены консольно. Определение на прямую значений коэффициентов демпфирования по резонансному пику или по временной зависимости амплитуды виброускорений, полученных при испытаниях, дают «интегральное» значение демпфирования, которое отражает все поле демпфирования проявляющееся на образце под динамической нагрузкой. Данное значение может измениться при изменении конструкции образца. Для дальнейшего применения требуется определение зависимостей относительного коэффициента затухания от уровней деформации/напряжения в материале. Для этого в данной

работе впервые применен расчетно-экспериментальный подход для выявления этих зависимостей на основе КЭМ образцов.

Предварительно были настроены жесткостные характеристики КЭМ образцов по результатам испытаний. Для моделирования демпфирования зависящего от уровня деформации/напряжения в образце каждому конечному элементу модели был присвоен свой материал и каждому из этих материалов был задан свой коэффициент демпфирования, который после расчета изменялся в модели в зависимости от реализованного в нем уровня главной деформации. Этот процесс осуществляет внешняя надстройка над ANSYS, написанная на языке программирования python. На рис. 2 показано распределение главной деформации по поверхности образца под воздействием гармонической нагрузки.

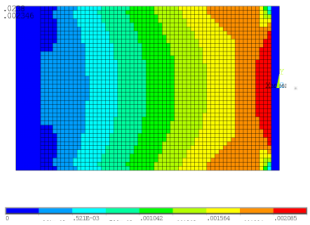


Рис. 2. Распределение главной деформации по поверхности образца

В работе применены разные модели зависимостей коэффициентов демпфирования от деформации в материале. Опишем процесс поиска этой взаимосвязи на примере модели, описанной уравнением (1).

$$\zeta_i = a \cdot \sigma_i^2 + b \cdot \sigma_i + c \tag{1}$$

где ξ_i — коэффициент демпфирования в i-ом элементе КЭМ образца; σ_i — значение главной деформации в i-ом элементе КЭМ образца; a, b, c — коэффициенты уравнения.

Для нахождения значения коэффициентов a, b и c осуществляется решением оптимизационной задачи с помощью математического комплекса pSeven DATADVANCE. В качестве целевых функций служат отклонения результатов расчета на основе КЭМ образцов от результатов испытаний. Полученные таким образом закономерности планируется использовать для моделирования поведения конструкции под различными уровнями динамического воздействия. Для осуществления поставленных целей требуется разработка методики создания динамических моделей, учитывающих выявленные зависимости.

В работе применен многоуровневый подход. На мезо уровне (уровне образцов материалов) определяются зависимости коэффициентов демпфирования от деформации/напряжения в материале. На макроуровне планируется применение этих зависимостей при моделировании поведения полноразмерной конструкции в сборе.

Список литературы

1. S. J. Elliott, M. Ghandchi Tehrani and R. S. Langley, Philos. Trans. R. Soc. A-Math. Phys. Eng. Sci.. 373, 20140402 (2015).

2. Elliott S. J., Ghandchi Tehrani M., Langley R. S. Nonlinear damping and quasi-linear modeling // Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences. 2015, Vol. 373, Iss. 2051. P. 2014042-1–2014042-30.

3. Khan S.U., Li C.Y., Siddiqui N.A., Kim J.-K., Vibration damping characteristics of carbon fiber-reinforced composites containing multi-walled carbon nanotubes // Compos. Sci. Technol. 2011. Vol. 71. Iss. 12. P. 1486 1494.

4. Челомей Н., Вибрации в технике: Справочник в 6 томах, под редакцией К.В. Фролова. Т. 6. М.: Машиностроение, 1981. 456 с.

5. ANSYS® Mechanical APDL, Release 16.1, Help System, Structural Analysis Guide, ANSYS, Inc.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ФЕРМЕННОЙ СЕКЦИИ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ И ПРОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ФЕРМЫ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОЙ ТЯГИ МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА

Смердов А. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Многоразовый межорбитальный буксир с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) предназначен для доставки лунных взлетно-посадочных и посадочных комплексов, контейнеров с полезной нагрузкой, топливом, научного оборудования и многих других грузов, необходимых для освоения Луны или произведенных на Луне с низкой околоземной орбиты на низкую окололунную орбиту и обратно [3,4]. Возможный вид буксира с ЭРДУ приведен на рис. 1.

Рис. 1. Возможный вариант компоновки транспортно-энергетического модуля с ЭРДУ

Конечно-элементная модель фермы крепления ЭРДУ представлена на рис. 2. В данной работе исследуется влияние параметров ферменной секции на динамические и прочностные характеристики фермы [1,2]. К таким параметрам относятся — длина секции, диаметр и толщина стержня, а также конфигурация секции.

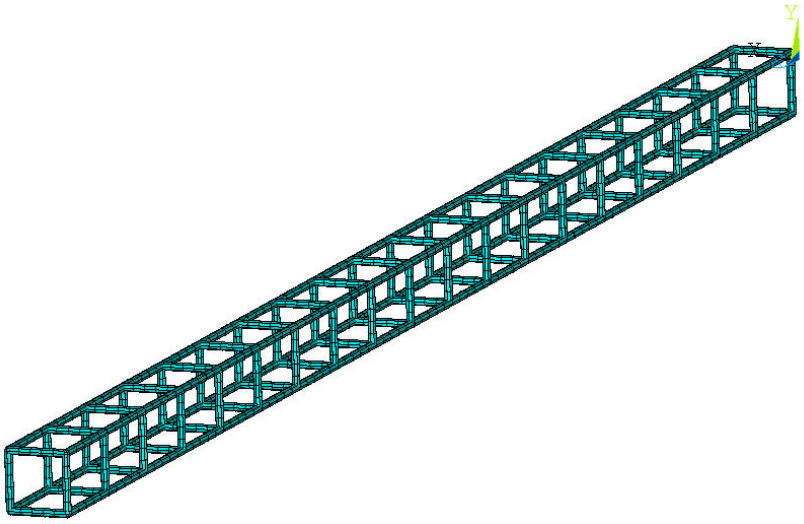


Рис. 2. Конечно-элементная модель фермы крепления ЭРДУ

Список литературы

1. Баничук Н.В. Введение в оптимизацию конструкций. М.: Наука, 1986. 304 с.

2. Баничук Н.В., Карпов И.И. , Климов Д.М. и др. Механика больших космических конструкций. М.: Факториал, 1997. 302 с. ISBN 5-88688-021-6.

3. Косенко А.Б., Синявский В.В., Технико-экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2 . С. 72–84.

4. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Науч. ред. В.П. Легостаев и В.А. Лопота. М.: РКК «Энергия». 2011. 550 с.

ТЕОРИЯ КОЛЕБАНИЙ НЕКОНСЕРВАТИВНЫХ СИСТЕМ В ЗАДАЧЕ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КРЫЛАТЫХ РАКЕТ

Мензульский С. Ю.[1]
[1]АО «КТРВ», г. Королёв, Россия

С точки зрения теории колебаний неконсервативных систем основными проблемами при создании современных крылатых ракет являются:

- динамическая аэроупругая неустойчивость (флаттер);
- потеря работоспособности системы управления, вызванная колебаниями конструкции летательного аппарата (аэросервоупругость).

В процессе разработки новых крылатых ракет решена задача флаттера перспективного сверхзвукового летательного аппарата. Разработаны специализированные упругомассовая и аэродинамическая модели ЛА в расчётном комплексе MSC.Nastran/FlightLoads. Получены и верифицированы по результатам лётных испытаний параметры динамических аэроупругих характеристик.

В процессе лётно-конструкторских испытаний другого перспективного изделия АО «КТРВ» была выявлена аэросервоупругая динамическая неустойчивость в канале крена, приводящая к существенному снижению лётно-технических характеристик. Ни один из современных программных комплексов не позволяет рассчитать данный процесс с учётом всех требуемых факторов. Была разработана методика, позволяющая с помощью интеграции различных расчётных пакетов смоделировать работу системы управления летательного аппарата на упругой конструкции с учётом влияния набегающего потока воздуха. По результатам работы в алгоритмы управления ЛА были внесены доработки, обеспечивающие достижение требуемых ЛТХ.

АНАЛИЗ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТА КОМПОЗИТНОГО СОЕДИНИТЕЛЬНОГО УЗЛА ДЛЯ ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Смердов А. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В ферменных конструкциях стержни соединяются с помощью соединительных узлов. Металлический соединительный узел является составным и выполняется фрезерованием двух или нескольких металлических заготовок с дальнейшей сборкой с помощью болтов и штифтов. Типовой металлический соединительный узел представлен на рис. 1.

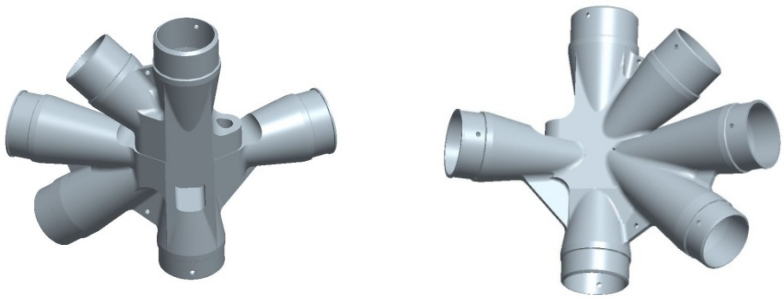


Рис. 1. Металлический соединительный узел

Такой узел обладает значительной массой. С целью уменьшения массы конструкции выглядит логичным исследование возможности использования композитных материалов в конструкции соединительного узла [1,2]. Модель композитного соединительного узла изображена на рис. 2.

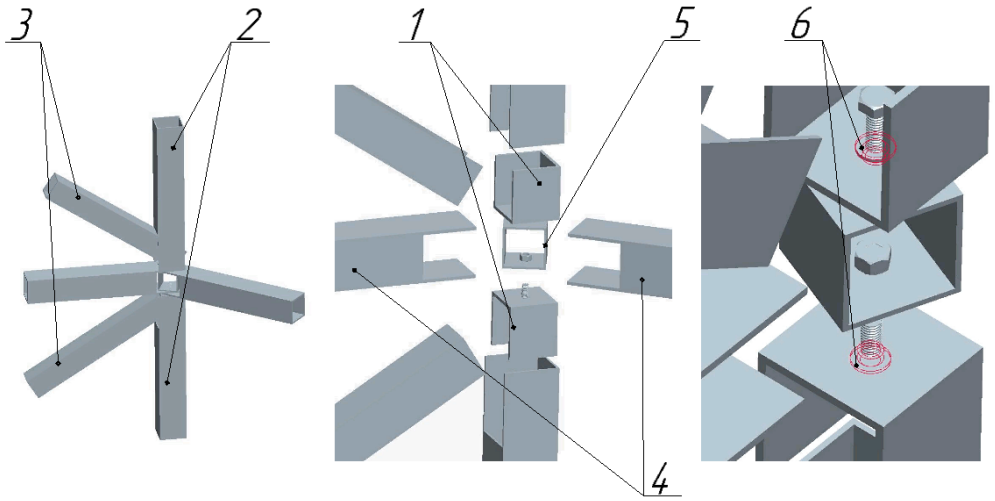


Рис. 2. Вариант исполнения композитного соединительного узла с болтовым соединением

Данный узел состоит из центральных элементов 1, вклеенных в него вертикальных стержней 2 и диагональных стержней 3. Центральные элементы соединяются с горизонтальными стержнями 4 и композитной вставкой 5 при помощи болтового соединения, реализованного с помощью втулок 6 в центральных элементах и в горизонтальных стержнях. Таким способом изготавливаются отдельные секции, соединяемые между собой болтами [3,4].

В данной работе проводился экспериментальный и численный анализ прочностных характеристик элемента композитного соединительного узла. Конечно-элементная модель элемента соединительного узла представлена на рис. 3. Изготовленный и испытанный элемент в соответствии с рис. 4.

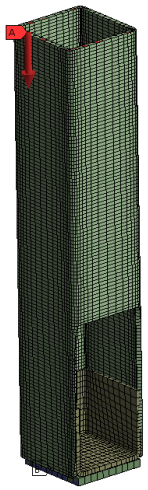


Рис. 3. Конечно-элементная модель элемента соединительного узла

Рис. 4. Элемент композитного соединительного узла

Список литературы

1. Композиционные материалы в конструкции летательных аппаратов. Сборник статей. М.: Машиностроение, 1975, 272 с. Перевод с англ. Г. А. Молодцова, под ред. проф. А. Л. Абибова.

2. Композиционные материалы. В 8-ми т./ Пер. с англ. под ред. Л. Браутмана и Р. Крока. М.: Машиностроение. 1978. Пер. изд.: Composite Materials. Нью-Йорк, 1975. Т. 7. Анализ и проектирование конструкций. Часть 1 / Под ред. К. Чамиса. 1978, 300 с., ил.

3. Зимин В.Н., Смердов А.А.. Исследование задач оптимального проектирования многосекционных композитных космических ферменных конструкций // Решетневские чтения. 2016. Т. 1. № 20. С. 119–121.

4. Зимин В.Н., Смердов А.А. Проектирование композитных соединительных узлов в задачах оптимизации многосекционных композитных космических ферменных конструкций // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М. Ф. Решетнева. 2017. Т. 18. № 1. С. 123–131.

ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОАКТИВНЫХ ПОЛИМЕРОВ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

Морозов О. С.[1], Бабкин А. В.[1], Булгаков Б. А.[1]
[1]Институт новых углеродных материалов и технологий при МГУ им. М. В. Ломоносова, г. Москва, Россия

Важнейшим критерием, определяющим направление разработок и оптимизации технологий для применения в космических аппаратах, является масса. Применение объемных, тяжелых материалов может существенно ограничить возможности космической миссии. Поэтому создание новых легких, компактных, и прочных материалов является первоочередной задачей. С другой стороны, поиск новых более эффективных технологий, позволяющих изменить сам принцип функционирования и конструкции устройств, выглядит не менее привлекательным. В отличие от обычных механических преобразователей, таких как, электродвигатели, двигатели внутреннего сгорания, а также пневматические устройства, в которых движение генерируется посредством изменения относительных положений между их частями, преобразователи на основе умных материалов демонстрируют гибкое движение, благодаря изменению формы или объема самого устройства. Одной из наиболее многообещающих технологий является электромеханические преобразователи на основе электроактивных полимеров (ЭАП).

Исполнительные устройства (актуаторы) на основе ЭАП представляют собой трехслойное устройство, состоящее из электролитной полимерной пленки, покрытой с двух сторон электродами. При приложении напряжения между электродами происходит набухание одной поверхности устройства за счет миграции ионов электролита, что приводит к деформации всего устройства.

Целью данной работы является создание актуатора для работы в агрессивных условиях космоса. Выбор материалов обусловлен литературными данными по устойчивости веществ в жестких условиях: перепады температур от -140 до 100°C, глубокий вакуум, УФ и гамма излучение. В качестве основного связующего полимера как для электролитного слоя, так и электродов был выбран фторопласт. Лучшим с точки зрения устойчивости в агрессивных средах электролитом является ионная жидкость (ИЖ). Мы применяли соли тетрафторборат и бис(трифторметан)сульфанимид 3-метил-1-этилимидазолия и 3-метил-1-бутилимидазолия. Для создания электродов мы протестировали золото, полианилин, восстановленный оксид графита и углеродные нанотрубки.

Электролитный слой представляет пористую мембрану фторопласта: поливинилиденфторида (ПВДФ) или сополимера дифторэтилена с гексафторпропиленом (ПВДФ-ГФП). При изготовлении пленок из ПВДФ и ИЖ существенная часть электролита оказывается в закрытых порах. Поэтому мембраны были получены литьем из раствора фторопласта и полимерной ионной жидкости (ПИЖ) на основе винилимидазолия в диметилформамиде. Из полученной таким образом пленки ПИЖ вымывалась ацетонитрилом для получения пористой мембраны толщиной 100 мкм. Было обнаружено, что при массовом содержании ПИЖ от 40% до 60% ПИЖ вымывалась количественно, что свидетельствует о том, что все поры в мембране открытые. Для повышения адгезии электролитного слоя и электродов, поверхность пленки частично сульфировали хлорсульфоновой кислотой. Структура и размер пор были исследованы с помощью растрового электронного микроскопа.

На полученную полимерную матрицу напыляли слой золота в качестве электропроводящего слоя. Однако при подаче потенциала электрод деформируется и слой металла отслаивается. Также в качестве электрода на мембрану наносили полианилин. Проводимость такого электрода оказалась недостаточной. Применения восстановленного оксида графита также не позволило добиться удовлетворительной прочности и проводимости. В результате в качестве материала электрода были выбраны углеродные нанотрубки. Для

получения пленки нанотрубки смешивали с ПВДФ и ионной жидкостью в диметилформамиде и выливали в форму. Полученную пленку электрода затем покрывали слоем полианилина химическим окислением. Толщина пленок варьировалась в диапазоне 20–50 мкм.

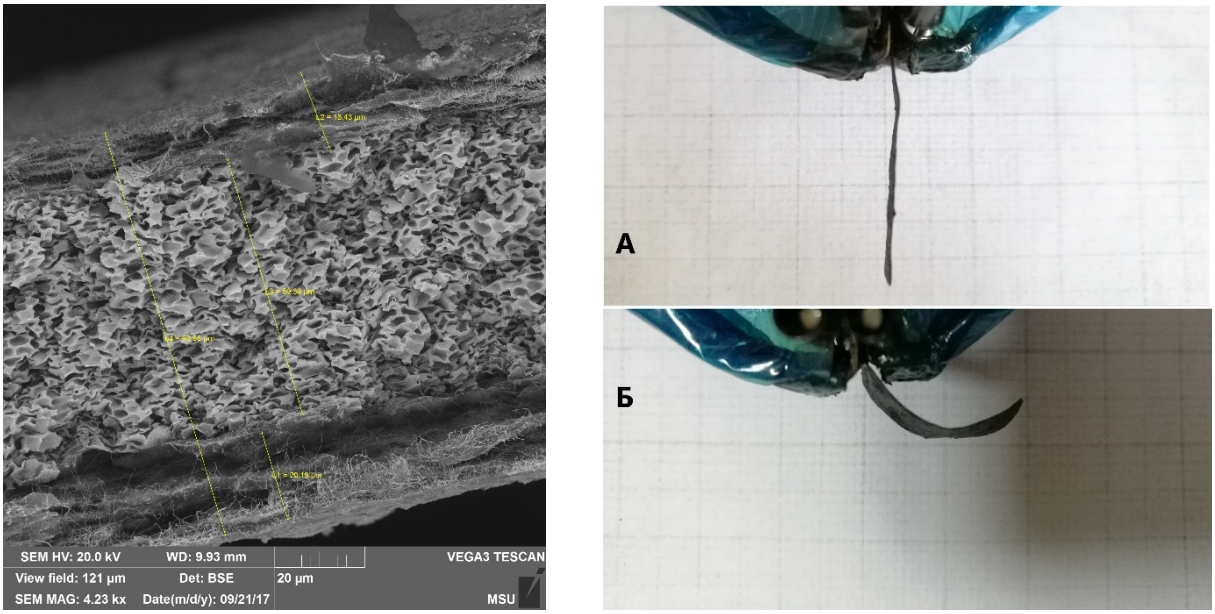


Рис. 1. Снимок РЭМ слома актуатора (слева). Актуатор без напряжения (А) и актуатор под напряжением 4 В (Б)

Конечные устройства были получены горячим прессованием и затем пропитаны электролитом. По данным растрового электронного микроскопа (см. рис. 1) после прессования толщина устройства составила примерно 100 мкм: 64–70 мкм электролитный слой и по 15–17 мкм электроды. Исследование электромеханических свойств проводили при постоянном напряжении, регистрацию деформации осуществляли с помощью видеокамеры (см. рис. 1). Устройства демонстрируют максимальную деформацию 0,95% при напряжении в 4 В.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА С ПЛОСКИМИ СТЕНКАМИ

Кремлев А. С.[1], Макаров Л. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Парашютная система (ПС) предназначена для снижения скорости возвращаемого аппарата до заданных значений на минимально необходимом перепаде высот.

Конструкция парашютной системы должна:

- обеспечивать размещение парашютов и защиту их от воздействия вредных факторов окружающего пространства на всех этапах эксплуатации изделия;
- обеспечивать беспрепятственный ввод и раскрытие парашютов;
- воспринимать нагрузки от действия парашютов и передавать их на корпус ВА;
- соответствовать требованиям многоразовости.

Конструкция парашютной системы состоит из следующих элементов:

- контейнер парашютный;
- крышка контейнера парашютного;
- средства отстрела крышки контейнера парашютного;
- узлы подвески парашютной системы.

Общий вид парашютного контейнера представлен на рис. 1.

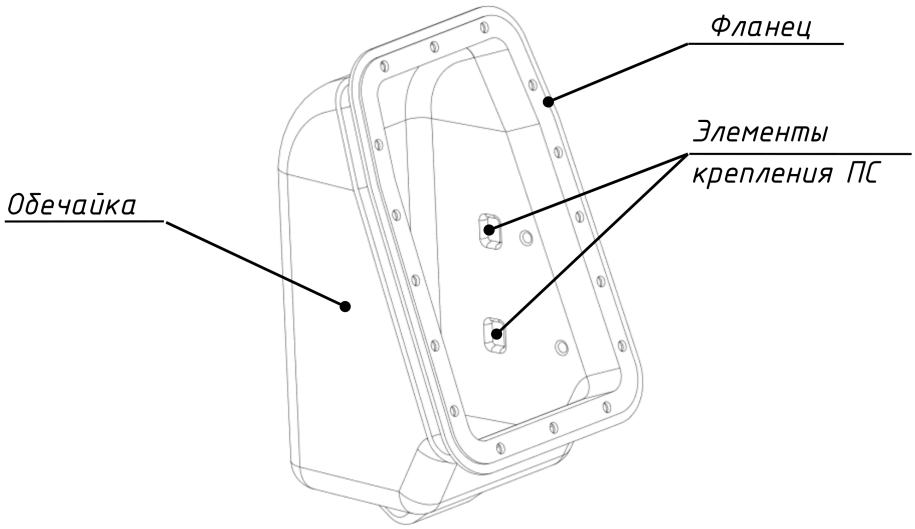


Рис. 1. Общий вид ПК

В данной работе рассмотрена разработка конструкции обечайки парашютного контейнера.

Обечайка обеспечивает размещение парашютов и их беспрепятственный выход из контейнера для этого необходимо обеспечить прогибы боковых стенок контейнера при внешнем перепаде давления 0,8 атм. не более 1 мм. Поскольку парашютный контейнер размещается внутри отсека, в котором находится экипаж, обечайка должна обеспечивать герметичность данного отсека. Обечайка должна выдерживать как внешний, так и внутренний перепад давления 1,95 атм., и нагрузки от размещенных внутри контейнера парашютов. Масса корпуса парашютного контейнера должна быть минимальная.

В ходе разработки конструкции было проработано три варианта обечайки, представленные на рис. 2. Первый вариант представляет собой вафельную оболочку, для обеспечения выхода парашютов вафельный фон расположен снаружи контейнера. Параметры вафельного фона подбирались исходя из требуемой жесткости. Второй вариант — вафельный фон подкреплён силовым набором из профилей из материала 1570С крепящихся к вафельному фону обечайки посредством болтового соединения. Рисунок вафельного фона обеспечивает размещение силового набора без резких перегибов и ступенек. Третий вариант вафельный фон усилен накладками из 1570С.

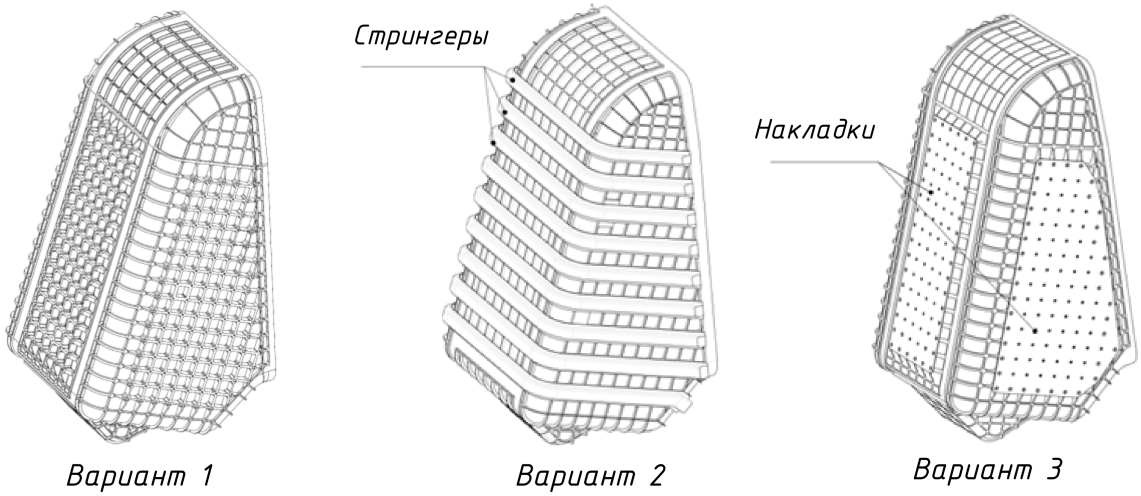


Рис. 2. Рассмотренные варианты конструкции корпуса ПК

Результаты анализа жесткости и массовых характеристик вариантов конструкции представлены в табл. 1. Варианты 2 и 3 дают близкие результаты по прогибам при одинаковом значении массы. Для дальнейшей проработки был выбран вариант 3, поскольку он более технологичный. Для обеспечения требуемой жесткости конструкции в варианте 3 была увеличена толщина накладок и полотна вафельного фона. Результаты расчета усиленной конструкции приведены в табл. 1.

Таблица 1. Анализ вариантов конструкции

Вариант конструкции	Прогиб боковых стенок при внешнем перепаде давления 0,8 атм., мм	Масса ПК, кг
Вариант 1	1,00	121
Вариант 2	1,40	85
Вариант 3	1,35	86
Вариант 3 (усиленный)	1,00	101

РАЗРАБОТКА СТАНДАРТА «ТРЕБОВАНИЯ К ОФОРМЛЕНИЮ ТЕХНИЧЕСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ НА ИЗДЕЛИЯ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ»

Прялухин О. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Единая система конструкторской документации (ЕСКД) обеспечивает единство оформления и обозначений, определяет комплектность технической документации, порядок ее утверждения, правила учета, хранения, внесения изменений с обязательным распространением этих правил на все виды изделий всех отраслей промышленности.

Единообразие правил выполнения и оформления чертежей и других конструкторских документов (КД) способствует созданию одного технического языка для всех предприятий и организаций любой отрасли промышленности.

Учитывая то, что с момента формирования базовых пакетов ЕСКД в ряде отраслей производства произошли существенные изменения, в частности, в авиакосмической промышленности нашли широкое применение композиционные материалы (КМ). Для однозначного задания параметров изделий из КМ в КД уже недостаточно указывать материал, геометрию и вид обработки. Здесь необходимо указывать еще и структуру изделий, при этом чертежи должны сохранить наглядность и однозначность предоставления информации. К сожалению, в существующей ЕСКД подобные требования не учтены в полной мере, что ведет к некоторому произволу при оформлении КД, каждое предприятие создает свой стандарт (СТП), что может привести к затруднениям при обмене технической информацией.

Как показывает практика отсутствие полноценной нормативной технической базы на любой вид продукции (в том числе и конструкторской документации) приводит к появлению продукции (в том числе и КД) низкого качества, а так же тормозит внедрение данной продукции.

В этой связи в РКК «Энергия» инициированы работы по разработке и выпуску отраслевого стандарта, устанавливающего требования к разработке и оформлению технической документации на изделия из КМ.

Проведены работы по анализу:

- технической документации на изделия космической техники из КМ;
- современных технологий изготовления изделий из КМ;
- зарубежных стандартов в области оформления технической документации на изделия из КМ.

Отличия в оформлении чертежей элементов конструкции из КМ главным образом связаны с различием трактовки понятия «деталь». При использовании классической трактовки определения термина «деталь» (изделие, изготовленное из однородного по наименованию и марке материала, без применения сборочных операций) применительно к изделию из КМ в качестве детали будет фигурировать слой или его составные части, что приведет к значительным объемам номенклатуры деталей. Таким образом, существует необходимость применения для изделий из КМ другой (более продуктивной) трактовки понятий деталь, сборочная единица и введения нового термина — «пакет»:

1. деталь из КМ — изделие, состоящее из одного или нескольких пакетов;
2. пакет — конструктивный элемент, состоящий из слоев, сгруппированных по функциональному признаку (составная часть изделия);
3. сборочная единица из КМ — изделие, состоящее из двух и более деталей, как из композиционного материала, так и металлических и изготовленное с применением сборочных операций (склеивание, приформовка, совместное формование и т.д.)

Так же в стандарте (впервые) введен ряд терминов и определений, необходимых при разработке КД.

При оформлении чертежей на детали и сборочные единицы из композиционных материалов существует ряд важных особенностей, а именно, дополнительно необходимо

указывать: начальную поверхность укладки/намотки (рис. 4), направление ориентации слоев («розетка») (рис. 3), параметры каждого слоя. При этом параметры слоев задаются в виде таблицы укладки или намотки (рис. 1), схемы укладки или намотки (рис. 2), схемы раскроя, кодового обозначения. Количество видов задания параметров слоев должно быть наименьшим, но обеспечивающим полное представление о каждом слое.

Номер пакета	Номер слоя	Ориентация, °	Материал	Толщина монослоя	Схема укладки	Схема раскроя	Обозначение раскроя	Примечание

Рис. 1. Таблица укладки слоев

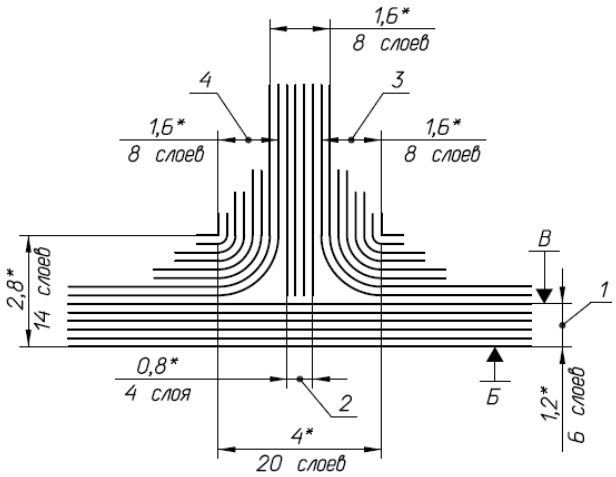


Рис. 2. Схема укладки слоев

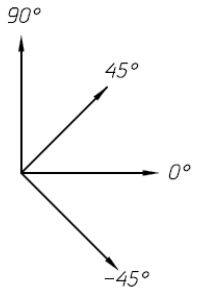


Рис. 3. «Розетка»

Рис. 4. Поверхность укладки

На данный момент разработано и выпущено временное положение П48304, которое проходит апробацию при выпуске конструкторской документации на композитные составные части ПТК «Федерация». После чего запланирован выпуск стандарта организации с последующей заявкой в ТК497 (Технический комитет «Композиты, конструкции и изделия из них») о разработке и выпуске отраслевого (межотраслевого) государственного стандарта.

Список литературы

1. ГОСТ 2.109-73. Единая система конструкторской документации. Основные требования к чертежам.

2. EN 4408-001 Космический ряд — Технические рисунки — Представление частей, сделанных из композиционных материалов. Часть 1: Общие правила.

3. EN 4408-004 Космический ряд — Технические рисунки — Представление частей, сделанных из композиционных материалов. Часть 4: Элементы, полученные обмоткой.

ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЕ ГИБРИДНЫЕ ТИТАН-ПОЛИМЕРНЫЕ КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ И РАЗВИТИЕ ТЕХНОЛОГИИ ИХ ПЕРЕРАБОТКИ В ИЗДЕЛИЯ

Акулинин А. О.[1], Насонов Ф. А.[1,2]
[1]Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого» [2]Московский авиационный институт (НИУ), Москва, Россия

Работы по созданию и развитию гибридных композиционных материалов интенсивно продолжаются, и их актуальность подтверждается, в том числе, сведениями из открытых источников [1–3]. В работах [4,5] была рассмотрена и проанализирована возможность создания гибридного титан-полимерного композиционного материала (ТПКМ) на основе тонких листов титанового сплава и слоистых стеклопластиков.

Целью проводимой работы является решение проблем возможного применения данного материала, повышение его производственной и эксплуатационной технологичности, определение рациональности его использования в конкретных деталях и узлах (рис. 1).

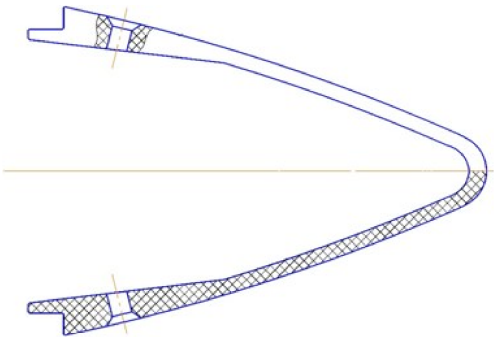


Рис. 1. Прототип детали типа «лобовик» из ТПКМ

В частности, в работе [6] композиция рассматривалась в основном в качестве функционального материала, а именно, стойкого к воздействию термоэрозионных высокоскоростных потоков. Были выявлены также хорошие показатели стойкости к ударным воздействиям и концентраторам напряжений, в том числе и при повторно статических нагружениях.

Для повышения упруго-прочностных свойств композиции, как конструкционного материала, и попутного совершенствования функциональных качеств решается ряд задач:

1. Создание условий для улучшения адгезионного взаимодействия и работы межфазной границы «металлический материал — полимерный композит». Получены результаты по целесообразности внедрения «промежуточного эластичного слоя» между компонентами с различной природой со значительно различающимися механическими, теплофизическими и термомеханическими свойствами. В качестве «промежуточного эластичного слоя» используется нанесенный по специальному режиму слой высокопрочного фенольно-каучукового клея. Отработана технология его предварительного отверждения и подготовки к совмещению.

2. Применение в качестве наполнителей для полимерного композита материалов с более высокими упруго-прочностными свойствами, например, для реализации более высокого модуля Юнга всей композиции, а также для повышения функциональных качеств гибрида, таких как, например, возможность применения в качестве «гибридной облегченной брони».

3. Применение в качестве полуфабрикатов полимерного композита препрегов на основе связующих с улучшенными технологическими и эксплуатационными свойствами.

Подана заявка на изобретение «Способ изготовления деталей и деталь из гибридного композиционного материала» (для аэрокосмической отрасли и кораблестроения), суть которого состоит в двухэтапном технологическом процессе получения заготовок и формования деталей.

Список литературы

1. Перспективы использования титановых сплавов в слоистых композиционных материалах // А.А. Арисланов, Л.Ю. Гончарова, Н.А. Ночовная, В.А. Гончаров / Труды ВИАМ, № 10. 2015.

2. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения // А.В. Лавров, В.С. Ерасов, Н.Ю. Поджиботов, В.В. Автаев / Труды ВИАМ, № 11. 2016.

3. Гибридные слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета // Н.Ю. Серебренникова, В.В. Антипов, О.Г. Сенаторова, В.С. Ерасов, В.В. Каширин / Авиационные материалы и технологии, № 3. 2016.

4. Клеевые препреги — перспективные материалы для металлополимерных конструкций // Лукина Н.Ф., Дементьева Л.А., Аниховская Л.И. / Сварочное производство, № 7. 2014.

5. Развитие технологии переработки гибридного титан-полимерного композиционного материала в изделия // А.О. Акулинин, Е.В. Кузнецова, Ф.А. Насонов / Гагаринские чтения — 2017: XXXLI Международная молодежная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М.: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017.

6. Исследование возможности создания гибридного титан-полимерного композиционного материала // А.О. Акулинин, Е.В. Кузнецова, Ф.А. Насонов / Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли: Всероссийская научно-практическая конференция с международным участием. 10–12 августа 2016 г.: Сборник докладов. Том 1. Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2016. Т. 1.

СИЛОВЫЕ ЛИТОСВАРНЫЕ КОНСТРУКЦИИ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ЛЕГИРОВАННЫХ СКАНДИЕМ ИЗГОТОВЛЕННЫЕ С ПРИМЕНЕНИЕМ СВАРКИ ТРЕНИЕМ С ПЕРЕМЕШИВАНИЕМ

Предко П. Ю.[1]
[1]ОАО ВИЛС, г. Москва, Россия

Рассматривая узлы летательных аппаратов, изготовленных по литосварной технологии, необходимо отметить, что чаще всего литейные сплавы и изделия из них являются наиболее слабым звеном конструкций. Поэтому повышение эксплуатационных и технологических свойств литейных сплавов, в особенности их свариваемости, является актуальной задачей.

Применение сварки трением с перемешиванием для соединения литейных (ВАЛ19) сплавов системы Al-Mg-Sc показало, что эта технология позволяет обеспечить уровень прочности сварных соединений близкий к уровню прочности деформируемых сплавов. Однако относительно низкая, по сравнению с силуминами, технологичность при литье ограничивает номенклатуру, габариты литейных деталей, которые могут быть использованы для изготовления литосварных конструкций.

В данной работе ставилась задача повысить технологичность при литье литейного алюминиевого сплава, сохранив его прочность на уровне сплава типа ВАЛ19 системы Al-Mg-Sc и, соответственно, получить литосварные конструкции с уровнем прочности sim350–400 МПа. Исследования показали, что дополнительное легирование скандием силумина типа А356 (АЛ9) является неэффективным для упрочнения за счет того, что скандий связывается в тройную фазу Al-Si-Sc вместо фазы Al3Sc. Условием проявления упрочняющего и модифицирующего действия скандия является «связывание» свободного Si в фазу Mg_2Si, что обеспечивается при соотношении Mg:Si более 1,73. В этом случае при литье скандий пересыщает алюминиевый твердый раствор, в результате распада которого при последующей обработке слитка формируются дисперсоиды фазы Al_3Sc. Разработан и запатентован состав литейного свариваемого сплава типа «Магсимал С» системы Al-Mg-Si, легированных скандием, предназначенных для создания силовых литосварных конструкций [3]. Сплав «Магсимал С» обладает высокими литейными характеристиками, позволяет изготвливать габаритные детали сложной формы.

Что касается сварки, то если при СТП литейного и деформированного сплавов системы Al-Mg-Sc (01570 и ВАЛ19) в итоге интенсивной пластической деформации формируется равномерная, «общая» для обоих сплавов структура, которая обычно характерна для сварки однородных сплавов. Однако, для изготовления литосварных конструкций в сочетании с деформированным сплавом 01570, в связи с тем, что сплав «Магсимал С» существенно отличается от сплавов на основе системы Al-Mg-Sc сопротивлением деформации, пластическими характеристиками, для обеспечения равномерной структуры шва, необходимо провести уточнение параметров сварки трением с перемешиванием.

Эффективность упрочнения скандием сплава увеличивается при увеличении в сплаве Магсимал С «свободного» Mg, не связанного в фазу Mg_2Si. Чем больше «свободного» магния, находящегося в твердом растворе и в фазе $+\beta(Al_3Mg_2)$, тем больше эффект упрочнения сплава после термообработки. При содержании избыточного, не связанного в фазу Mg_2Si, магния на уровне 5,15–5,5 мас.%, прирост предела текучести отливок достигает 100–115 МПа.

В целом, анализ структуры сварных соединений показал, что СТП позволяет получить плотные качественные соединения нового сплава «Магсимал С». Уровень прочностных свойств сварных соединений в зависимости от уровня легирования сплава составляет 340–380 МПа.

Список литературы

1. Фролов В.А., Никитина Е.В., Предко П.Ю. Перспективы применения сварки трением с перемешиванием сплавов системы Al-Mg-Sc в авиакосмической области. Авиационная промышленность. 2012г.

2. Автократова Е. В., Ильясов Р. Р., Маркушев М. В., Предко П.Ю., Конкевич В. Ю. Фролов В.А. Особенности структуры шва после сварки трением с перемешиванием деформируемого и литейного сплавов Al-Mg-Sc-Zr. Перспективные материалы 2013. Спец. вып. № 15. С. 9–14.

3. Высокопрочный литейный свариваемый алюминиевый сплав. Пат. 2571544 РФ/ Конкевич В.Ю., Фролов В.А., Бекетов А.Б., Предко П.Ю., Никитина Е.В., Степанов В.В., Автократова Е.В., Маркушев М.В; заявитель и патентообладатель МАТИ, опубл. 20.12.2015, бюл. № 35

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЖАРОПРОЧНЫЕ НИКЕЛЕВЫЕ СПЛАВЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДИСКОВЫХ ЗАГОТОВОК АЭРОКОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Шестакова А. А.[1], Волков А. М.[1], Короткий А. В.[1]
[1]ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, Москва, Россия

Одной из важнейших проблем металловедения современных жаропрочных никелевых сплавов для дисковых деталей аэрокосмического назначения является создание материалов с высокой жаропрочностью при температурах свыше 650°С [1]. Основными требованиями, предъявляемыми к перспективным разрабатываемым сплавам, являются высокий уровень кратковременной и длительной прочности, сопротивления МЦУ во всём диапазоне рабочих температур, отсутствие чувствительности к концентраторам напряжений; стабильность структуры в широком интервале температур и технологичность в производстве [2,3].

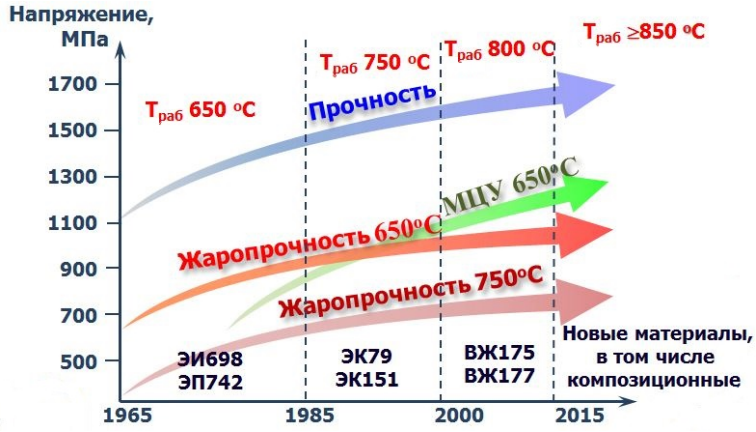


Рис. 1. Развитие жаропрочных никелевых дисковых сплавов

На сегодняшний день основными тенденциями комплексного развития дисковых жаропрочных никелевых сплавов являются [4,5]:

• повышение механических свойств и рабочей температуры сплавов за счет оптимизации химического состава: увеличение содержания тугоплавких (Co, W, Ta, Mo, Nb, и др.) и γ'-образующих (Al, Ti, Nb, Ta) элементов;

• повышение механических свойств за счет управления размером зерна и количеством упрочняющих фаз посредством термической обработки;

• повышение коэффициента использования металла, снижение трудоемкости процесса производства за счет использования изотермической деформации на воздухе или гранульной металлургии с получением заготовок с геометрией, близкой к размерам готовой детали.

Сплавы, разработанные во ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, успешно применяются в новейших газотурбинных двигателях. Совместно с ОАО «ОДК-Климов» разработана и передана в производство технология изготовления малогабаритных штамповок дисков из сплава ВЖ175-ИД для ротора турбины вертолетного двигателя. Определено минимальное значение запаса по разрушающей частоте вращения (= 1,25), которое подтверждает возможность использования диска примененного конструктивного исполнения в составе вертолетного двигателя. Разработана и внедрена в производство АО «МЗ «Электросталь» и АО «СМК» технология производства крупногабаритных штамповок дисков ТВД и КВД из сплава ВЖ175-ИД [6]. Для двигателя ПД-14 проводится специальная квалификация сплава ВЖ175-ИД для определения расчетных значений характеристик прочности дисков ТВД и КВД.

Разработана технология производства сварных роторов авиационных ГТД из сплава ВЖ172-ИД для «Изделия 30». Сплав ВЖ172 опробован также для сварных конструкций дисков свободной турбины двигателя ВК-2500М.

Запатентован химический состав нового гранулируемого сплава марки ВЖ178П. Разработана опытная технология выплавки (ВИП+ВДП) заготовок под распыление и производства гранул. Область применения — высоконагруженные основные детали ротора (диски, валы, дефлекторы, лабиринты и т. д.) перспективных авиационных ГТД.

Во ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ активно разрабатываются технологии применения жаропрочных никелевых сплавов в аддитивном производстве. Развивается направление создания металлокерамических композиционных материалов с матрицей из жаропрочных сплавов, армированных тугоплавкими соединениями оксидов, карбидов и т. д.

Применение новых сплавов и технологий позволит снизить энергозатраты за счет сокращения операций технологического передела, трудоёмкости механической обработки деталей, увеличения КИМ по сравнению с существующими серийными технологиями. Использование новых материалов для дисков турбин перспективных ГТД обеспечит снижение массы деталей, повышение рабочей температуры на 50–100°С, увеличение ресурса их работы по сравнению со сплавами-аналогами.

Авторы выражают благодарность за неоценимую помощь в работе и всестороннюю поддержку сотрудникам ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ: начальнику лаборатории «Жаропрочные сплавы на никелевой основе» к.т.н. Овсепяну С. В., главному научному сотруднику д.т.н. Ломбергу Б. С., заместителю начальника НИО к.т.н. Бакрадзе М. М., начальнику сектора Летникову М. Н.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1. С. 3–33.

2. Каблов Е.Н. Материалы и технологии ВИАМ для «Авиадвигателя» // ИБ «Пермские авиационные двигатели». 2014. № S. С. 43–47.

3. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Ломберг Б.С. Создание современных жаропрочных материалов и технологий их производства для авиационного двигателестроения // Крылья Родины. 2012. 3–4 С. 34–38.

4. Бакрадзе М.М., Овсепян С.В., Буякина А.А., Ломберг Б.С. Разработка композиции жаропрочного никелевого сплава с рабочей температурой до 800°С для дисков газотурбинных двигателей // Вопросы материаловедения. 2017. № 1(86). С. 64–74.

5. Буякина А.А., Летников М.Н., Бакрадзе М.М., Шугаев С.А. Влияние термомеханической и термической обработки на структуру и свойства сплава ВЖ177 // Труды ВИАМ. 2016. № 10. с. 29–36.

6. Ломберг Б.С., Овсепян С.В., Бакрадзе М.М., Летников М.Н., Мазалов И.С. Применение новых деформируемых никелевых сплавов для перспективных газотурбинных двигателей // Авиационные материалы и технологии, 2017. № S. С. 116–129.

КВАДРАТНЫЕ И КУБИЧЕСКИЕ ЯЧЕЙКИ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ШТЕЙНЕРА

Драцкая А. И.[1], Скворцова А. А.[2]
[1]Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Гимназия № 5»,
г. Королёв (мкр. Юбилейный), Московская область, Россия
[2]Московский авиационный институт (НИУ), г. Москва, Россия

Объектом исследования является элементарная арматурная ячейка кубической формы для перспективного композиционного материала. В работе [1] были исследованы способы уменьшения общей длины рёбер кубического каркаса. Геометрические методы были дополнены аналогиями с мыльными плёнками, натянутыми на изучаемый кубический каркас [2,3]. Дальнейшие исследования показали, что поиск рациональной арматурной ячейки связан с задачей Штейнера о соединении заданного множества точек самой короткой линией. В работе [4] подробно решена задача о соединении четырёх вершин квадрата самой короткой линией. Методами математического анализа эта задача решается с помощью теории экстремумов, но только после определения вида соединительной линии. Авторским предложением является нахождение вида соединительной линии на основе аналогии с мыльными плёнками [5]. А. И. Драцкая изучала форму мыльных плёнок, натянутых на кубический каркас и заметила, что вид сбоку совпадает с минимальной соединительной линией. На основе этой работы было предложено изготовить новую экономичную арматурную сетку для строительных работ, а также был предложен метод оптимального арматурного обхода деталей при строительстве зданий и сооружений [6].

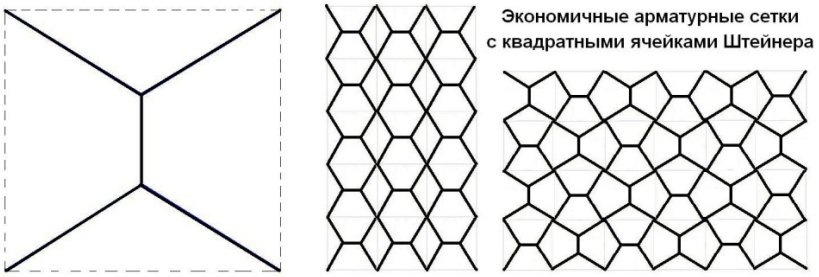


Рис. 1. Арматурные сетки с квадратными ячейками Штейнера

На рис. 1 показан общий вид самой короткой линии, соединяющей четыре вершины квадрата, и примеры практического применения полученного результата в перспективных экономичных арматурных сетках Штейнера-Драцкой-Скворцовой-Якимовой.

Другой метод решения задачи Штейнера предложен школьницей без применения правил высшей математики измерением длины линий на миллиметровой бумаге. Экспериментально получилось, что длина перемычки должна быть 24 см при стороне квадрата 60 см. Позднее в работе [6] Е. И. Якимова и А. А. Скворцова доказали аналитически, что при такой стороне квадрата точное значение длины перемычки равно 25,4 см. Это означает, что экспериментальный метод, предложенный школьницей, обладает хорошей точностью с ошибкой 5,6% при классе точности измерительной линейки 4.

После решения плоской задачи Штейнера было выполнено обобщение на пространственный случай: соединить восемь вершин куба самой короткой линией. Эта задача может найти важное практическое применение при армировании объёмных строительных конструкций. Как и в случае плоскости, решение задачи проводилось двумя методами, теоретическим и экспериментальным. Для определения вида самой короткой соединительной линии опять была применена аналогия с мыльными плёнками. Оказалось, что мыльные плёнки на кубическом каркасе натягиваются по треугольникам или трапециям, сходящимся к маленькому квадрату в середине куба. Такая форма предполагаемого решения была взята за основу для дальнейшего изучения теперь уже двумя независимыми друг от друга

методами — экспериментальным и теоретическим. Экспериментальный метод применяла школьница, она сфотографировала мыльные плёнки на кубическом каркасе так, чтобы хорошо был виден маленький квадрат в середине куба. Студентки применяли теоретический метод — необходимое и достаточное условия минимума функции одной переменной. Целевая функция — общая длина линии. После аналитического решения задачи из толстой проволоки была спаяна большая модель соединительной линии, рёбра куба в которой играют исключительно вспомогательную роль обеспечения удобство транспортировки и прочности. Проволочная модель точного аналитического решения тоже была сфотографирована. Получились две фотографии, экспериментального и теоретического результатов. Эти фотографии показаны на рис. 2.

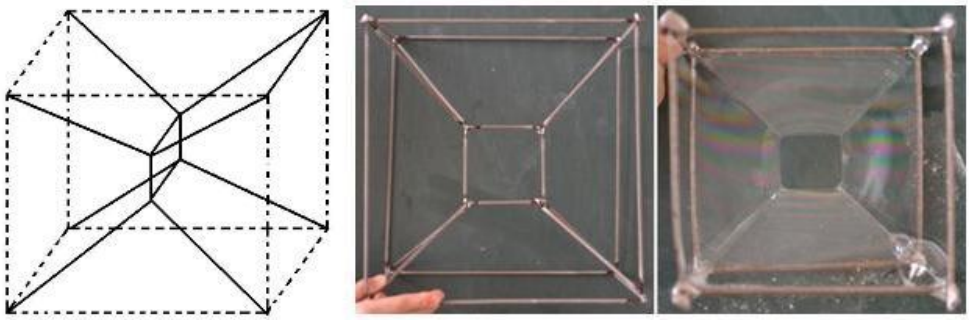


Рис. 2. Совпадение теоретического и экспериментального результатов

Сравнительный анализ полученных результатов доказал правильность теоретического подхода к решению задачи Штейнера с предварительным экспериментальным определением общего вида самой короткой соединительной линии. Этим методом была решена не только плоская задача о соединении вершин квадрата, но и пространственная задача о соединении восьми вершин куба самой короткой линией.

Список литературы

1. Драцкая А.И., Скворцова А.А. Минимальные кубические структуры из стержней и плёнок / Наука и инновации в технических университетах: материалы X Всероссийского форума студентов, аспирантов и молодых учёных. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 190 с. С. 47–48. Электронный ресурс: http://ysc.spbstu.ru/archive2016/reports.html

2. Физический энциклопедический словарь / Гл. ред. А.М.Прохоров. М.: Советская энциклопедия, 1983. 928 с. Ил. С. 551.

3. Драцкая А.И., Скворцова А.А. Структуры на основе минимальных поверхностей / II Международная школа конференция студентов, аспирантов и молодых учёных «Биомедицина, материалы и технологии XXI века», 20–23 сентября 2016. Казанский (Приволжский) федеральный университет. Казань: Изд. К(П)ФУ, 2016.

4. В.Ю.Протасов. Максимумы и минимумы в геометрии. Библиотека «Математическое просвещение» М.: Изд-во Московского центра непрерывного математического образования, 2005. 56 с. Электронный ресурс: https://www.mccme.ru/free-books/mmmf-lectures/book.31.pdf

5. Драцкая А.И. Минимальные поверхности 1. Видеоролик, апрель 2016 г. Электронный ресурс: https://youtu.be/4i38ltYQ0cw

6. Драцкая А.И., Скворцова А.А., Якимова Е.И. Оптимизация арматурного перекрытия в строительных конструкциях / Сборник тезисов участников форума «Наука будущего — наука молодых». Нижний Новгород, 12–15 сентября 2017, в двух томах. Том 1. 295 с.: Ил. Секция 4: «Математика и механика». С. 187–189. ISBN 978-5-9907236-7-2; 978-5-9907236-8-9. Электронный ресурс: http://sfy-conf.ru/

НОВЫЕ ЭКОНОМИЧНЫЕ АРМОСЕТКИ ДЛЯ ОБХОДА ДЕТАЛЕЙ

Якимова Е. И.[1], Драцкая А. И.[2]
[1]Мытищинский филиал Московского государственного строительного университета (НИУ), г. Мытищи, Россия
[2]Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Гимназия № 5», г. Королёв (мкр. Юбилейный), Россия

Задача об изготовлении новой арматурной сетки с квадратными облегчёнными ячейками появилась после исследования различного типа перекрытий в строительных конструкциях [1]. При проектировании перекрытий надо учитывать не только прочность конструкции, но и минимизировать массу и расход строительных материалов [2,3]. Такая задача оказалась актуальной не только для строительства, но и особенно для авиационно-космической техники. Особенно важной оказалась задача арматурного обхода деталей. Например, необходимо усилить квадратную или прямоугольную область балками перекрытия в строительстве или силовой арматурой в конструкции космического аппарата, но на пути арматуры находится деталь, которую никак нельзя перенести в другое место: оконный проём, иллюминатор, антенна, датчик и т. д. В этом случае дополнительный силовой элемент прокладывают по обходному пути, увеличивая массу конструкции не только за счёт повышения прочности, например, проката из сортамента, но и за счёт увеличения расхода материала. В этой работе изучается вопрос минимизации массы конструкции при оптимизации арматурного обхода деталей.

Даже самая простая задача о перекрытии квадратной области балками имеет далеко нетривиальное решение в виде двух диагоналей. Обобщением задачи арматурного обхода является прямоугольная область. Задачи для перекрытия квадратной и прямоугольной областей были решены строго аналитически методами математического анализа. Была записана целевая функция — общая длина балок перекрытия квадратной или прямоугольной области, применено необходимое условие экстремума, проверено достаточное условие минимума и получен, казалось бы, тривиальный результат о рациональности диагонального перекрытия. Однако этот результат был использован в качестве исходных данных для расчёта проигрыша в длине перекрытия при отступе от рациональной схемы диагонального перекрытия. Полученные аналитические результаты были проверены численно с помощью программы MathCAD-14 и представлены в виде графиков на рис. 1.

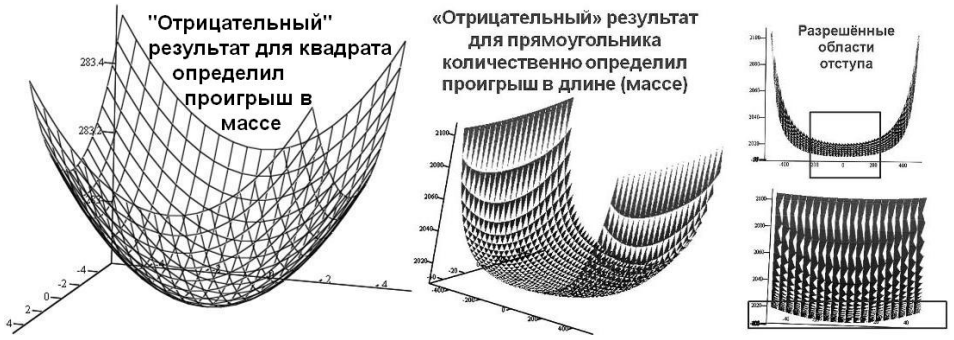


Рис. 1. Численное моделирование увеличение массы при обходе детали

Эти графики показали, что для квадрата проигрыш в массе (вертикальные оси) при арматурном обходе одинаков при отступе от центра в любом направлении (горизонтальные оси). Но для прямоугольника, например, с удлинением 10:1 дело обстоит иначе: по ширине прямоугольника точку сходимости арматуры можно перемещать как угодно, вплоть до касания длинной стороны, а по длине — очень ограниченно, не более чем на четверть длинной стороны, потому что потом масса арматурного перекрытия будет резко возрастать, значительно утяжеляя конструкцию. Это правило представлено графически на рис. 2.

Рис. 2. Правило рационального арматурного обхода

Появилась задача о существовании других схем армирования квадратной области. Является ли диагональное перекрытие самым лёгким. В геометрии известна задача Штейнера о соединении четырёх вершин квадрата самой короткой линией [4]. Эту задачу можно решить методами математического анализа только при условии, что общий вид соединительной линии известен априорно, например, четыре сходящихся отрезка, как в рассмотренных уже случаях. Но почему четыре отрезка? Штейнер доказал, что пять отрезков соединяют четыре вершины квадрата по более короткому пути, чем четыре. Однако вопрос определения общего вида соединительной линии остался открытым. А. И. Драцкая предложила определять вид оптимальной соединительной линии по аналогии с мыльными плёнками, натянутыми на проволочный кубический каркас. Квадратная ячейка Штейнера на 3,5% легче традиционной элементарной ячейки-крестика, применяемой в строительстве или в конструкции космических аппаратов, например, в тканевых материалах.

Ячейка Штейнера обладает свойством анизотропии прочности вследствие нарушения диагональной симметрии по сравнению с традиционной ячейкой-крестиком. Свойство анизотропии прочности ячейки Штейнера позволяет создавать множество вариантов арматурных сеток с такими ячейками — все они будут на 3,5% легче традиционных арматурных сеток или тканей с распространёнными квадратными ячейками.

Дальнейшее исследование квадратных ячеек Штейнера связано с изучением их инерционных свойств, построением эллипса инерции для единичной ячейки и комбинации различных соединений анизотропных ячеек и расчётом прочности предлагаемой новой облегчённой армированной конструкции.

Список литературы

1. Марутян А.С., Оробинская В.Н. Трехгранные фермы покрытий (перекрытий) и оптимизация их высот // Вестник МГСУ: Научно-технический журнал по строительству и архитектуре. Том 12. Вып. 2 (101). DOI: 10.22227/1997-0935.2017.2. М.: ФГБОУ ВО «НИУ МГСУ». С. 172.

2. Якимова Е.И. Минимизация силового арматурного перекрытия прямоугольной формы / Строительство — формирование среды жизнедеятельности. Электронный ресурс: сборник трудов XX Международной межвузовской научно-практической конференции студентов, магистрантов, аспирантов и молодых ученых (26–28 апреля 2017 г. Москва). М-во образования и науки Рос. Федерации, Нац. исследоват. Моск. гос. строит. ун-т. Электрон. дан. и прогр. (73,7 Мб). М.: Изд-во Моск. гос. строит. Ун-та, 2017. Режим доступа: http://mgsu.ru/resources/izdatelskaya-deyatelnost/izdaniya/izdaniya-otkrdostupa/ Загл. с титул. экрана. ISBN 978-5-7264-1660-1. С. 420–424.

3. Драцкая А.И., Скворцова А.А., Якимова Е.И. Оптимизация арматурного перекрытия в строительных конструкциях / Сборник тезисов участников форума «Наука будущего — наука молодых». Нижний Новгород, 12–15 сентября 2017, в двух томах. Том 1. 295 с.: Ил. Секция 4: «Математика и механика». С. 187–189. ISBN 978-5-9907236-7-2; 978-5-9907236-8-9. Электронный ресурс: http://sfy-conf.ru/

4. Протасов В.Ю. Максимумы и минимумы в геометрии. — Библиотека «Математическое просвещение» М.: Изд-во Московского центра непрерывного математического образования, 2005. 56 с. Электронный ресурс: https://www.mccme.ru/free-books/mmmf-lectures/book.31.pdf

РАЗРАБОТКА И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РЯДА МАЛОГАБАРИТНЫХ КЛАПАНОВ ПУСКОВЫХ

Каташов А. В.[1]
[1]ФГУП ОКБ «Факел», г. Калининград, Россия

В настоящее время в системах хранения и подачи рабочего тела в двигательных установках космических аппаратов используются, как правило, пироклапаны. Пироклапан предназначен для однократного открытия пневмогидравлических магистралей рабочего тела и представляет собой устройство, основанное на прорыве запорного элемента при срабатывании пиропатрона. Масса известных образцов таких клапанов без пиропатрона составляет не менее 250 г при соответствующих габаритных размерах. Также для работы с пироклапанами при наземной отработке двигательных установок крайне важно соблюдать меры по технике безопасности, несоблюдение которых может привести к негативным последствиям.

Как альтернатива пироклапану для пневматических магистралей блоков хранения и подачи рабочего тела в ОКБ «Факел» был разработан ряд малогабаритных клапанов пусковых с низким энергопотреблением на разные максимальные значения входных давлений: КП, КП-300, КП-400. Принцип их действия основан на расплавлении запорного элемента при нагревании. Масса и габаритные размеры таких клапанов значительно ниже, чем у пироклапана, что делает их приоритетными для использования, особенно на малых космических аппаратах, с существенным снижением к ним требований по технике безопасности.

В конструкцию каждого клапана пускового входят следующие основные элементы:

- узел клапанный — основная функциональная единица клапана, включающая в себя запорный элемент, входной и выходной штуцеры;
- два независимых нагревателя (основной, резервный);
- экранно-вакуумная теплоизоляция;
- корпус клапана (с посадочной поверхностью).

Параметры клапанов пусковых производства ОКБ «Факел» по результатам разработки, изготовления опытных образцов и их испытаний приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры клапанов пусковых

Параметр	КП	КП-300	КП-400
Рабочее тело	Азот, ксенон и др. газы	Азот, ксенон и др. газы	Азот, ксенон и др. газы
Максимальное входное давление, МПа (кгс/см^2)	11,8 (120,0)	29,4 (300,0)	39,2 (400,0)
Время срабатывания при открытии, мин, не более	15	15	15
Негерметичность запорного элемента по гелию, Вт (л·мкм рт.ст./с), не более	$1{,}33\cdot10^{-9}$ $(1{,}0\cdot10^{-5})$	$1{,}33\cdot10^{-9}$ $(1{,}0\cdot10^{-5})$	$1{,}33\cdot10^{-9}$ $(1{,}0\cdot10^{-5})$
Суммарная негерметичность по гелию, Вт (л·мкм рт.ст./с), не более	$1{,}33\cdot10^{-8}$ $(1{,}0\cdot10^{-4})$	$1{,}33\cdot10^{-8}$ $(1{,}0\cdot10^{-4})$	$1{,}33\cdot10^{-8}$ $(1{,}0\cdot10^{-4})$
Напряжение питания нагревателей, В	12,0–16,7	9,0–10,0	9,0–10,0
Мощность каждого нагревателя, Вт	3,8–7,8	3,7–5,0	3,7–5,0
Масса, г, не более	50	45	35
Габаритные размеры, мм	48×48×22	47×26×20	38×25×22

Внешний вид одного из таких клапанов пусковых — опытного образца КП-300 представлен на рис. 1.

Рис. 1. Внешний вид опытного образца клапана КП-300

К настоящему времени проведена серия испытаний на срабатывание клапанов пусковых КП и КП-300 при подаче разных значений напряжения на их основные или резервные нагреватели и при различных входных давлениях. Минимальное время срабатывания при открытии для клапана КП составило 6 мин 10 с, максимальное — 11 мин 40 с, а для КП-300 — 5 мин 50 с и 13 мин 30 с, соответственно.

Также для контроля чистоты рабочего тела при испытаниях на срабатывание в испытательном трубопроводе на выходе из клапанов пусковых устанавливались фильтры с номинальной тонкостью фильтрации 5 мкм, подтверждающие отсутствие частиц запорного элемента после срабатывания клапанов.

Следует отметить, что клапан пусковой КП в настоящее время проходит летные испытания в составе двигательной установки с термокаталитическими двигателями ориентации и стабилизации, обеспечивая открытие пневматической магистрали наддува топливного бака.

На данный момент в ОКБ «Факел» завершено изготовление двух клапанов КП-400 и проводится подготовка их к испытаниям на срабатывание. Расчетное время срабатывания при открытии должно составлять не более 15 мин.

Помимо описанных выше клапанов пусковых, автономных по срабатыванию, в ОКБ «Факел» разработан, изготовлен и прошел проверочные испытания клапан пусковой КПП, предназначенный для открытия гидравлических магистралей рабочего тела, принцип действия которого схож с пироклапаном, только прорыв запорного элемента в клапане КПП осуществляется подачей высокого давления не менее 14,7 МПа (150 кгс/см^2), источник которого должен быть в составе двигательной установки космического аппарата. Масса такого клапана — не более 105 г, габаритные размеры — 39×30×30 мм, что существенно ниже массогабаритных характеристик типовых конструкций пироклапанов, а энергопотребление у него вообще отсутствует, что также делает клапан КПП приоритетным для использования на малых космических аппаратах.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ СТЕКЛОКЕРАМИЧЕСКИЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ЗАЩИТЫ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ, ФОРМИРУЕМЫЕ ПРИ ТЕМПЕРАТУРАХ, БЛИЗКИХ К РАБОЧИМ

Денисова В. С.[1], Малинина Г. А.[1]

[1]Федеральное государственное унитарное предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов», г. Москва, Россия

В настоящее время прогресс в области космической и авиационной техники во многом обусловлен внедрением в конструкцию летательных аппаратов новых материалов с высоким уровнем свойств. В конструкции современных двигателей для изготовления теплонагруженных деталей применяются жаропрочные свариваемые никелевые сплавы и коррозионностойкие стали. Основным фактором повреждения деталей из даннных сплавов и сталей при их эксплуатации является высокотемпературная газовая коррозия. С целью защиты жаропрочных никелевых сплавов и коррозионностойких сталей в отечественной космической и авиационной технике широко внедрены жаростойкие эмалевые покрытия на основе тугоплавких стёкол и модифицирующих добавок. Жаростойкие эмали являются барьером на пути агрессивной среды и регламентирует окисление сплавов, препятствуя диффузии кислорода.

Серийные жаростойкие эмали, применяемые в конструкции современных жидкостных ракетных и газотурбинных двигателей, уже не отвечают требованиям, предъявляемым к защитным жаростойким покрытиям для защиты сплавов, используемых в перспективных установках. Актуальной является задача по созданию жаростойких покрытий, работоспособных при температурах 1200–1250°С. Решение данной проблемы усложняет то, что обжиг жаростойких стеклокерамических покрытий проводят при температурах на 200–300°С выше рабочей температуры покрытий. Обжиг при температурах около 1500°С недопустим ввиду разупрочнения и коробления деталей при столь высоких температурах.

Решением проблемы является разработка жаростойких реакционноотверждаемых стеклокерамических покрытий, работоспособных при температуре 1250°С и формируемых при температуре, близкой к рабочей. Информация о реакционноотверждаемых стекломатериалах и покрытиях на их основе впервые опубликована в работах, посвящённых разработке составов стекол и технологии покрытий на их основе для многоразовой плиточной теплозащиты американского космического челнока [2]. Для плиточной теплозащиты орбитального корабля «Буран» разработано покрытие ЭВЧ-4, отличающееся достаточно сложной технологией приготовления и нанесения. Однако температура обжига покрытия ЭВЧ-4 всего на 20–30°С выше температуры эксплуатации (1250°С) за счёт реализации эффекта реакционного отверждения. Реакционноотверждаемые покрытия — это высокотемпературные покрытия на основе стекла, стеклообразующих компонентов и их соединений типа боридов, силицидов. Температуроустойчивость таких покрытий увеличивается в результате химических реакций окисления и стеклообразования при обжиге покрытия, при этом температура формирования близка к рабочей температуре [3].

В работе представлены результаты исследования жаростойких покрытий на основе тугоплавких стёкол барийалюмосиликатной системы и тетраборида кремния SiB_4. Методом высокотемпературной дилатометрии показано, что введение SiB_4 позволяет снизить температуру начала деформации на 40–60°С относительно температуры начала деформации матричного стекла жаростойких покрытий. Экспериментально определённые температуры формирования (обжига) покрытий близки к рабочей температуре и обеспечивают получение газоплотного беспористого защитного слоя, что подтверждено результатами испытаний на жаростойкость и термостойкость при температурах 1200 и 1250°С.

Полученные результаты обеспечиваются за счёт формирования структуры покрытий, отличающейся от структуры серийных жаростойких эмалевых покрытий. Положение частиц тетраборида кремния в слое покрытия оказывает влияние на степень их окисления и на процесс реакционного отверждения при обжиге. Частицы тетраборида кремния, расположенные во внутренних слоях покрытия и на границе с материалом подложки, окисля-

ются меньше, чем на поверхности покрытия и в слоях, прилегающих к ней. Образование боросиликатного стекла при окислении частиц тетраборида кремния на поверхности покрытия препятствует диффузии кислорода из атмосферы к внутренним слоям покрытия и, соответственно, окислению частиц тетраборида кремния в этих слоях.

Таким образом, выбранный химический состав и особенности структуры, получаемой путём реализации эффекта реакционного отверждения жаростойких стеклокерамических покрытий, обеспечивают высокий уровень свойств покрытий и возможность формирования их при температурах, близких к рабочим.

Список литературы

1. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.

2. Солнцев С.С. Некоторые особенности покрытий для плиток многоразовой теплозащиты орбитальных космических кораблей // Труды ВИАМ. 2014. № 2. Ст. 1. URL: http://www.viam-works.ru. DOI: 10.18577/2307-6046-2014-0-2-1-1.

3. Солнцев С.С. Защитные технологические покрытия и тугоплавкие эмали. 2-изд., доп., М.: Ленанд. 2016. 252 с.

ВЫБОР И ОТРАБОТКА ТЕРМОСТОЙКОГО КЛЕЯ ДЛЯ КРЕПЛЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТЫ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПИЛОТИРУЕМОГО ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Князев Д. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Теплозащита возвращаемого аппарата (ВА) пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП) состоит из теплозащиты боковой поверхности (БП) и лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ).

В качестве теплозащитного покрытия используются профильные панели из синтактовых композитных материалов (СКМ) переменной плотности. СКМ представляют собой армированные стеклосотовым каркасом композиты на основе фенолформальдегидного связующего и наполнителей.

Для БП применяется метериал СКМ-1/3 (внешний слой — СКМ-1 плотностью 0,5–0,6 г/см^3; внутренний — СКМ-3 плотностью 0,25–0,35 г/см^3). Для ЛТЭ применяется СКМ-2/1 (внешний слой — СКМ-2 плотность 0,9–1,0 г/см^3; внутренний — СКМ-1). Профильные панели СКМ-1/3 и СКМ-2/1 устанавливаются (приклеиваются), соответственно, на аэродинамическую оболочку и силовой каркас ЛТЭ, представляющие собой трехстойные сотовые конструкции с обшивкой из углепластика ПСБ-250/А.

Для обеспечения установки теплозащитных панелей на трехслойные конструкции необходим термостойкий клей холодного отверждения, отвечающий следующим основным требованиям:

- диапазон рабочих температур от минус 60 до плюс 170°С (кратковременно до 200°С);
- жизнеспособность композиции — не менее 1 ч.

Приоритетными являются тиксотропные клеи с жизнеспособностью более двух часов, способные заполнять увеличенные (локальные) зазоры до 1 мм и компенсировать возможные деформации трехслойного каркаса.

На начальном этапе проведены сравнительные испытания на стандартных образцах ряда клеев различной химической природы:

- эпоксидные клеи (К-300-61, ВК-58, ВКВ-3);
- эпоксидные металлонаполненные клеи-герметики (Анатермы 201, 203, 204, 216);
- эпоксикремнийорганические клеи (исследовательские разработки) (СИ-2, Т-81);
- полиуретановые клеи (АДВ-11-1, АДВ-11-2).

По итогам сравнительных испытаний, с учетом особенностей конструкции, для установки теплозащитных панелей СКМ наиболее удовлетворяет технологическим и эксплуатационным требованиям двухкомпонентный конструкционный полиуретановый клей АДВ-11-1 ТУ 2252-034-22736960-98 (ОАО «Адгезив», г. Владимир).

Клей АДВ-11-1 имеет диапазон рабочих температур от минус 253 до плюс 180°С (кратковременно до 200°С). Жизнеспособность составляет не менее 3 часов. Клей способен подвспениваться, что обеспечивает заполнение мест с увеличенным зазором между склеиваемыми поверхностями.

В процессе отработки клея АДВ-11-1 решались следующие задачи:

1. Оценка прочности при сдвиге клеевого соединения углепластик ПСБ-250/А + клей АДВ-11-1 + материал СКМ-1 (СКМ-3) в том числе с увеличенными зазорами (толщиной клеевого слоя) до 1 мм. Исследован характер разрушения клеевых соединений и состояния клея после механического разрушения образцов. Установлено, что прочность клеевого соединения соизмерима с прочностью склеиваемых материалов при этом виде нагрузки. Определено, так же, что увеличение толщины клеевого слоя до 1 мм практически не влияет на прочность при сдвиге клеевого соеинения.

2. Оценка работоспособности клея АДВ-11-1 при растягивающих деформациях, возникающих в конструкции ЛТЭ и, соответственно, в клеевом соединении углепласти-

ковой обшивки с теплозащитным покрытием СКМ-2/1 при срабатывания системы аварийного спасения (САС). С этой целью проведены механические испытания на растяжение конструктивного фрагмента углепластиковой обшивки с приклеенным фрагментом теплозащитного покрытия СКМ-2/1. По результатам механических испытаний конструктивного фрагмента подтверждена работоспособность клея АДВ-11-1 при растягивающих деформациях в конструкции.

3. Оценка состояния клеевого соединения АДВ-11-1 в составе конструктивных теплозащитных фрагментов БП и ЛТЭ при тепловых испытаниях, имитирующих прогрев материалов при спуске ВА ПТК НП на Землю. С этой целью проведены тепловые испытания:

- фрагмента с приклеенной панелью теплозащитного покрытия СКМ-3/1;
- фрагмента с приклеенными панелями теплозащитного покрытия СКМ-3/1, установленными встык без заделки зазора;
- фрагмента с приклеенными панелями теплозащитного покрытия СКМ-2/1, установленными встык без заделки зазора с имитацией деформации каркаса при максимальных нагрузках;
- фрагмента с приклеенными панелями теплозащитного покрытия СКМ-2/1, установленными с зазорами от 0,5 до 2,0 мм, заполненными шпатлевкой и шнурами;
- фрагмента с приклеенными панелями теплозащитного покрытия СКМ-2/1, установленными встык с проклейкой стыка (зазора) клеем АДВ-11-1.

По результатам испытаний установлено, что при прогреве клеевого соединения до температур 200–220°С клей не подвержен термодеструкции, сохраняет свою структуру, адгезионную прочность и работоспособность.

ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ БИОКОРРОЗИОННЫХ ПОРАЖЕНИЙ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОБРАЗЦОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ АМГ6 И 1570С ПРИМЕНИТЕЛЬНО К УСЛОВИЯМ ЭКСПЛУАТАЦИИ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

Корнеева Е. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Приведена методика экспериментальных исследований, которая позволяет оценить возможные риски, возникающие или могущие возникнуть при внештатных ситуациях, и новые результаты испытаний образцов при наличии биокоррозионных на механическую прочность и циклическую усталость алюминиевых сплавов АМг6 и 1570С. Так же произведена оценка степени биокоррозионного поражения образцов различными методами, в том числе с использованием оптического микроскопа, сканирующей лазерной микроскопии, металлографических исследований, сканирующей электронной микроскопии и томографирование рентгеновским томографом.

Для моделирования воздействия грибов на образцы алюминий-магниевого сплава АМг6 и 1570С использовали методы, описанные ГОСТ 9.049-91 [5]. Для проведения экспериментов образцы алюминий-магниевого сплава АМг6 и 1570С обрабатывали спорами грибов, ранее выделенных с конструкционных поверхностей на РС МКС, которые проявляли наибольшую способность к обрастанию металлических поверхностей и их биокоррозионному повреждению [2]. Образцы с нанесенной суспензией смеси грибов высушивали на воздухе в боксе и размещали на поверхности агаризованной среды Чапека-Докса с сахарозой в специальные стерильные пластиковые контейнеры размером 120×120 мм. Контейнеры затем помещали в эксикаторы, на дно которых для создания влажности 90% наливали воду. Эксикаторы закрывали крышками и выдерживали в термостате при 27–28°С в течение 3 месяцев. Каждую неделю крышки контейнеров приоткрывали на 10 минут для доступа воздуха. По окончании эксперимента контейнеры извлекали, образцы сплавов АМг6 и 1570С промывали под проточной водой, выдерживали в 70%-ном этаноле в течение 6 часов и вновь промывали в проточной водой. Высушенные образцы затем были использованы в последующих испытаниях.

После воздействия грибов в течение 3 месяцев в условиях повышенной температуры и влажности образцы сплава 1570С имеют неглубокие поражения (∼2 мкм) в виде «канавок», «ямочек», «узора» относительно равномерно распределенных по всей поверхности образца с одной стороны и полосчатость в направлении деформации с другой стороны. Образцы сплава АМг6 имеют локальные «извилистые» и «вздутые» поражения в количестве 3–8 штук на один образец, имеющие длину до 5 мм, и глубину до 300 мкм в сочетании с неглубокими поверхностными повреждениями типа «узор».

Исследование микроструктуры образцов сплава АМг6 показало наличие участков биокоррозионного поражения под поверхностью сплава протяженностью от 200 до 500 мкм, наблюдается развитие подповерхностной и межкристаллитной коррозии, что вызвано наличием большого количества β-фазы (Al_3Mg_2) по границам зерен в виде сплошной сетки. На образцах сплава 1570С МКК не обнаружено.

По результатам статических механических испытаний можно сделать вывод о том, что наличие биокоррозионных поражений на поверхности образцов не приводит к изменению прочностных характеристик материала.

Наличие биокоррозионных поражений на поверхности образцов приводит к снижению усталостных характеристик алюминиевых сплавов АМг6 и 1570С. У сплава Амг6 в значительно большей степени показано снижение относительных показателей усталостной прочности чем у сплава 1570С (рис. 1,2).

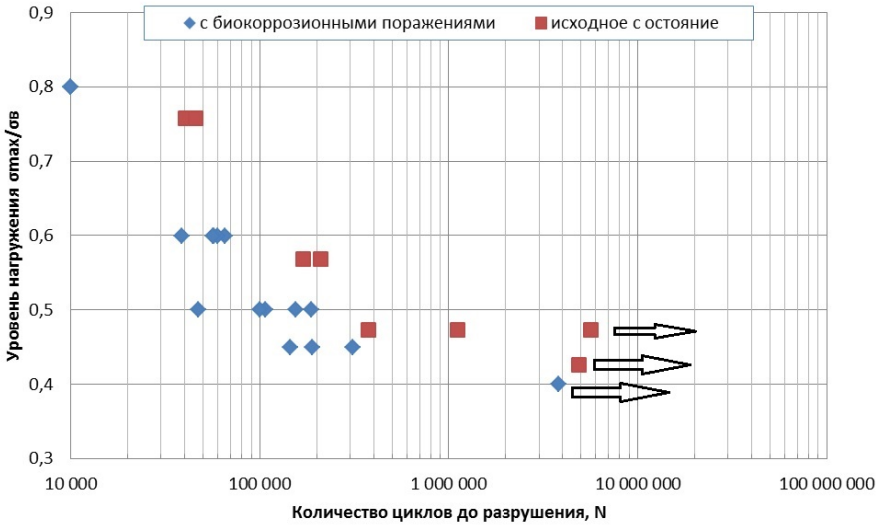


Рис. 1. Диаграмма усталостной прочности сплава АМг6

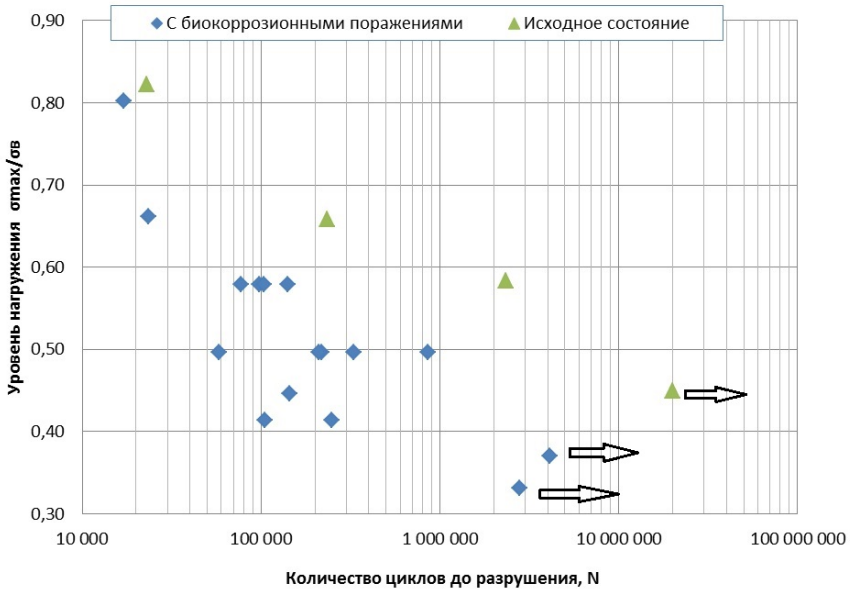


Рис. 2. Диаграмма усталостной прочности сплава 1570С

Список литературы

1. Алехова Т.А., Загустина Н.А., Александрова А.В., Новожилова Т.Ю., Борисов В.А., Плотников А.Д. Мониторинг начальных этапов биоповреждений конструкционных материалов, применяемых в авиакосмической технике методами электронной микроскопии // Поверхность. Ренгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2007. № 7. С. 53–59.

2. ГОСТ 9.049-91 «Методы лабораторных испытаний на стойкость к воздействию плесневых грибов». М.: Издательство стандартов, 1994.

К ВОПРОСУ ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АГРЕГАТОВ АВТОМАТИКИ В РАКЕТОСТРОЕНИИ

Ногачев А. Г.[1]

[1]Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара, Россия

Современные тенденции развития промышленности в совокупности с экономической ситуацией в стране являются определяющей причиной поиска оптимальных путей использования как материальных и интеллектуальных ресурсов предприятиями отрасли, так и трудовых. Одним из видов экономически эффективных мероприятий, приводящих к сокращению затрат, является использование в новых системах не вновь разрабатываемых, а серийно производимых агрегатов, прошедших полный цикл отработки с минимальными затратами на конструктивные доработки, связанные с требуемым расширением функциональных возможностей агрегата. Не секрет, что в ракетно-космической отрасли затраты на испытания составляют значительную величину.

Приводится жизненный цикл модернизации агрегата автоматики при изменении параметров функционирования, (на примере расширения диапазона входных параметров регулятора давления газа (РД)) анализируются основные сложности и проблемы при такой модернизации, проводится подробное описание этапа отработки при возникновении колебательных процессов в подвижных частях РД. Присутствуют данные результатов проведения испытаний РД при использовании золотников с различным углом конуса, сравнительные данные по различным схемам исполнения РД.

В качестве исходного образца использовался РД мембранного типа прямого действия с подачей рабочей среды на неуравновешенный золотник (золотник прямого хода) (рис. 1). Параметры РД до модернизации и требуемые параметры после модернизации представлены в табл. 1.

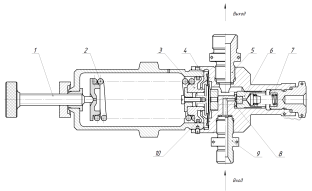


Рис. 1. Общий вид РД.
1 — винт регулировочный; 2 — пружина-задатчик; 3 — подвижная опора пружины; 4 — чувствительный элемент (резиновая мембрана); 5 — входной штуцер; 6 — золотник; 7 — вспомогательная пружина; 8 — толкатель (три штуки); 9 — выходной штуцер; 10 — кольцо

Таблица 1. Параметры РД до и после модернизации

Тип РД	Давление на входе, МПа	Давление на выходе, МПа	Заданный расход, кг/с	Герметичность по седлу
Исходный	от 2 до 6	от 0,02 до 0,7	0,021	Низкая
Модернизированный	от 2 до 23	от 0,04 до 0,7	0,021	Высокая

Модернизация РД включала в себя переработку существующей конструкторской документации (КД) с минимальными изменениями конструкции РД для внедрения решений, приводящих к увеличению герметичности посадки клапана на седло, проведение предварительных расчетов, моделирование и непосредственно испытания.

При испытании агрегата на новых режимах работы были выявлены колебания подвижных частей, сопровождаемые специфическим гулом.

С целью выявления оптимального способа борьбы с возникновением колебательного процесса, было проведено экспериментальное исследование нескольких вариантов конструктивных доработок РД по механическому гашению колебаний клапана, основанные

на известных опытных и теоретических исследованиях [1–3]. Краткий перечень проведенных изменений, а также основные полученные результаты представлены ниже. Проверка работоспособности проводилась путем продувок при снижении входного давления рабочей среды с верхнего предела на нижний, с последующим возвращением к верхнему пределу. Критерием оценки являлось наличие или отсутствие гудения при испытании и величина разброса (гистерезис) выходного давления при убывании и возрастании входного давления.

Вариант 1. Устранение колебаний посредством замены материала кольца 10 (рис. 1), обеспечивающего направление пружины 2, с фторопласта на бронзу.

Вариант 2. Устранение колебаний золотника 6 осуществлялось путем увеличения трения между золотником 6 и направляющей поверхностью корпуса за счет установки дополнительной фторопластовой втулки.

Вариант 3. Устранение колебаний золотника 6 осуществлялось за счет изменения характера истечения среды при дросселировании, путем замены плоского золотника на золотник с конической формой уплотнительной поверхности.

Вариант 4. Изменение схемы работы РД — замена типа РД с подачи газа на золотник (прямого хода) на подачу газа под золотник (обратного хода), изменение конструкции корпуса без конструктивной переработки чувствительного элемента.

В конечном итоге по полученным данным (табл. 2) изменение схемы работы РД показало наибольшую стабильность и наилучшую точность.

Таблица 2. Сводные результаты экспериментального исследования

Давление настройки РД, МПа		Усредненный разброс давления на выходе РД, МПа				Наличие гудения			
вход	выход	1	2	3	4	1	2	3	4
4	0,3	0,015	0,030	0,011	0,012	+	+	+	-
15	0,1	0,021	0,037	0,012	0,004	+	+	+	-
23	0,3	0,020	0,034	0,014	0,002	+	+	+	-

Результаты проделанной работы:

1. Выявлен ряд типовых недостатков и пути их устранения при изменении режимов функционирования существующего агрегата автоматики (на примере регулятора давления).

2. Существующие на настоящий момент расчетные программы не дают полной гарантии получения положительного результата при экспериментальной отработке, так как не учитывают весь комплекс воздействий на элементы конструкции агрегата.

3. Получены данные, которые в дальнейшем будут использованы для более подробного исследования колебательных процессов, возникающих в подвижных частях агрегатов автоматики.

4. Получены экспериментальные данные, позволяющие проследить зависимость стабильности работы РД от геометрии исполнения пары золотник-седло.

Список литературы

1. Гуревич, Д.Ф. Расчет и конструирование трубопроводной арматуры. Изд. 5-е / Д.Ф. Гуревич М.: Изд-во ЛКИ, 2008. 480 с.

2. Эйсмонт В.П. Регуляторы: Учебно-справочное пособие. / В.П. Эйсмонт СПб.: ООО «Дитон», 2012. 326 с.

3. Чегодаев Д.Е. Гидропневмотопливные клапанные агрегаты с управляемым качеством динамических процессов: Учебно-справочное пособие / Чегодаев Д.Е., Мулюкин О.П., Крилин А.Н., Шалавин А.А., Ли Чжун Ин, Вершигоров В.М., Безгодин В.А., Чегодаев А.Д., Бугакова И.О. Самара, 2000. 546 с.

К ВОПРОСУ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ ПЛАСТИН ПЕРЕМЕННОЙ ЖЕСТКОСТИ

Ерков А. П.[1]
[1]АО «Гражданские Самолеты Сухого», г. Москва, Россия

В докладе рассматриваются две задачи устойчивости пластин переменной жесткости. Актуальность темы обусловлена тем, что она не освещена в классических трудах по устойчивости [1–3] и пока еще недостаточно глубоко исследована. Вместе с тем, устойчивость пластин постоянной жесткости исследована достаточно полно и описана в многочисленных работах по устойчивости пластин.

Для исследования устойчивости конструкций широко применяются вариационные методы [1]. В данной работе для исследования устойчивости пластин переменной жесткости использовался метод Ритца. Подробное описание метода Ритца касательно устойчивости пластины постоянной толщины приводится в [4].

В докладе исследуется устойчивость двух типов пластин: со ступенчатым изменением толщины (рис. 1) и с непрерывным изменением толщины (рис. 2). Рассмотрено нагружение пластин в виде сжимающей равномерно распределенной по двум торцам (перпендикулярным оси x) нагрузки, приложенной в срединной плоскости в направлении оси X. Граничные условия — шарнирное закрепление по всем четырем сторонам пластины. Материал пластин — алюминиевый сплав со свойствами $E = 6{,}867 \cdot 10^{10}$ Па и $\mu = 0{,}3$. Принято, что до потери устойчивости, напряжения в пластинах находятся в упругой зоне.

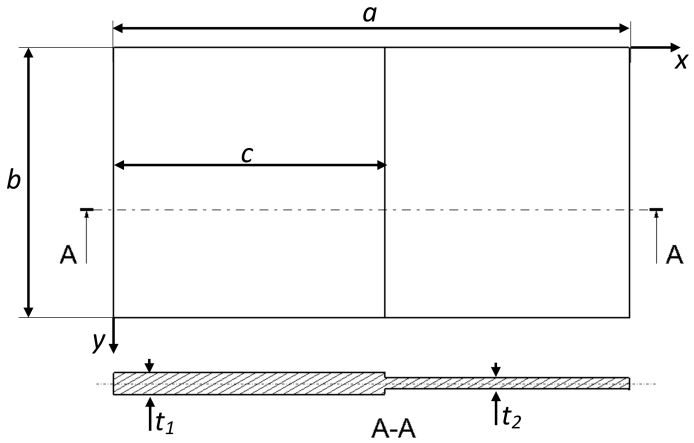


Рис. 1. Пластина со ступенчатым изменением толщины

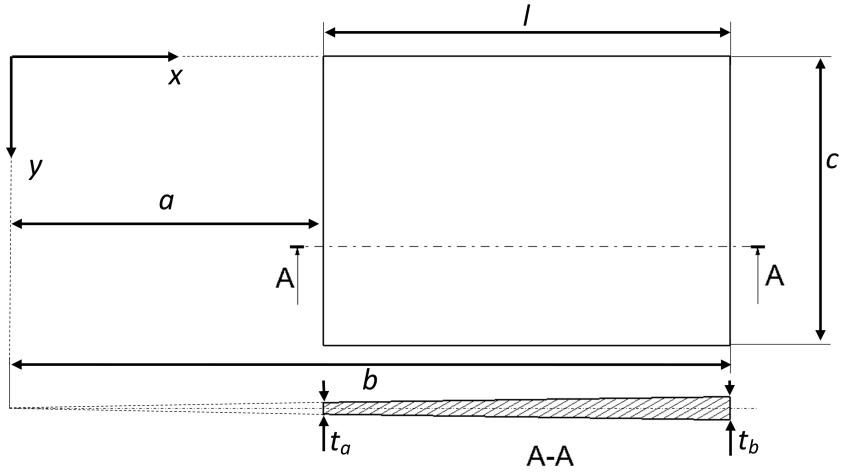


Рис. 2. Пластина с непрерывным изменением толщины

В методе Ритца функция прогиба пластины должна быть представлена в виде ряда. Ряд может быть полиномиальным либо тригонометрическим. Проверка показала, что

наиболее удобным является применение тригонометрических рядов. Для пластины со ступенчатым изменением толщины использовался тригонометрический ряд, который широко используется в задачах устойчивости пластин постоянной жесткости:

$$w(x,y) = \sum_{m=1}^{\infty}\sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \sin\left(\frac{mx\pi}{a}\right) \sin\left(\frac{ny\pi}{b}\right) \tag{1}$$

Для пластины с непрерывным изменением толщины использовался тригонометрический ряд (1) с некоторыми изменениями:

$$w(x,y) = \sum_{m=1}^{\infty}\sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \sin\left(\frac{m\pi(x-a)}{b-a}\right) \sin\left(\frac{ny\pi}{c}\right) \tag{2}$$

изменения внесены вследствие смещения начала системы координат (рис. 2). Смещение начала системы координат сделано для упрощения вида функции цилиндрической жесткости пластины.

Для верификации результатов аналитического расчета использовались результаты полученные методом конечных элементов в пакете программ MSC.Patran/Nastran. В исследовании использовалась следующая геометрия пластин:

1. Пластина со ступенчатым изменением толщины:
вариант 1: $c = 0{,}1$ м, $a = 0{,}2$ м, $b = 0{,}1$ м, $t_1 = 0{,}004$ м, $t_2 = 0{,}002$ м;
вариант 2: $c = 0{,}07$ м, $a = 0{,}2$ м, $b = 0{,}1$ м, $t_1 = 0{,}004$ м, $t_2 = 0{,}002$ м;
вариант 3: $c = 0{,}13$ м, $a = 0{,}2$ м, $b = 0{,}1$ м, $t_1 = 0{,}004$ м, $t_2 = 0{,}002$ м;
2. Пластина с непрерывным изменением толщины:
вариант 1: $l = 0{,}1$ м, $c = 0{,}1$ м, $t_a = 0{,}002$ м, $t_b = 0{,}004$ м;
вариант 2: $l = 0{,}15$ м, $c = 0{,}1$ м, $t_a = 0{,}002$ м, $t_b = 0{,}004$ м;
вариант 3: $l = 0{,}2$ м, $c = 0{,}1$ м, $t_a = 0{,}002$ м, $t_b = 0{,}004$ м.

Исследование показало, что для задачи определения значения минимальной критической силы пластины со ступенчатым изменением толщины достаточно принять $m = 6$ и $n = 1$, а для задачи с непрерывным изменением толщины — $m = 4$ и $n = 1$. Результаты сравнения аналитического расчета и расчета методом конечных элементов даны в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение результатов аналитического расчета с МКЭ

Тип расчета	Ступенчатая пластина			Непрерывная пластина		
	Минимальная критическая сила N_x, Н/м			Минимальная критическая сила N_x, Н/м		
	вариант 1	вариант 2	вариант 3	вариант 1	вариант 2	вариант 3
Аналитика	246230	224650	318830	523854	439490	397305
МКЭ	237400	222690	296260	522873	431640	377690

Список литературы

1. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. М.: Наука, 1967. 984 с.

2. Тимошенко С.П. Устойчивость упругих систем. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1955. 568 с.

3. Тимошенко С.П. Устойчивость стержней, пластин и оболочек. М.: Наука, 1971. 808 с.

4. Laszlo P. Kollar, George S. Springer. Mechanics of Composite Structures. New York: Cambridge University Press, 2003. 500 с.

КОМПЛЕКСНЫЙ АНАЛИЗ ВИБРАЦИОННОЙ АКТИВНОСТИ И ДИАГНОСТИКА ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЕЙ В ЭЛЕКТРОНАСОСНОМ АГРЕГАТЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Картель Д. М.[1], Хахленкова А. А.[1]
[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», Россия

Перспективы развития спутниковых систем в России тесно связаны с созданием негерметичных космических аппаратов (КА). Такие аппараты уже входят в состав навигационной системы ГЛОНАСС и в будущем станут её основой. Одновременно идет разработка новых моделей КА с мощностью более 5 кВ, сроком активного существования (САС) более 12 лет и повышенными точностными навигационно-временными характеристиками.

Одной из главных проблем при создании таких КА является обеспечение оптимального теплового режима радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) на борту КА. За обеспечение и поддержание требуемого диапазона температур на посадочных местах тепловыделяющего оборудования при заданных энергопотреблениях отвечает система терморегулирования (СТР), от правильной работы которой зависит долговечность и надежность функционирования КА в целом.

В состав СТР входит электронасосный агрегат (ЭНА), который обеспечивает непрерывную циркуляцию теплоносителя по системам тепловых труб. К корпусу ЭНА через биметаллическое кольцо приваривается электродвигатель (ЭД), стабильной работе которого уделяется особое внимание (рис. 1).

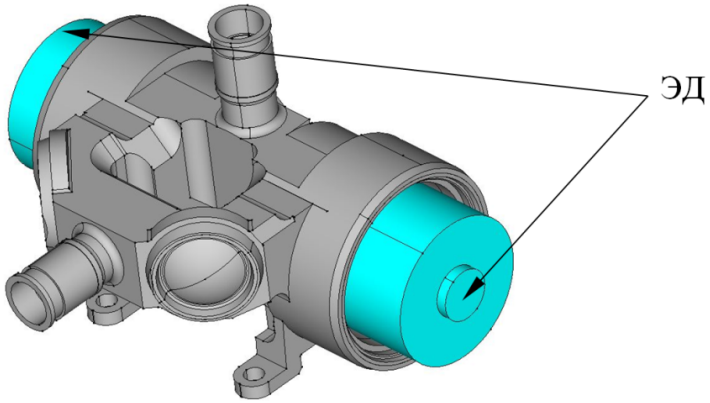


Рис. 1. Электродвигатели в составе ЭНА СТР КА

С целью оценки состояния ЭД в АО «ИСС» до этапа штатной эксплуатации проводится комплексный анализ вибрационной активности и диагностика автономных ЭД (рис. 2), ЭД в составе ЭНА (рис. 3) на рабочем месте и в составе динамического макета КА. Для анализа состояния ЭД применен высокочувствительный вибродиагностический метод неразрушающего контроля электромеханических устройств [1,2].

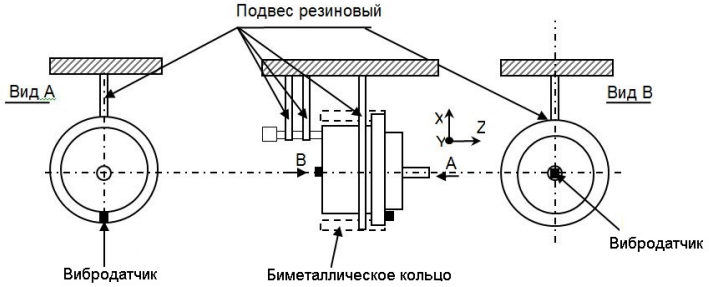


Рис. 2. Схема установки вибродатчиков при автономных испытаниях ЭД

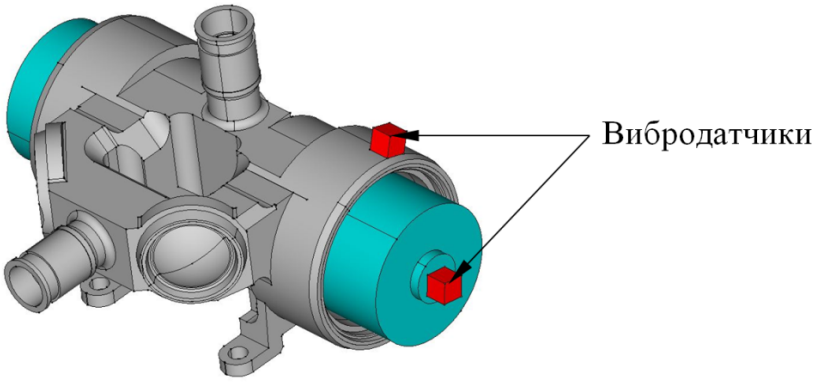


Рис. 3. Схема установки вибродатчиков при испытаниях ЭД в составе ЭНА

В вибродиагностике используется обработка вибрационных сигналов от работающего ЭД, получаемых с вибродатчиков, установленных на оборудовании, в виде среднеквадратических значений и спектров виброускорений, виброскоростей, перемещений. По вибрационным сигналам, характеризующим состояние шарикоподшипников ЭД, определяются диагностические признаки проявляющихся дефектов и степень их развития.

Для проведения виброизмерений на работающих ЭД используется трёхкомпонентный вибродатчик АР2043Т-10. Установка вибродатчиков проводится на задней крышке электродвигателя (у заднего подшипника) на всех этапах испытаний. Регистрация сигналов виброускорения проводится на комплект средств многоканальной регистрации параметров вибрации на базе измерительных усилителей LMS SCADAS Mobile.

По результатам измерений вибрации получены спектры вибраций для каждого вибродатчика (по направлению чувствительности) в диапазоне частот 10–10000 Гц по виброускорениям и виброскорости.

Каждый диапазон частот показывает вид отклика, проявленного на характерной частоте, и вид дефекта ЭД, наблюдаемого на данной частоте. В диапазоне частот 10–580 Гц вибродиагностика указывает на механический отклик, на частотах 580–1190 Гц проявляется гидравлический отклик вибрации, в диапазоне частот 1190–3200 Гц наблюдается электрическая характеристика электродвигателя, в диапазоне свыше 3200 Гц — отклик, кратный характерным частотам. Таким образом, по результатам вибродиагностики можно судить не только о частоте характерного отклика, но и заранее определить критичные моменты в работе электродвигателя и вид влияния на проявление дефекта.

После реализации мероприятий по диагностике ЭНА были подтверждены допустимые уровни вибросостояния агрегатов и целесообразность виброконтроля ЭНА в автономном режиме и составе КА.

Представленная методика анализа электродвигателей является универсальной методикой проведения диагностики электродвигателей и позволяет выявить дефекты на ранних стадиях работы двигателя и на этапе наземной экспериментальной отработки. Метод позволяет определить вид нестабильной работы ЭД, а также на ранних стадиях функционирования и проверок ЭД помочь конструктору принять правильное решение по доработке ЭД и оперативному устранению неполадок.

Список литературы

1. Неразрушающий контроль и диагностика: Справочник / В.В. Клюев, Ф.Р. Соснин, А.В. Ковалев и др.; Под ред. В.В. Клюева. 2-е изд., испр. и доп. М.: Машиностроение, 2003. 656 с., ил.

2. Костюков В.Н. Мониторинг безопасности производства. М.: Машиностроение, 2002. 224 с.

ТИПОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ СОЕДИНИТЕЛЯ ГЕРМЕТИЧНОГО ПРОХОДНОГО ДЛЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ИНТЕРФЕЙСОВ ГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Дворников А. В.[1], Стрюков Е. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время в бортовых кабельных сетях космических кораблей и модулей Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) для организации трактов управления, межмодульных связей, электропитания и передачи данных научной аппаратуры (НА) широко используются конструктивные элементы — соединители герметичные проходные (СГП) типов РСГСП, 2РМГСПД, ПГ-50, ПГ-75. Однако, отечественные соединители, применяемые для высокоскоростных бортовых интерфейсов, не обеспечивают гарантированное качество связи и соответствие электрофизических параметров кабельных трактов требованиям стандартов, в отличие от своих зарубежных аналогов. Также, при проведении научно-прикладных исследований на борту РС МКС, когда необходимо совмещение подключения НА двух или трех экспериментов в условиях дефицита электрических связей, проложенных через гермоконтур, существенно усложняется кабельная сеть, затрудняются процессы интеграции и отработки аппаратуры.

Посадочные места для установки СГП на корпусах изделий характеризуются повышенными требованиями к точности изготовления и качеству сопрягаемых поверхностей, что существенно увеличивает трудоемкость и цикл изготовления крупногабаритных корпусных деталей и узлов. Существует большая вероятность получения брака. Сложная геометрия посадочных мест, необходимость выполнения резьбовых отверстий ограничивают применение существующих типов соединителей в конструкциях герметичных отсеков из КМ перспективных изделий.

В целях реализации типовых решений для любого спектра задач вне герметичных отсеков (ГО) перспективных космических аппаратов, решения задачи импортозамещения зарубежных аналогов, а также повышения технологичности и снижения рисков получения неисправимых дефектов при изготовлении трудоемких крупногабаритных корпусных узлов разработана типовая конструкция СГП для организации электрических интерфейсов и конфигурация посадочного места для его установки на корпусе КА.

Применение ряда герметичных соединителей на базе единых типоразмеров и типовой конструкции позволит обеспечить выведение из ГО наружу следующих типов интерфейсов:

- силового электропитания (28В или 120В);
- слаботочного командно-сигнального (слаботочное электропитание, обмен дискретными командами, сигналами, аналоговые и дискретные телеметрические (ТМ) параметры);
- радиочастотного;
- типовой нагрузки (электропитание, команды, сигналы, ТМ-параметры, высокоскоростные бортовые интерфейсы) — в случае комбинированного варианта исполнения СГП с различными типами контакт-деталей.

Общий вид типовой конструкции СГП и его установка на корпусе перспективного космического аппарата показана на рис. 1.

СГП состоит из корпуса, изолятора и контакт-деталей (см. рис. 1).

Корпус СГП представляет собой деталь, получаемую токарно-фрезерной обработкой и имеющую проточки на цилиндрической и торцевой поверхностях для установки резиновых колец торцевого и радиального уплотнений. Предпочтительный материал корпуса СГП — титановый сплав. Это позволит получить выигрыш по массе по сравнению с существующими аналогами (∼15–40 граммов с одного соединителя) и применять СГП в гермозамкнутых отсеках из композиционных материалов (КМ) перспективных изделий.

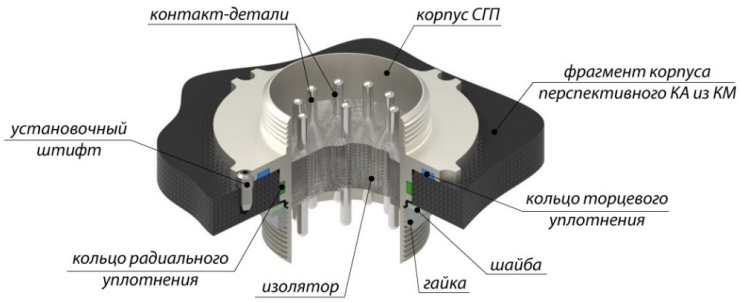


Рис. 1. Общий вид СГП

На корпусе изделия предлагается выполнять гладкие отверстия с коническим участком со стороны установки СГП, что существенно упрощает конструкцию крупногабаритных корпусных узлов и повышает ее технологичность. Возможна унификация геометрии посадочных мест на герметичных корпусах под все типы гермопроходов (электро, пневмо, гидро). Кроме этого, данная конфигурация может быть получена при формовании корпусных деталей из КМ.

Отличительной особенностью разработанной конструкции СГП является способ крепления его на корпусе изделия. Вместо традиционного закрепления винтами используется затяжка гайкой. Для исключения проворота при затяжке гайки и позиционирования «ключа» электрического разъема при монтаже предусмотрен установочный штифт.

В конструкции СГП предлагается использование нескольких типов контакт-деталей для интерфейсов:

- силового электропитания — типа контакт-деталей соединителя 2РМГСПД;
- слаботочного командно-сигнального — типа контакт-деталей соединителя РСГСП;
- радиочастотного — типа контакт-деталей соединителей ПГ-50, ПГ-75;
- высокоскоростных бортовых — аналог вставки-контакта соединителя СКЦ102.

Целесообразность внедрения предлагаемой конструкции СГП на перспективных КА обусловлена следующими причинами:

1) возможность обеспечения на борту орбитальных станций и лунных комплексов как необходимых межмодульных специализированных интерфейсных магистральных связей, так и решения локальных задач создания специализированных рабочих мест или универсальных зон полезных нагрузок — как стационарных, так и с использованием манипуляторов;

2) решение задачи импортозамещения;

3) применение комбинированного варианта исполнения СГП для интерфейсов типовой нагрузки позволит уменьшить общее количество гермопереходников на изделии, оптимизировать бортовую кабельную сеть и, как следствие, повысить массовые характеристики изделия;

4) существенное упрощение конструкции и снижение трудоемкости изготовления герметичных корпусов в части посадочных мест под установку гермопереходников;

5) возможность унификации геометрии посадочных мест под все типы гермопроходов в корпусах космических кораблей и орбитальных модулей (электро, пневмо, гидро);

6) сокращение трудозатрат на проведение монтажных работ на изделии;

7) экономия массы изделия за счет использования СГП с корпусами из титанового сплава;

8) возможность применения в герметичных корпуса из КМ ввиду:

- незначительной разности КЛТР корпусов СГП из титанового сплава и корпусных элементов из КМ;
- упрощения геометрии посадочных мест;
- отсутствию резьбовых отверстий.

МАЛОЦИКЛОВАЯ УСТАЛОСТЬ И РАЗРУШЕНИЕ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ВЖ175

Горбовец М. А.[1], Шведов В. А.[1], Беляев М. С.[1]
[1]ФГУП «ВИАМ», Москва, Россия

Характеристики малоцикловой усталости представляют большой интерес для конструкторов и используются при расчетах на прочность, а также ресурса деталей. При определении характеристик МЦУ материалов авиационных двигателей на гладких образцах предпочтительным является жесткое нагружение.

В работе исследован высокожаропрочный деформируемый сплав нового поколения на никелевой основе ВЖ175-ИД, относящийся к классу дисперсионно-твердеющих сплавов. Он предназначен для изготовления дисков и других высоконагруженных деталей ГТД и ГТУ, работающих при температурах до 750°С [1].

Для испытаний на МЦУ использованы гладкие цилиндрические образцы с рабочей частью постоянного сечения диаметром 5,0 мм. Испытания проведены при симметричном цикле растяжения-сжатия и частоте нагружения 1 Гц на испытательных машинах LFV 100- kH фирмы «walter + bai ag». В качестве параметра испытаний принят размах деформации $\Delta\varepsilon_t$.

Определение характеристик МЦУ проведено по результатам статистической обработки данных с использованием линейного регрессионного анализа с одной независимой переменной. Уравнение средней линии усталости задано в форме $N = \Delta\varepsilon_t^m C$ [2]. После логарифмирования оно принимает вид $\lg N = a + b\lg\Delta\varepsilon_t$. Средние кривые усталости построены в координатах $\lg\Delta\varepsilon_t - \lg N$. Кроме средних значений МЦУ определены характеристики разброса логарифма числа циклов до разрушения $\lg N_p$ до разрушения — дисперсия S^2 и среднее квадратичное отклонение (СКО) S (рис. 1, табл. 1).

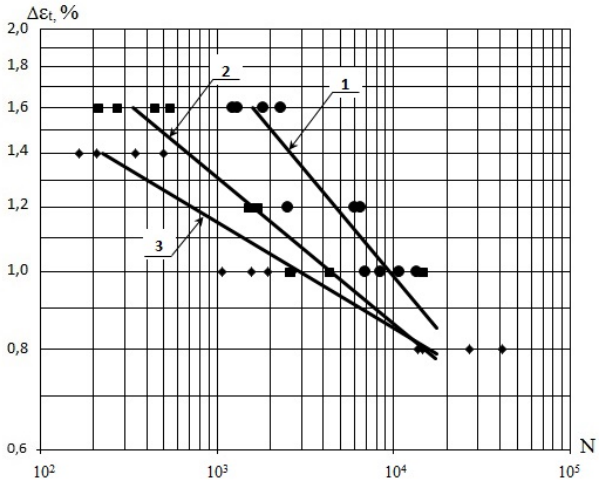


Рис. 1. Кривые усталости сплава ВЖ175 при температурах испытания 20°С (1), 650°С (2) и 750°С (3)

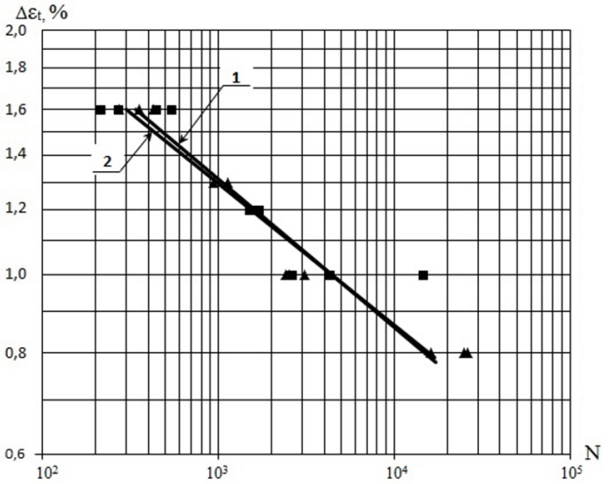


Рис. 2. Влияние асимметричного приложения деформации на МЦУ сплава

Сплав ВЖ175 обладает более высоким пределом МЦУ при комнатной температуре. Отчетливо наблюдается тенденция к сближению значений предела МЦУ при увеличении базы испытаний. В интервале долговечностей $N = 2\cdot10^2 - 1,5\cdot10^4$ циклов средняя кривая усталости при температуре 650°С располагается выше, чем средняя кривая усталости при температуре 750°С, т. е. в указанном интервале долговечностей сплав ВЖ175 обладает более высокими значениями предела выносливости при температуре 650°С, нежели при температуре 750°С. При увеличении базы испытаний средние кривые усталости сближаются и на базе испытания $N = 10^4$ циклов разность в пределах МЦУ составляет 0,01% и является минимальной. При увеличении базы испытания до $N = 1,5\cdot10^4$ циклов средние

кривые усталости пересекаются, пределы МЦУ принимают равные значения. В области долговечностей 10^4 циклов при указанных условиях эксперимента повышение температуры от 650°С до 750°С не оказывает существенного влияния на сопротивление МЦУ сплава ВЖ175.

Влияние асимметрии деформирования на характеристики МЦУ исследовано при температуре 650°С и изменении коэффициента асимметрии с $R = -1$ на $R = 0$ (рис. 2). Установлено, что существенного влияния на пределы малоцикловой усталости в области долговечностей 10^4 циклов не наблюдается.

Таблица 1. Характеристики МЦУ сплава ВЖ175 при комнатной и эксплуатационных температурах

Температура испытаний (°С)	Коэффициент асимметрии R	Кол-во образцов n	Предел МЦУ на базе $N_ц$ ($\Delta\varepsilon_t$,%)		Коэффициенты уравнения регрессии		Коэф. корреляции	Характеристики разброса $\lg N$	
			10^3	10^4	A	b	r	Дисперсия S^2	СКО S
20	−1	11	1,80	0,99	3,98	−3,79	−0,93	0,0227	0,151
650	−1	11	1,31	0,86	3,65	−5,49	−0,92	0,0540	0,232
750	−1	12	1,15	0,85	3,46	−7,60	−0,95	0,0700	0,265
650	0	11	1,30	0,86	3,65	−5,72	−0,97	0,0304	0,174

Характер приведенных в работе результатов исследования хорошо согласуется с результатами исследования зарубежного никелевого жаропрочного сплава Alloy617, приведенными в работе [3].

Исследован характер разрушения образцов, испытанных в условиях малоциклового деформирования. Зарождение трещин во всех случаях начинается с поверхности образцов. Макроизлом поверхности разрушения имеет относительно плоский характер с четко выраженной областью распространения усталостной трещины. Имеются определенные различия в характере разрушения в зависимости от температуры. При комнатной температуре в зоне роста трещины усталости наблюдается грубый, неоднородный рельеф, бороздки усталости занимают малую часть поверхности и располагаются в зоне ускоренного роста трещины, ближе к долому. При высоких температурах испытания в начальной стадии развития трещины также наблюдается неоднородный рельеф. Однако, по мере развития трещины поверхность разрушения становится более плоской, на части поверхности образуется бороздчатый рельеф и микрорастрескивание.

Список литературы

1. Каблов Е.Н., Оспенникова О.Г., Ломберг Б.С., Сидоров В.В. Приоритетные направления развития технологий производства жаропрочных материалов для авиационного двигателестроения // Проблемы черной металлургии и материаловедения. 2013. № 3. С. 47–54.

2. Степнов М.Н., Шаврин А.В. Статистические методы обработки результатов механических испытаний: справочник. М.: Машиностроение, 2005. 400 с.

3. Wright J.K., Carroll L.J., J.A. Simpson J.A. et al. Low cycle fatigue of alloy 617 at 850°C and 950°C // J. Eng. Mat. Tech. 2013. V. 135. N 7. P. 031005(1–8).

НОВЫЙ КОМПОЗИЦИОННЫЙ ТРИБОТЕХНИЧЕСКИЙ МАТЕРИАЛ, ПОЛУЧЕННЫЙ ИЗ МОДИФИЦИРОВАННОЙ СТРУКТУРИРОВАННОЙ ДРЕВЕСИНЫ, ИЗГОТОВЛЕННОЙ ПО ТЕХНОЛОГИИ «КИНС» С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕРМОКОНТРАСТНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Докукин Г. А.[1]
[1]КНИТУ-КАИ, г. Казань, Россия

Увеличение работоспособности и, особенно, износоустойчивости триботехнических узлов (подшипников трения скольжения, вращения и линейного перемещения) занимает одно из центральных мест в комплексной проблеме повышения надёжности и аварийной безотказности механизмов и машин.

Металлические подшипники качения и скольжения при работе в абразивных, агрессивных, взрывопожароопасных и влажных средах коррозируют, заклинивают и, даже при регулярном техническом обслуживании, аварийно выходят из строя. Одним из способов увеличения ресурса узлов трения является применение подшипников из новых композиционных материалов, имеющих высокую механическую прочность, износостойкость, невозможность внезапного аварийного выхода из строя триботехнического узла.

Целью внедрения композиционных избирательно насыщенных систем «КИНС» является организация производства и сбыта триботехнических узлов на основе подшипников трения, скольжения вращения и линейного перемещения, в том числе гидроцилиндров.

Технологии «КИНС» базируются на использовании нано эффектов, возникающих при обжатии заготовок из композита, с целью изменения его плотности и регулирования размера пор, что позволяет избирательно насыщать его необходимыми компонентами, в том числе в разреженной среде с применением термоконтрастного воздействия. Именно возможность избирательного насыщения «природной основы-каркаса» многообразным набором разнородных по своей природе компонентов позволяет формировать необходимый набор потребительских свойств и качеств композита, для его дальнейшего применения в триботехнических изделиях. Важно, что на любой стадии процесса насыщения «природной основы-каркаса», возможен контроль над процессом количественного и качественного насыщения. На практике планируется реализовать технологию насыщения композита фуллеренами.

Главными достоинствами предлагаемых композиционных материалов, изготовленных по технологиям «КИНС» применительно к триботехническим узлам на основе подшипников являются:

1. Невозможность внезапного аварийного выхода из строя.
2. Отсутствие необходимости в обслуживании.
3. Отсутствие необходимости в применении сальников.
4. Негорючесть.
5. Возможность длительной работы в условиях повышенного абразивного износа и агрессивных средах.
6. Возможность безопасной работы в зоне выделения горючих и взрывоопасных газовых смесей.
7. Возможность работы при повышенных температурах (до 195 градусов по Цельсию).
8. Безотказная работа при высоких вибрациях и знакопеременных нагрузках, в том числе при низких температурах.
9. Низкая себестоимость.
10. Экологическая безопасность.
11. Сохранение работоспособности при внешнем воздействии.
12. Ремонтопригодность.
13. Технологии «КИНС» созданы на основе российских «ноу-хау».
14. Возможность оптимизации триботехнического узла по диэлектрическим свойствам и теплопроводности (вплоть до теплоизоляции).

Кроме традиционных областей применения технические прототипы (аналоги) наших подшипников успешно применялись на оборонных предприятиях, в том числе на «КамАЗе», в качестве направляющих втулок на скалках штампов в штамповочном производстве, увеличивая стойкость уникальных дорогостоящих штампов в 2,7 раза.

Применение технологий «КИНС» позволяет решать проблемы промышленной безопасности, с учётом требований федерального закона «О промышленной безопасности опасных производственных объектов», увеличение межремонтного пробега оборудования, существенное снижение затрат на техническое обслуживание и восстановление работоспособности после «отказа» узлов и агрегатов.

В условиях санкционной политики, проводимой западными компаниями, а также высокой стоимостью импортных подшипников и гидроцилиндров, представляемый проект даёт возможность решать проблемы с импортозамещением во многих отраслях народного хозяйства.

Мы уверены, что наши технологии, по сути, являются уникальной отечественной разработкой, современной, высокоэффективной, конкурентоспособной, не имеющей аналогов в мире в части подхода к реализации технических, технологических и конструктивных решений.

Список литературы

1. ГОСТ 24329-80. Древесина модифицированная. Способы модифицирования.

2. Шамаев В.А., Смоляков А.И., Смирнов П.А. и др. Прессованная древесина в машиностроении, справочник, Воронеж. Государственная Лесотехническая Академия, 2005. 92 с.

3. Шамаев В.А. Химико-механическое модифицирование древесины. Воронеж. Государственная Лесотехническая Академия, 2003. 260 с.

4. Докукин А.М., Докукин Г.А. Технология «КИНС» — инновационные подшипники. [Электронный ресурс]. URL: http://www.proza.ru/2016/01/29/391

УСТАЛОСТНАЯ ПРОЧНОСТЬ ТЕПЛООБМЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ В УСЛОВИЯХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ИНТЕНСИВНЫХ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Бесчеров Д. Е.[1], Ереев М. Н.[1], Патрушев Д. Н.[1]
[1]АО «ОКБМ Африкантов», Нижний Новгород, Россия

Пульсации температуры всегда сопровождают процессы теплообмена и являются высокочастотным нагружением случайного характера, для которого реализуется механизм многоцикловой термоусталости. Вследствие того, что современное теплообменное оборудование функционирует в условиях высоких температурных перепадов между теплообменивающимися средами, интенсивность термопульсаций может достигать больших значений. При длительном воздействии температурных пульсаций в конструкционном материале оборудования могут возникнуть повреждения в виде усталостных трещин или интенсифицироваться коррозионные процессы, что в конечном итоге может привести к потере его работоспособности.

В АО «ОКБМ Африкантов» разработана технология, позволяющая проводить исследование влияния случайных термоциклических нагрузок на ресурсные характеристики теплообменного оборудования. Данная технология основана на подходе, при котором численными методами с применением суперЭВМ решается так называемая «связанная» задача: «теплогидравлика — теплопроводность — НДС — поврежденность».

Для проведения точного трехмерного теплогидравлического расчета используются CFD-программы, которые позволяют корректно учесть весь спектр нагружающих факторов по теплогидравлике.

Для анализа процессов теплопроводности и расчета напряженно-деформированного состояния используются FEA-программы, позволяющие получать достоверные решения линейных и нелинейных задач, и адекватно исследовать процессы неизотермического, в том числе упругопластического, деформирования конструкционных материалов.

С целью верификации разработанной технологии АО «ОКБМ Африкантов» проведены экспериментальные исследования на специальных стендах, позволяющих создавать термоциклическое нагружение конструктивных моделей случайными температурными пульсациями. После первого этапа расчетно-экспериментальных исследований проведен сравнительный анализ результатов расчетов с результатами эксперимента, по итогам которого получена их хорошая корреляция.

Предложенная технология позволяет заменить сложные, продолжительные, дорогостоящие натурные ресурсные испытания численным моделированием процессов гидродинамики, теплопроводности, деформирования и накопления повреждений с использованием суперЭВМ.

НОВЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ

Гайденко В. О.[1], Зайцев И. М.[1]
[1]АО «ОНПП «Технология» им. А. Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

При проектировании ракетно-космической техники, которую можно отнести к уникальной, возникает много новых и сложных задач. Одна из таких задач состоит в необходимости обеспечить заданный уровень температур различных элементов ракетно-космических летательных аппаратов. От успехов ее решения зависит сохранность космических аппаратов различного класса и человеческих жизней.

Толчком в развитии конструкционных теплоизоляционных материалов, несомненно, стала разработка теплозащиты для космических кораблей многоразового использования. В 1976 году на Министерство авиационной промышленности СССР была возложена задача создания многоразового орбитального корабля «Буран», очень важным достижением, стала разработка высокоэффективной тепловой защиты, обеспечившей нормальные тепловые условия для конструкции корабля при прохождении плотных слоев атмосферы во время посадки. Разработанные «ОНПП«Технология» совместно с ФГУП ВИАМ, теплозащитные материалы ТЗМК-10 и ТЗМК-25 на основе кварцевого волокна сочетали в себе конструктивную прочность при малом удельном весе, обладали термостойкостью при наличии высоких градиентов температур, низкой теплопроводностью (при 20°С — 0,055 Вт/м·К и 0,066 Вт/м·К соответственно, способностью противостоять окислению.

После закрытия программы по созданию кораблей многоразового использования разработки конструкционных теплозащитных материалов были продолжены. Созданный новый материал ТЗМ-23М на основе кремнеземного волокна, обладает сравнимыми теплоизоляционными и прочностными свойствами, но более низкой стоимостью. Это позволяет успешно его использовать в гражданских отраслях промышленности — для изготовления деталей футеровки печей различного назначения, теплоизоляции технологических аппаратов переработки отработанного ядерного топлива, а также для защиты модулей памяти бортовых накопителей полетной информации различных марок, тепловой изоляции установок теплопрочностных испытаний ракетной техники, работающих при температуре от минус 150 до 1100°С (рис. 1).

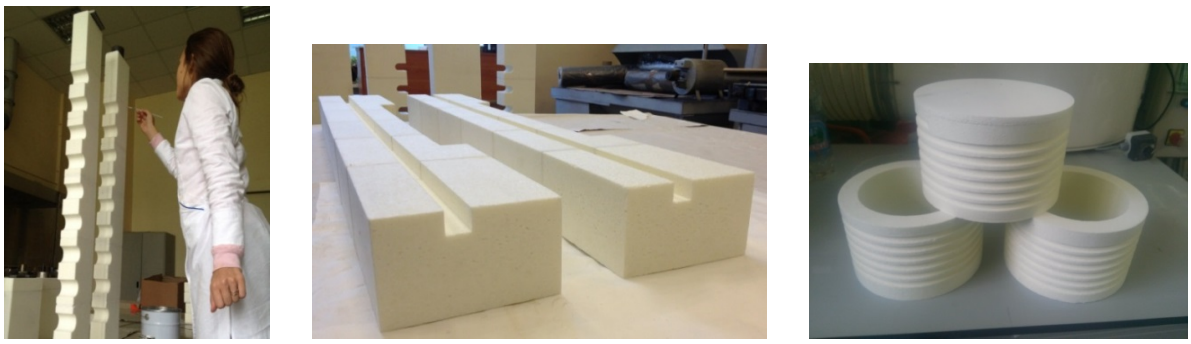


Рис. 1. Изделия из материала ТЗМ-23М

В настоящее время проводятся работы по возможности использования изделий из материала ТЗМ-23М для теплоизоляции элементов тепловых источников тока (рис. 2).

Однако на сегодняшний день волокнистые теплоизоляционные материалы по уровню своих теплоизоляционных свойств не являются самыми эффективными. Для снижения теплопроводности необходимо уменьшить поры в материале до нанометровых размеров. С использованием этого подхода был разработан новый конструкционный теплоизоляционный материал ТИМ-МП-К со сверхнизкой теплопроводностью — 0,024 Вт/м·К при 20°С (рис. 3).

Сравнение теплоизоляционных и прочностных свойств конструкционных теплоизоляционных материалов, представлено в табл. 1.

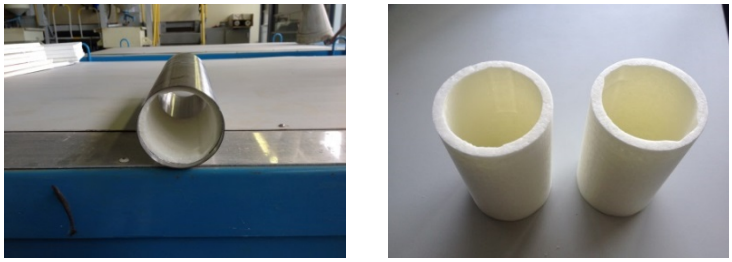


Рис. 2. Изделия из материала ТЗМ-23М для тепловых источников тока

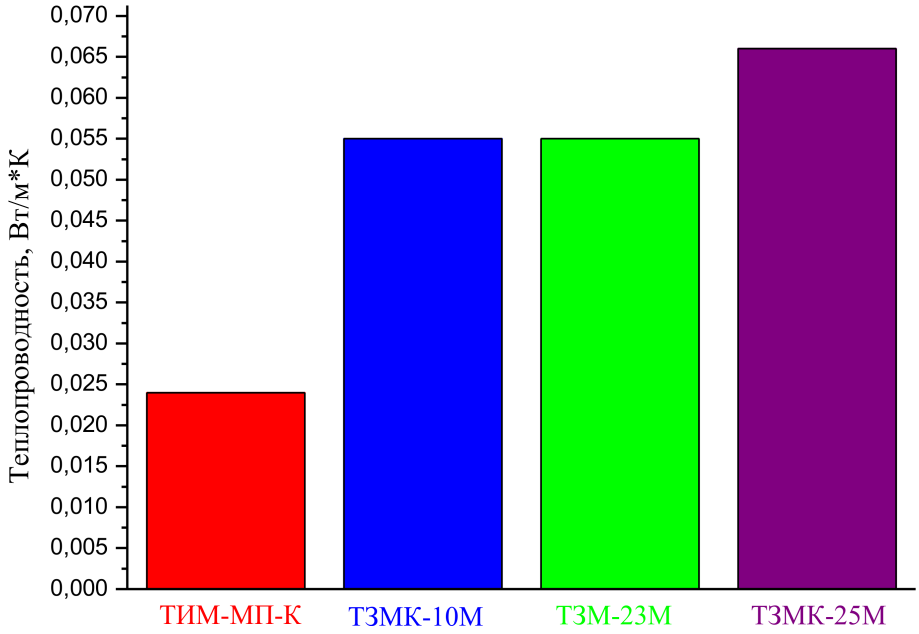


Рис. 3. Теплопроводность различных конструкционных теплоизоляционных материалов

Таблица 1

Наименование показателя	Значение показателя для материала			
	ТЗМК-10	ТЗМК-25	ТЗМ-23М	ТИМ-МП-К
Плотность, кг/м^3	140±10	250±10	180±10	375±25
Прочность при сжатии при 10% деформации, МПа, не менее	0,4	1,0	0,4	2,0
Теплопроводность при температуре (20±5)°С, Вт/(м·К), не более	0,055	0,066	0,055	0,025

Все разработанные материалы легко поддаются механической обработке, из них возможно изготовление деталей по чертежам с высокой точностью. В случае крупногабаритных изделий отдельные элементы склеиваются между собой с помощью высокотемпературного клея, который работает до 1300°С и обладает хорошей адгезией к различным поверхностям.

Комплексный подход к изготовлению высокотемпературной конструкционной теплоизоляции позволяет быть востребованными и конкурентоспособными на рынке этого вида продукции для авиакосмической, атомной, приборной и других высокотехнологичных отраслей промышленности.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА, ВЫПОЛНЕННОЙ В ВИДЕ СЕТЧАТОЙ СТРУКТУРЫ

Ёлохов И. Ю.[1]
[1]АО «ЦНИИСМ», г. Хотьково, Россия

В настоящее время все большую популярность завоевывают композиционные материалы благодаря высокому уровню удельной прочности и жесткости. Одним из направлений, где композиты находят широкое применение, является космическая техника, т. к. экономия массы является одним из важнейших критериев при проектировании космических аппаратов. С этой точки зрения использование более легкой силовой конструкции корпуса космического аппарата (СКК КА) позволяет увеличить массу полезной нагрузки [1].

Одним из наиболее эффективных типов структур СКК КА является сетчатая оболочечная структура, состоящая из спиральных, кольцевых и продольных ребер, а также двух торцевых шпангоутов. Ребра сетчатой структуры выполнены в виде однонаправленного углепластика, состоящего из углеродных нитей, пропитанных полимером. Структура сетчатых оболочек создается методом непрерывной программируемой намотки.

В докладе представлены результаты применения методики расчета на прочность, жесткость и устойчивость, используемой при проектировании сетчатых оболочек, на примере СКК КА.

При проектировании сетчатой оболочки на первом этапе на основе заданных требований про прочности, жесткости и устойчивости, которым должна соответствовать СКК при действии заданных силовых факторов, проводим предварительную оценку параметров СКК, используя аналитические зависимости [2]. Необходимо определить следующие параметры СКК: угол наклона спиральных ребер к образующей, высоту ребер, ширину ребер, количество спиральных ребер, количество кольцевых ребер.

На следующем этапе, на основе определенных оптимальных параметров сетчатой структуры СКК, проводим детальный анализ конструкции методом конечных элементов. На рис. 1 представлен вид конечно-элементной модели СКК КА.

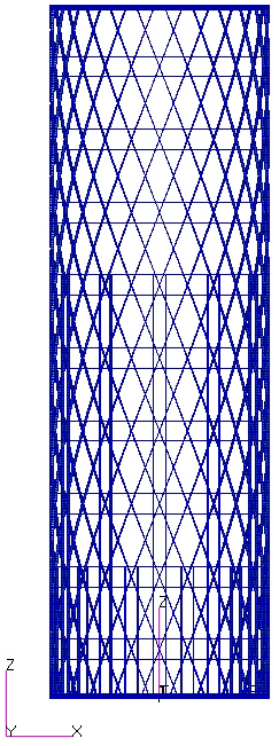


Рис. 1. Вид конечно-элементной модели СКК КА

При расчете методом конечных элементов определяли распределения напряжений в ребрах вдоль армирующих волокон, в шпангоутах в кольцевом направлении, деформированное состояние СКК при действии заданных силовых факторов, деформированное состояние СКК при потере устойчивости, значения собственных частот колебаний.

Список литературы

1. Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петроковский С.А., Халиманович В.И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение к космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С.38–50.

2. Барынин В.А., Бунаков В.А., Васильев В.В., Майоров Б.Г., Разин А.Ф. Композитные сетчатые конструкции: обзор // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. 2001. Вып. 1(123)–2(124). С. 9–16.

ОТРАБОТКА МЕТОДИКИ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ БЕСКОНТАКТНЫМ СПОСОБОМ НА ПАНЕЛИ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Петряхин Д. А.[1], Якимов И. Д.[2]
[1]Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара, Россия
[2]ФГУП "Центральный научно-исследовательский институт машиностроения г. Королев, Россия

При проектировании объектов, подвергающихся действию переменных во времени нагрузок, необходимо учитывать, что возможно возникновение такого явления, как резонансные колебания. Поэтому необходимо выявлять резонансные частоты и далее либо исключать их из диапазона рабочих режимов, либо осуществлять мероприятия для минимизации резонансных явлений. Таким образом исследование модальных характеристик объектов, позволяющее определить собственные частоты колебаний, является актуальной задачей.

Целью данной работы является отработка методики проведения модального анализа, определение собственных частот и форм колебаний элементов ракетно-космической техники. Объектом испытания является полноразмерная натурная панель солнечной батареи космического аппарата (рис. 1).

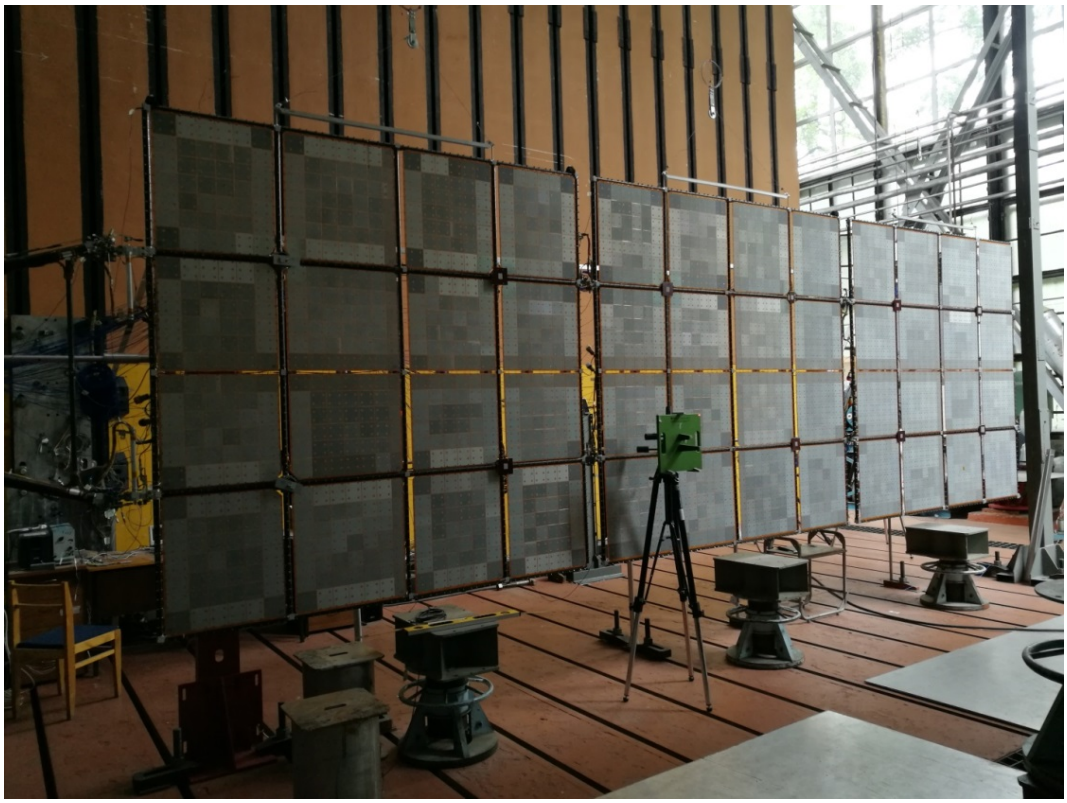


Рис. 1. Панель солнечной батареи

Экспериментальное определение форм и частот производилось бесконтактным способом с помощью однокомпонентного лазерного виброметра Polytec PSV-500 — системы, обеспечивающей быструю обработку и наглядное представление данных вибрации по всей поверхности объекта [1]. Основными достоинствами бесконтактного способа измерения перед контактным является не ограниченное количество точек измерения, отсутствие дополнительных масс, натяжения проводов и физического контакта с датчиками вибрации.

Управление лазерным виброметром и вибратором осуществляется с помощью специализированного программного обеспечения (ПО) PSV 9.0. Данное ПО выполняет детальный анализ вибрации и представляет результаты в виде графики, анимированных

2D диаграмм, частотных характеристик, а также обеспечивает экспорт данных. Данная программа позволяет полностью настроить все параметры сканирования.

Крыло солнечной батареи жестко заделано у основания и подвешено на пружинно-тросовую систему обезвешивания. Колебания возбуждались при помощи электродинамического вибратора. В качестве опорного сигнала был установлен дополнительный лазерный виброметр [2,3].

Так как панель больших размеров, то сканирование происходило поэтапно. При сканировании первого модуля панели солнечной батареи была проведена серия экспериментов для сравнения влияния на результаты различных типов осреднения амплитудно-частотной характеристики, таких как: complex averaging, magnitude averaging, и без осреднения averaging off. В результате были получены и сравнены амплитудно-частотные характеристики разных типов осреднения. Результаты показывают, что использование осреднения оправдано. Сканирование точек происходит с заданным количеством повторений, что увеличивает точность эксперимента. Путем осреднения график амплитудно-частотной характеристики становится заметно чище, с ярко выраженными пиками. При сравнении разных типов осреднения, существенной разницы не выявлено. Резонансные частоты совпадают, а значение виброскорости незначительно изменяются.

По завершении исследований сравнения осреднений было принято решение пользоваться комплексным осреднением. Было выполнено поэтапное сканирование плоскости панели. Из-за большого размера исследуемого объекта, сканирование проводилось частями, а за тем была выполнена «сшивка» всех этапов в общую картину результатов для получения собственных частот и форм колебаний изделия (рис. 2). «Сшивка» выполняется при условии, что все параметры сканирования и система координат были неизменными.

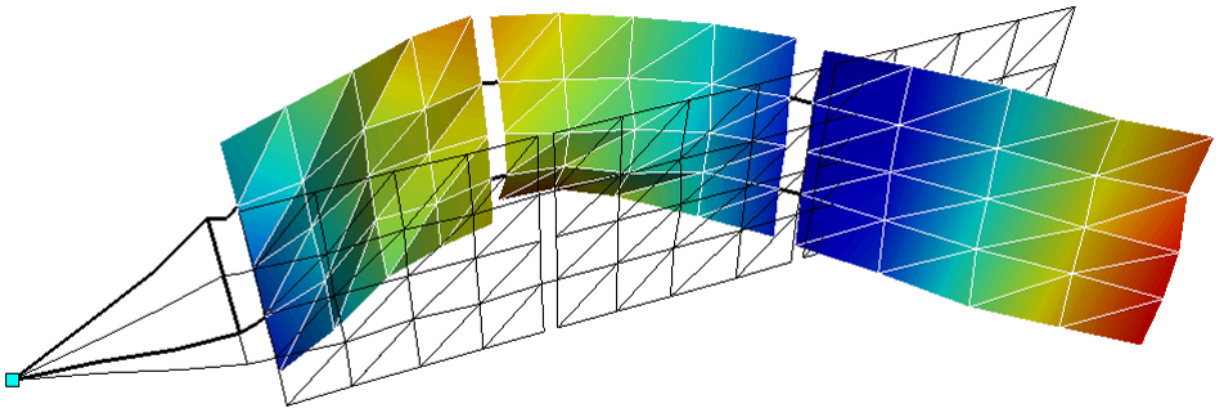


Рис. 2. Форма колебаний панели солнечной батареи

Таким образом была отработана методика проведения модального анализа ракетно-космической техники. Проведено сравнение экспериментов с различными видами осреднения и с его отсутствием. Получены собственные частоты и формы колебаний панели солнечной батареи.

Список литературы

1. Иголкин А.А., Бесконтактная регистрация и анализ вибрации изделий машиностроения с помощью трехкомпонентного лазерного виброметра / А.А. Иголкин, А.И. Сафин, Г.М. Макарьянц, А.Н. Крючков, Е.В. Шахматов // Прикладная физика. М.: АО «НПО Орион», 2013. № 4. С. 49–53.

2. Аминов В.Р. Исследование динамических характеристик космических конструкций при наземных испытаниях. // Космические исследования, т. 35, вып. 1, 1997, с. 102–106.

3. Микишев Г.Н. Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978, 248 с.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ КОМПОЗИТНЫХ СЕТЧАТЫХ ОТСЕКОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Некрасов М. А.[1]
[1]АО «ЦНИИСМ», г. Хотьково, Россия

Композитные материалы на основе углеродных волокон и полимерной матрицы обладают высокой удельной прочностью и жесткостью и находят в настоящее время широкое применение в элементах несущих конструкций ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА) [1]. Современные углепластики в несколько раз превосходят алюминиевые сплавы по удельной прочности и жесткости. Однако их высокие механические характеристики реализуются только при нагружении в направлении волокон. Одним из конструктивных вариантов реализации высоких механических характеристик композитных материалов являются сетчатые оболочечные конструкции [2]. Несущими элементами сетчатых конструкций, имеющих, как правило, форму цилиндрических или конических оболочек, являются ребра, изготовленные из однонаправленных углепластиков методом непрерывной программированной намотки. Использование для изготовления сетчатых оболочек композиционных материалов обеспечивает высокую весовую эффективность конструкции.

На начальном этапе проектирования, исходя из требований по прочности и устойчивости конструкции, по заданным силовым факторам (осевая сила N, перерезывающая сила Q, изгибающий момент M) проводили предварительный проектный расчет оптимальных параметров сетчатой структуры [3]:

- угла наклона φ спиральных ребер к образующей;
- высоты ребра h;
- ширины спиральных $\delta_{\text{с}}$ и кольцевых $\delta_{\text{к}}$ ребер;
- числа пар спиральных ребер $n_{\text{с}}$.

Последний параметр может быть задан директивно из конструктивных соображений, например, число пар спиральных ребер может соответствовать числу мест крепления на торце корпуса.

Полученные в результате предварительного расчета значения основных параметров сетчатой структуры далее использованы в качестве исходных данных для более детального расчета конструкции с учетом всех факторов и особенностей, которыми пренебрегали на первом этапе работы.

Поверочные расчеты прочности и устойчивости конструкции проводили численно методом конечных элементов. Ребра сетчатой структуры моделировали балочными элементами, окантовку вырезов – трехузловыми оболочечными конечными элементами. Конечноэлементная модель отсека, представляющего собой комбинацию цилиндрической и конической оболочек, представлена на рис. 1.

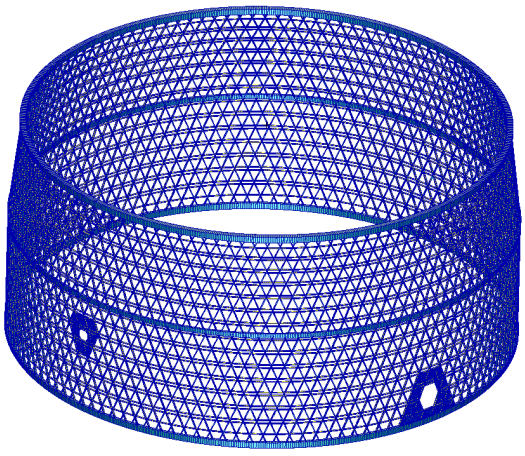


Рис. 1. Конечноэлементная модель корпуса приборного отсека

В результате расчетов определяли значения максимальных напряжений, возникающих в элементах конструкции, коэффициенты запаса, значения критической нагрузки потери устойчивости и форму потери устойчивости конструкции. На основе результатов расчетов значения проектных параметров были уточнены.

Список литературы

1. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988, 270 с.

2. Барынин В.А., Бунаков В.А., Васильев В.В., Майоров Б.Г., Разин А.Ф. Композитные сетчатые конструкции: обзор // Вопросы оборонной техники. Сер. 15. 2001. Вып. 1(123)–2(124). С. 9–16.

3. Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петроковский С.А., Халиманович В.И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение к космической технике // Композиты и наноструктуры. 2009. № 3. С. 38–50.

ПРОЕКТ МОДУЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ, ПРОИЗВОДИМОЙ В РФ

Пономарев П. А.[1], Скворцова В. А.[1],
[1]АО «Гражданские Самолёты Сухого», г. Москва, Россия

Ниже представлен подход к проектированию распределительных устройств (РУ) модульного типа (рис. 1) для применения в составе систем электроснабжения авиационной и аэрокосмической техники.

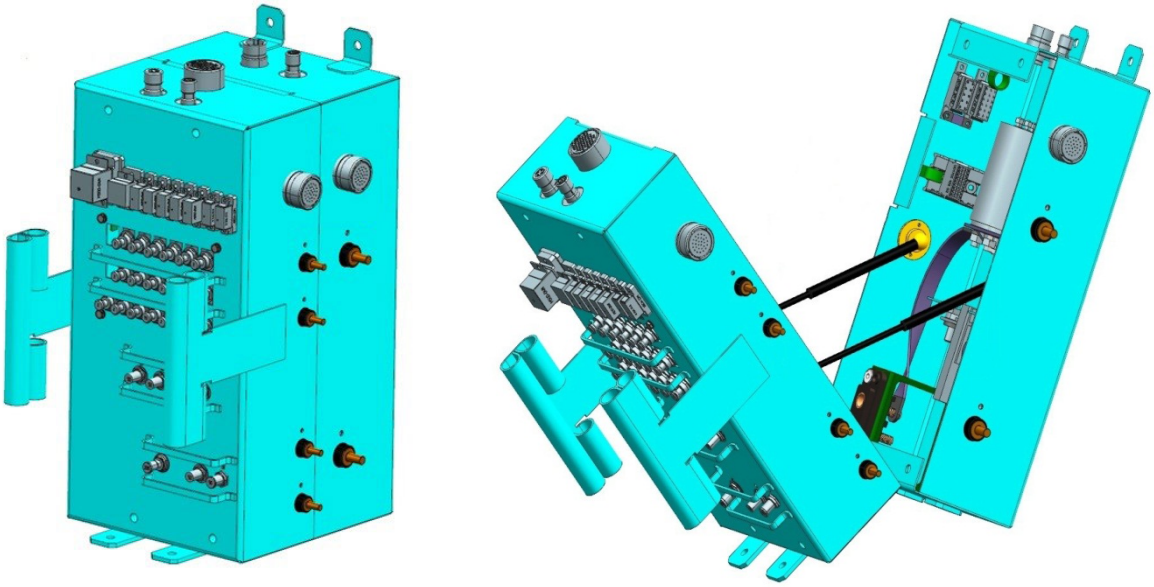


Рис. 1. Макет распределительного устройства модульного типа

Распределительные устройства должны осуществлять функции коммутирования электроэнергии и обеспечивать питающее напряжение в заданных пределах, а также резервирование электропитания приемников и защиту от возможных повреждений системы распределения в целом.

Основной целью данной работы является разработка и описание концепта модульной конструкции РУ, предназначенного для улучшения эксплуатационных характеристик, а также для повышения надежности конечной сборки изделия и системы распределения электроэнергии на борту летательного аппарата.

Предлагаемая конструкция РУ обеспечивает секционное разделение на силовую (питающую) и распределяющую части с соответствующим разнесением компонентов устройства.

Модульная конструкция РУ обладает рядом несомненных преимуществ перед существующими прототипами, производимыми в нашей стране, а именно:

- меньшей массой готового изделия на 15–20% за счет снижения количества крепежных компонентов, а также модификации внутренней компоновки устройства;
- лучшей технологичностью конструкции, позволяющей производить оперативную замену отказавших компонентов, а также техническое обслуживание устройства без предварительного демонтажа РУ с борта летательного аппарата, что ведет к значительному снижению стоимости послепродажного обслуживания и, как следствие, увеличению коммерческой эффективности РУ;
- повышенной надежностью конструкции соединительных элементов и электрических разъемов;
- упрощением принципиальной электрической схемы соединений внутренних компонентов устройства (рис. 2).

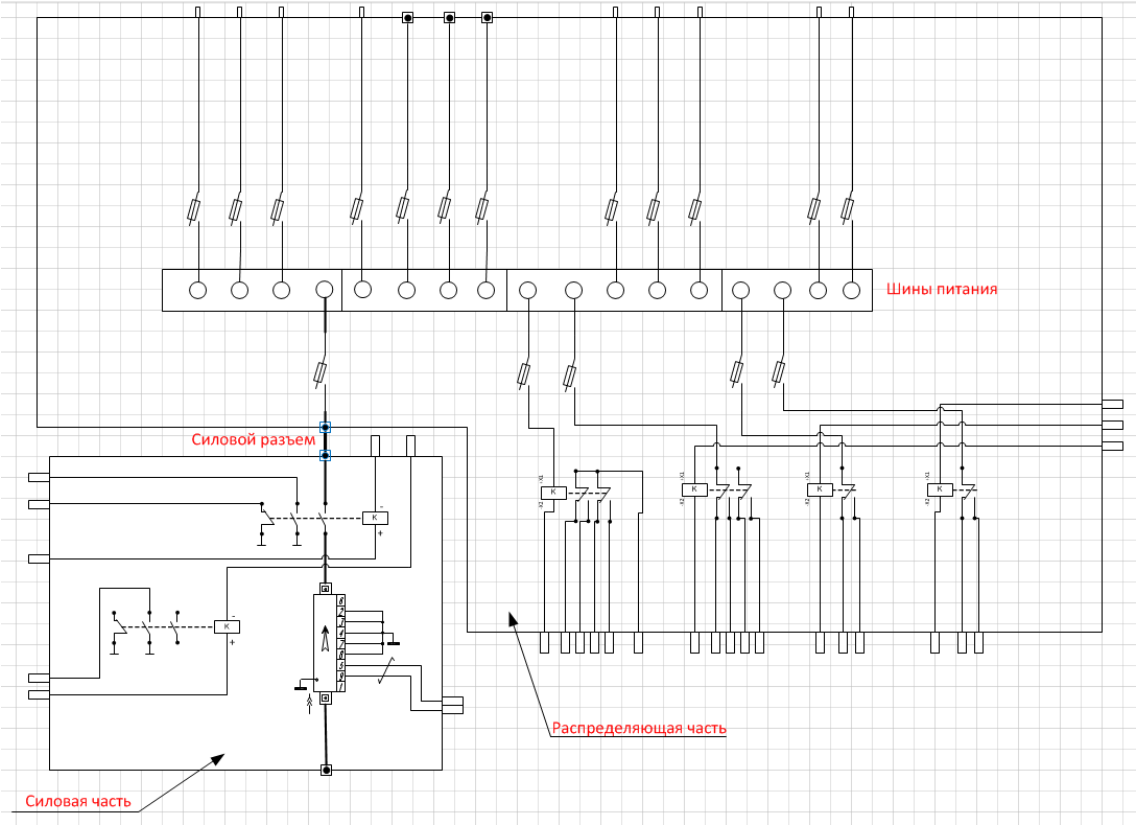


Рис. 2. Принципиальная схема электрических соединений РУ модульного типа

Список литературы

1. Балагуров В.А., Беседин И.М., Галтеев Ф.Ф. Электроснабжение летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. С. 418–483.

2. Бессонов Л.А. Теоретические основы электротехники. М.: Высшая Школа, 1996. С. 528.

3. Электромеханический справочник: в 3х т. Т. 2. Электромеханические изделия и устройства // Под общей редакцией профессора МЭИ И.Н. Орлова. М.: Энергоатомиздат, 1986. С. 214.

4. ГОСТ Р 54073-2010 Системы электроснабжения самолетов и вертолетов // Общие требования и нормы качества электроэнергии. М.: Стандартинформ, 2011. С. 4–28.

5. Добровольский В.А., Заблонский К.И., Мак С.Л. Детали Машин. Изд. 7. М.: Машиностроение, 1972. С. 10–92.

6. Интернет ресурс компании Crouzet. URL: www.aerospace.crouzet.com.

7. Интернет ресурс компании Smiths Interconnect. URL: www.smithsconnectors.com.

8. Flexible conductors. Solutions to optimize the design of electrical power & earth/ground connections. Pentair Inc. URL: www.erico.com/catalog/literature/P1224C-WWEN.pdf

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ НАНОМАТЕРИАЛОВ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Бахтин Д. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одним из перспективных направлений применения материалов в космической технике является упрочнение композитных материалов, использующихся в конструкциях рам, ферм и других силовых конструкций. Применение нанотрубок позволяет повысить электропроводность конструкций, что позволяет экономить массу на металлизации КА.

Рис. 1. Сравнение прочностных характеристик композита из армирующих волокон и полиэфирной смолы PN 609-21M с тем же материалом, отличаюимся добавлением нанотрубок в связующее

Были проведены испытания на примере Полиэфирной смолы PN 609-21M (рис. 1). Стандарт измерения ASTM D2344/D2344M-16. Наилучшие характеристики удалось получить в следующих параметрах: сопротивление разрушению, предел прочности на сдвиг, трещиностойкость. Улучшение данных качеств в совокупности с повышением электропроводности позволяет не просто экономить на массе несущих конструкций, но и экономить массу на тяжелой металлизации. Также нанотрубки позволяют предъявлять более жесткие требования в алюминиевым сплавам. Ниже (рис. 2) приведены свойства алюминиевого сплава 6101, а также сплава, модифицированного добавлением в процессе плавки нанотрубок.

Эталонный образец сплава 1601			Модификаторование с УНТ			Модифицирование наносодержащей лигатурой		
Временное сопротивление разрыву, МПа	Относительное удлинение, %	Удельное электрическое сопротивление, Ом*мм2/м	Временное сопротивление разрыву, МПа	Относительное удлинение, %	Удельное электрическое сопротивление, Ом*мм2/м	Временное сопротивление разрыву, МПа	Относительное удлинение, %	Удельное электрическое сопротивление, Ом*мм2/м
181/181	16/15	0,0327	200/201	17/15	0,0329	211/209	20/18	0,0334
*Испытания проводились на двух образцах								

Рис. 2. Физические свойства алюминиевого сплава 6101

В результате исследования лучшими характеристиками обладает сплав, полученный добавлением лигатуры из нанотрубок и легирующими элементами.

Проведение исследований по сплавам, применяющимся в КТ позволит изготавливать более лёгкие и прочные конструкции.

Список литературы

1. Раков Э.Г. Нанотрубки и фуллерены. М.: Университетская книга, 2006. 235 с.

2. Рыжиков Д.И. Наноматериаллы. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 365 с.

3. Чернышев С.Л. Моделирование и классификация наноструктур. М.: Стереотип, 2015. 216 с.

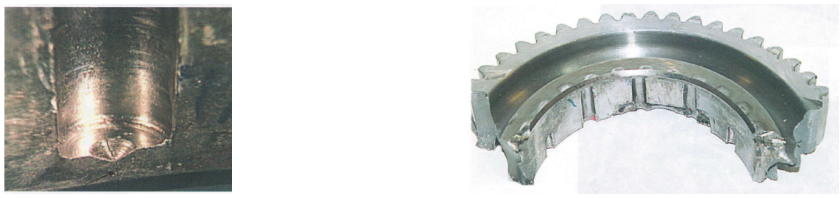
ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ САТЕЛЛИТНЫХ ШЕСТЕРЁН ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО РЕДУКТОРА

Аксёнов Е. В.[1], Алёшкин В. В.[1], Селиванов И. А.[1]
[1]ПАО «Кузнецов», г. Самара, Россия

Дифференциальный трёхпоточный однорядный редуктор со сдвоенными сателлитными шестернями устанавливается на двигатели НК-12МА (МВ, МП, МПМ) и служит для передачи избыточной мощности от турбины к воздушным винтам и для распределения передаваемой мощности между передним и задним винтами. Блок сателлитов состоит из двух шестерён, напрессованных на шестерню-вал. В местах соединения этих шестерен запрессованы штифты для передачи мощности.

За время эксплуатации объекта неоднократно происходили случаи разрушения редуктора. Во всех случаях причиной дефекта являлось усталостное разрушение сателлитных шестерён с началом развития усталостной трещины в отверстиях под штифты крепления шестерни на шестерню-вал. Результаты исследований показали, что возникновение и развитие микротрещин произошло ввиду совокупного воздействия нескольких факторов:

- несоответствие групп размеров штифтов группам размеров отверстий под штифты;
- множественные кольцевые риски и сечения на внутреннем диаметре и донышках отверстий под штифты;
- наличие конусных выточек от сверла на поверхности донышек отверстий, являющихся начальными зонами разрушения (рис. 1).

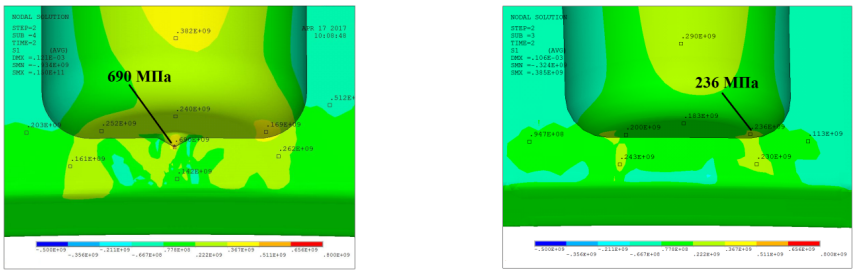


а б

Рис. 1. Фрагмент сателлитной шестерни. а — трещина в области конусной выточки, б — общий вид фрагмента шестерни

С целью исключения проявления дефекта разработан комплекс технологических и конструктивных мероприятий для ремонтных и вновь изготавливаемых блоков сателлитов. Работа проводилась в несколько этапов.

На первом этапе на основе метода конечных элементов проведен анализ влияния натяга штифтов и наличия конусной выточки на напряженно-деформируемое состояние конструкции. Превалирующее влияние на НДС донышка отверстий под штифты оказывает конусная выточка (рис. 2) [1,2].

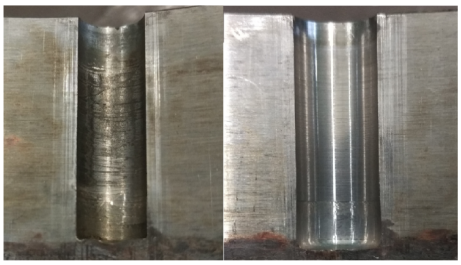


а б

Рис. 2. Первые главные напряжения в области донышка отверстий, Па: а — исходной конструкции, б — изменённой конструкции

На втором этапе разработана ремонтная технология отверстий под штифты, позволяющая значительно снизить напряженность в области донышка за счет устранения

концентратора напряжений — конусной выточки, в совокупности с мероприятиями, направленными на повышение качества поверхности и удаление возможного поврежденного слоя материала в рассматриваемой области (рис. 3).



а б

Рис. 3. Отверстия под штифты на шестерне блока сателлитов: а — исходное состояние, б — после технологических операций

В итоге отработан технологический процесс, обеспечивающий:

- шероховатость обработки донышка отверстий и цилиндрической поверхности под штифты Ra0,8 и ниже, без рисок и концентраторов напряжений;
- отсутствие на донышке отверстий следов от сверла;
- конусность отверстий не более 0,003 [3].

Третий этап работы — разработка конструктивных мероприятий для вновь изготавливаемых блоков сателлитов, позволяющих максимально снизить напряженность конструкции в области донышка и контактных пар при минимальном изменении податливости системы «сателлитная шестерня — шестерня-вал» (рис. 4).

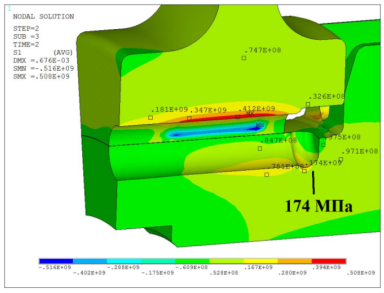


Рис. 4. Вариант конструкции со сквозным отверстием под штифты, Па

Таким образом, в результате проведенных исследований, удалось определить факторы, оказывающие определяющее воздействие на возникновение и развитие усталостных трещин шестерни блока сателлитов. Разработана ремонтная технология отверстий под штифты, позволяющая значительно снизить напряженность в области развития дефекта. Предложены конструктивные мероприятия для вновь изготавливаемых блоков сателлитов, направленные на повышение надежности и технологичности конструкции.

Список литературы

1. Ануров Ю.М. Основы обеспечения прочностной надёжности авиационных двигателей и силовых установок / Ю.М. Ануров, Д.Г. Федорченко. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2004. 390 с.

2. Кочеров Е.П. Разработка деформационно-энергетического метода оценки прочности элементов конструкций / Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук, 2012. 160 с.

3. Фролов К.В. Машиностроение. Энциклопедия в сорока томах / В.Ф. Мануйлов. Т. 3. Технологии заготовительных производств. М.: Машиностроение, 1996. 734 с.

НОВЫЙ ОБЛЕГЧЕННЫЙ СТЕКЛОСОТОПЛАСТ ДЛЯ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Корнейчук А. Н.[1]
[1]АО «ОНПП «Технология» им. А. Г. Ромашина», г. Обнинск, Россия

В различных узлах авиационно-космической и ракетной техники широко применяются многослойные, преимущественно трехслойные, конструкции. В качестве внутреннего заполнителя в основном применяются соты. Благодаря малым значениям плотности и высоким соотношениям прочность-вес и жесткость-вес применение сотовых заполнителей (СЗ) позволяет значительно снизить вес конструкций, а значит повысить топливную эффективность летательных аппаратов (ЛА) и увеличить полезную нагрузку.

В силовых ТСК в основном используются СЗ на основе различных стеклотканей с размерами граней ячеек 2,5 мм, плотность которых достигает 110 кг/м^3. Прочность СЗ заполнителей зависит от количества связующего в стеклопластиковых стенках сотового каркаса, поэтому снижение веса СЗ неизбежно приводит к снижению его прочностных показателей. Для космических ЛА масса конструкции является одним из основных показателей, поэтому перед АО «ОНПП «Технология» им. А. Г. Ромашина» была поставлена задача разработки облегченного стеклосотопласта (ССП) с повышенными прочностными характеристиками.

Цель данной работы — разработка состава и технологии изготовления облегченного стеклопластикового сотового заполнителя с размером грани ячеек 2,5 мм с плотностью $\gamma \leq 80$ кг/м^3 и повышенными прочностными характеристиками $\sigma_{сж} \geq 3{,}0$ МПа для силовых трехслойных конструкций космических аппаратов.

Для получения облегченного стеклосотопласта с повышенными прочностными характеристиками было решено идти по пути снижения веса каркаса сотового заполнителя из стеклоткани за счет использования более тонкой стеклоткани, а повышение прочности обеспечить за счет увеличения наноса связующего.

Был проведен поиск отечественных электроизоляционных стеклотканей, обладающих пониженной поверхностной плотностью и высокими прочностными характеристиками по основе и утку. Анализ характеристик стеклотканей, пригодных для получения облегченного стеклосотопласта с заданными свойствами по плотности и прочности, показал, что наиболее перспективной в данном случае является электроизоляционная стеклоткань марки Э2-62.

При изготовлении ССП, работоспособных в интервале температур от -60 до $+170$°C, отлично зарекомендовали себя связующие на основе фенолоформальдегидных смол. Наибольшее применение при изготовлении стеклопластиковых сотовых заполнителей получил бакелитовый лак ЛБС-1 отечественного производства, обладающий хорошими технологическими и эксплуатационными свойствами в сотах. Этот лак и был выбран при разработке нового материала.

В качестве клея при формировании сотовой структуры на основе выбранных стеклотканей использовали фенолополивинилацетальный клей БФ-2, который применяется при производстве серийно выпускаемых ССП, работающих в диапазоне температур до 200°C.

В результате проведенных исследований были установлены оптимальные технологические параметры нанесения клеевых полос на стеклоткань Э2-62, давление прессования и температурно-временной режим склеивания сотопакетов с нанесенными клеевыми полосами клея БФ-2. В результате проведенных исследований с клеем БФ-2 на этих стадиях изготовления стеклосотопласта было обеспечено бездефектное растяжение сотопакетов в сотоблоки с образованием правильных шестигранных ячеек.

Экспериментальным путем была выбрана вязкость связующего и отработан процесс пропитки, что позволило получить стеклосотопласт с необходимыми показателями прочности при заданных значениях плотности.

Для оценки правильности выбранных режимов на всех стадиях получения облегченного стеклосотопласта были изготовлены экспериментальные сотоблоки марки ССП-1Э с

размером граней ячеек 2,5 мм и проведены их испытания по следующим показателям: плотность и прочность при сжатии. Результаты физико-механических испытаний показали, что экспериментальные сотоблоки по своим свойствам соответствуют заданным требованиям.

Был проведен сравнительный анализ свойств разработанного стеклосотопласта с размером граней ячеек 2,5 мм и отечественных аналогов (рис. 1). Сравнительные данные показывают, что разработанный стеклосотопласт марки ССП-1Э превосходит по показателям прочности аналогичные стеклосотопласты не менее, чем в 1,5 раза при существенно меньших значениях плотности, что особенно важно для объектов космической техники.

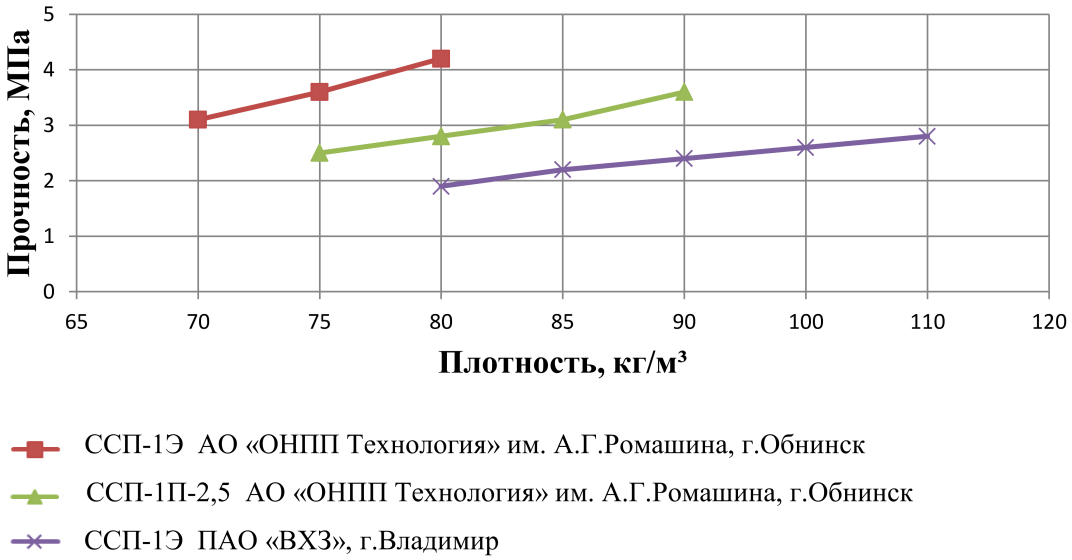


Рис. 1. Зависимость прочности при сжатии от плотности для различных типов облегченных ССП

Список литературы

1. Волков В.С. Стеклопластиковые сотовые заполнители // Композитный мир. 2008. № 3/4. С. 70–72.

2. Патент 2272712 Российская Федерация, МПК7 B 32 B 3/12. Способ изготовления сотового заполнителя / Волков В.С., Разумовский В.А., Крюков А.М., Садикова Н.А.: заявитель и патентообладатель ФГУП «Обнинское науч.-производ. предприятие «Технология». № 2004125072/04: заявл. 16.08.04: опубл. 27.03.06. Бюл. № 9. 4 с.

3. Волков В.С, Шуль Г.С. Стеклосотовые заполнители для сэндвичевых конструкций // Труды международной конференции «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов. 21 век, 30.01.2001-02.02.2001. М.: МГУ, с. 40–44.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ПЕРЕХОДНОГО ОТСЕКА КА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Боровиков А. А.[1]
[1]АО «ВПК «НПО машиностроения», г. Реутов, Россия

В настоящей работе проведена апробация современного подхода к проектированию с помощью комплексного использования методов конечно-элементной оптимизации. Основным методом в данном подходе является топологическая оптимизация, которая подразумевает получение облика конструкции расчётным путём с учётом реальных условий нагружения. В данной работе не учитывались ограничения, связанные с «традиционным» производством изделий. Предполагается, что полученная конструкция изготавливается с помощью 3d-печати. Совместное использования данного подхода с аддитивными технологиями позволит значительно повысить массовое совершенство силовых конструкций ракетно-космической техники.

Настоящая работа является логическим продолжением работы [1].

В данной работе проводится поиск оптимальной конструкции переходного отсека КА с использованием следующих методов конечно-элементной оптимизации: топологическая оптимизация, оптимизация формы и параметрическая оптимизация (оптимизация толщины оболочки). Для моделирования и расчёта используется программный комплекс Altair HyperWorks/Optistruct.

Переходной отсек соединяет между собой разгонный блок и верхнюю часть аппарата. Также к боковым поверхностям переходного отсека крепятся два радиоизотопных термоэлектрических генератора. Отсек должен иметь минимально возможную массу для осуществления задач, поставленных перед космическим аппаратом. Все эти условия вынуждают создать конструкцию сложной формы. Проектирование и изготовление её классическими методами не обеспечивает минимальную массу.

Топологическая оптимизация применялась ранее для конструкций более простой формы и при более простых граничных условиях [2–4].

Практика применения топологической оптимизации в данном случае привела к необходимости варьирования параметров алгоритма и селекции получаемых вариантов [5]. В результате были выбраны несколько наиболее рациональных вариантов для более подробного анализа.

Процесс разработки конструкции состоял из четырёх этапов. На первом этапе проводилась топологическая оптимизация конструкции при известных габаритах конструкции, режима нагружения и ответных частей интерфейсов смежных деталей. На данном этапе проектная область начальной модели представляла собой прямоугольный параллелепипед. По результатам этапа было получено несколько вариантов конструкции в зависимости от параметров алгоритма. Из всех вариантов был выбран один по которому была создана твердотельная CAD-модель в SolidWorks. На втором этапе повторно проводилась топологическая оптимизация импортированной CAD-модели с предыдущего этапа для уточнения топологии конструкции. Результатом второго этапа являлась CAD-модель с уточнённой топологией, построенная из поверхностей. На третьем этапе была проведена оптимизация форма для снижения концентраторов напряжения. И, наконец, на четвёртом этапе была проведена параметрическая оптимизация для определения глобальной толщины конструкции.

По результатам оптимизация была построена финальная конструкция в SolidWorks, которая была импортирована в MSC Patran/Nastran, где были проведены проверочные расчёты для подтверждения работоспособности конструкции.

Для подтверждения возможности изготовления полученной конструкции изготовлен макет из полиамида в масштабе 1:3.

Проверочные расчёты доказали возможность использования нового подхода в проектировании ракетно-космической техники.

Научная новизна работы состоит в тестировании методики нового подхода в проектировании.

Список литературы

1. Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Пошаговое проектирование конструкции переходного отсека КА с использованием топологической оптимизации // Сборник тезисов. Королёвские чтения, 2017.

2. Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14. № 3. Ч. 1. С. 139–147.

3. Zakharov V.O. Topological optimization on the example of the small spacecraft «Aist-2D».

4. Chang K.-H., Tang P.-S. Integration of design and manufacturing for structural shape optimization // Advances in Engineering Software. 32 (2001). October 2000. p. 555–567.

5. Боровиков А.А., Тененбаум С.М. Топологическая оптимизация переходного отсека КА // Аэрокосмический научный журнал. № 5, 2016.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ МЕХАНИКИ РАЗРУШЕНИЯ ДЛЯ ТРЕЩИНЫ В ОКРЕСТНОСТИ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ПЛАСТИН МЕТОДОМ ЭЛЕКТРОННОЙ СПЕКЛ-ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

Елеонский С. И.[1]

[1]Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского «ФГУП ЦАГИ», г. Жуковский, Россия

Использование сварных соединений, позволяющих существенно повысить весовое совершенство и снизить стоимость создания конструкции, является одним из наиболее эффективных путей создания перспективных летательных аппаратов. Последнее время значительное внимание уделяется созданию перспективных конструкций с помощью продвинутых технологий выполнения сварных соединений. К таким технологиям относятся сварка лазерным пучком, автогенная сварка плазменной дугой и сварка трением с перемешиванием. Последний способ изготовления сварных соединений получил наибольшее распространение в различных отраслях современного машиностроения. Сварка трением с перемешиванием представляет собой новую технологию, разработанную для соединения твердых тел, которая обладает значительным потенциалом, особенно при сварке алюминиевых сплавов, используемых в авиационной и космической промышленности.

Серьезным препятствием, которое сдерживает широкое внедрение тонкостенных сварных конструкций, является наличие остаточных напряжений достаточно высокого уровня. Главная проблема, которая должна быть преодолена, состоит в надежном определении механических свойств и прочностных характеристик сварных соединений на различных этапах их функционирования. Это означает, что анализ процесса распространения усталостных трещин в поле остаточных напряжений при воздействии циклического нагружения является необходимым звеном для оптимального проектирования сварных конструкций с учетом усталости.

В данной работе рассматриваются вопросы, связанные с исследованием распространения трещин при циклическом нагружении в поле остаточных напряжений, вызванного сваркой алюминиевых пластин. Оценка уровня остаточных напряжений является необходимым, но не достаточным условием для анализа статической и, особенно, усталостной прочности сварных конструкций. Значительный интерес вызывает количественное описание процесса распространения трещины в поле остаточных напряжений. Такую возможность дает совместное применение метода последовательного наращивания длины трещины и оптических интерференционных измерений деформационного отклика, вызванного локальным удалением материала в виде узкого разреза. Подобный подход представляет собой модифицированную версию метода последовательного наращивания длины трещины (ПНДТ), описание которой представлено в работе [1]. Основным достоинством модифицированной версии метода ПНДТ является возможность определения раскрытия, коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) и Т-напряжений по данным оптических интерференционных измерений локальных компонент перемещений в ограниченном числе точек, которые расположены в ближайшей окрестности вершины трещины.

Объектами исследования данной работы служат сварные пластины из алюминиевого сплава типа 2024 и 1201 (табл. 1).

Таблица 1. Исследуемые образцы

Маркировка образцов	W_{FSW}	W_{01}, W_{02}
Сплав	2024	1201
Тип сварки	сварка трением с перемешиванием	автоматическая аргонодуговая
Размеры образцов	110×170×3 мм	75×180×4 мм

Трещина в образцах моделируется последовательностью узких надрезов в направлении перпендикулярном сварному шву (рис. 1). Поля перемещений вблизи вершины тре-

щины измеряются методом электронной спекл-интерферометрии, который даёт исходную экспериментальную информацию в виде картин интерференционных полос (рис. 2). Переход от исходной экспериментальной информации к искомым параметрам механики разрушения происходит при помощи модифицированной версии метода ПНДТ.

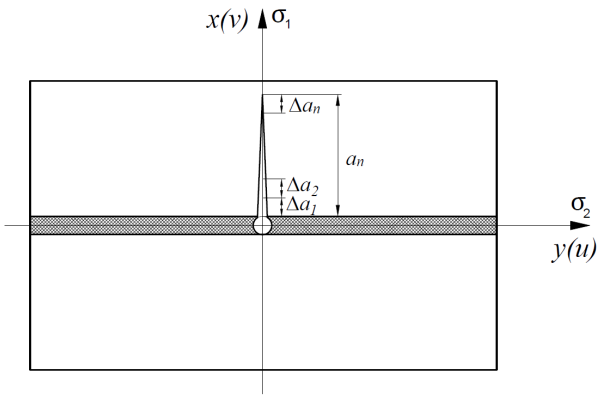


Рис. 1. Схема образцов типа W_{01}, W_{02} с системой координат и условными обозначениями

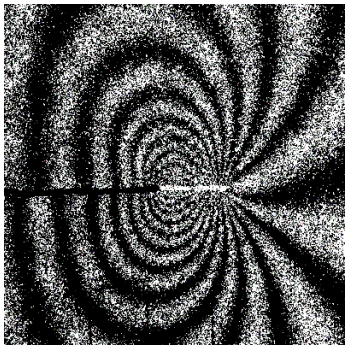


Рис. 2. Типичная картина интерференционных полос

В результате проведенных исследований получены распределения главных компонент остаточных напряжений в окрестности сварных соединений пластин, величины КИН и Т-напряжений для трещин различной длины в поле остаточных напряжений с известными параметрами.

Получены также новые данные, которые описывают перераспределение деформационных и силовых параметров механики разрушения в результате циклического нагружения элемента конструкции с исходными внутренними напряжениями. Данный факт представляет собой необходимый этап для предсказания усталостной прочности сварных соединений. Полученные результаты демонстрируют уникальные возможности разработанного подхода для получения новых экспериментальных данных об эволюции параметров механики величин КИН для трещин в поле остаточных напряжений после воздействия циклического нагружения.

Список литературы

1. Pisarev V.S., Matvienko Yu.G., Eleonsky S.I., Odintsev I.N. Combining the crack compliance method and speckle interferometry data for determination of stress intensity factors and T-stresses // Engineering Fracture Mechanics. 2017. 179 (2017). pp. 348–374.

ЧИСЛЕННЫЙ СИНТЕЗ ТОПОЛОГИИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Мартынов В. Ю.[1], Рожкин А. Е.[1]
[1]Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», г. Москва

Проблема выбора конструктивно-силовой схемы (КСС) проектируемого агрегата изделия авиационной техники является одной из ключевых. Этот творческий процесс основан на изучении теории и результатов многочисленных испытаний, а также на критическом анализе существующих конструкций. Традиционно при выборе КСС, чтобы соответствовать требованиям технического задания, конструктор опирается на имеющийся опыт проектирования и информацию о технологических возможностях производства. Цена ошибочных решений на стадии выбора КСС значительно выше последующих стадий проектирования, так как влечет за собой значительный перерасход веса и трудозатрат на их исправление и, как следствие, потерю драгоценного времени.

В работе рассмотрен иной подход к процессу проектирования деталей, основанный на методике численного синтеза КСС элементов конструкции летательного аппарата (ЛА). Задача сводится к нахождению оптимального соотношения веса/жесткости (прочности) под воздействием внешних силовых факторов. Разработанная методика содержит в себе решение задачи поиска условного экстремума [1] функции формы (топологическая и топометрическая оптимизации) [2] и других параметров с помощью численного метода конечных элементов (МКЭ) [3,4].

Применение методики численного синтеза КСС позволило в ограниченных временных рамках разработать новые конструкции кронштейна створки ветрогенератора SSJ-100 (Рис. 1) и кронштейна привода механизации перспективного авиационного комплекса (Рис. 2), которые обладают значительно лучшими характеристиками по соотношению вес/жесткость (прочность) относительно исходных вариантов, спроектированных традиционными методами.

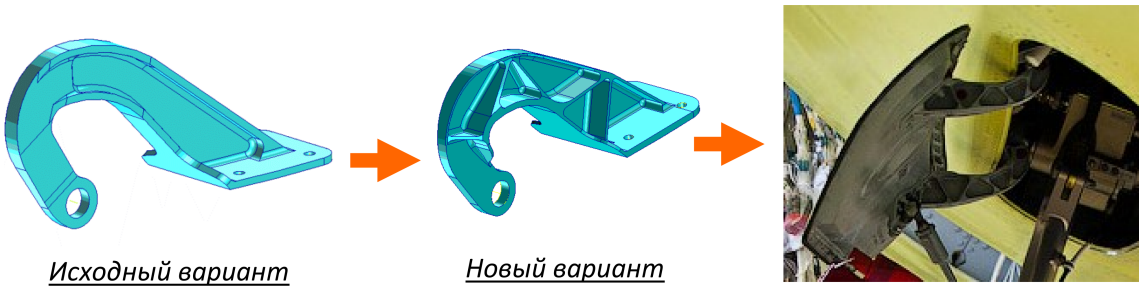


Рис. 1. Кронштейна створки ветрогенератора SSJ-100

Рис. 2. Кронштейн привода механизации перспективного авиационного комплекса.
Примечание: Новая КСС позволила сменить материал, увеличить жесткость, снизить вес и стоимость изделия

Промежуточным итогом работы над дальнейшим усовершенствованием методики стал переход к принципам гибридного проектирования, которое является логическим про-

должением разработки технологий численного синтезирования конструктивно-силовых схем.

Определение гибридного проектирования можно сформулировать как симбиоз численного синтезирования топологии деталей и создания сложных геометрических моделей на основе сочетания возможностей гибкости дизайнерских и точности CAD программ. Связка гибридного проектирования и бурно развивающихся технологий аддитивного производства открывает широкие перспективы разработки и создания высокоэффективных деталей нового поколения очень сложной формы. Заложено начало для формирования альтернативной парадигмы в области проектирования и производства, которое позволит в обозримом будущем перейти на новый технологический уклад.

С помощью новой методики численного синтеза топологии деталей были получены кронштейны створок ЛА (рис. 3,4), превосходящие по характеристикам исходные варианты. Формирование облика деталей проходило аналогично природным процессам, то есть под воздействием внешней среды (силовых факторов), в биологии известным как морфогенез.

Рис. 3. Кронштейны створок

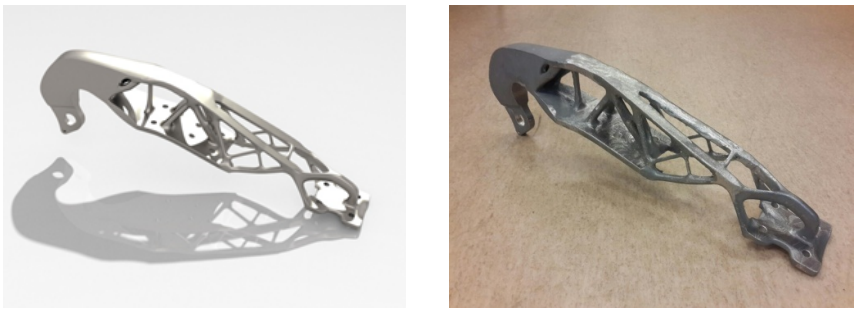


Рис. 4. Кронштейн створки. Слева — электронная модель, справа — опытный образец

На рис. 4 представлен опытный образец, изготовленный в ФГУП «ВИАМ» по технологии селективного лазерного спекания. В настоящий момент ведутся работы по изготовлению остальных опытных образцов (Рис. 3) и проведению статических испытаний.

Список литературы

1. Ф.Гилл, У. Мюррэй, перевод В.Ю. Лебедев Численные методы условной оптимизации. М.: Мир, 1977.

2. M.P. Bendsoe, O. Sigmund Topology Optimization. Theory, Methods and Applications. Springer, 2003.

3. Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. М.: Физматлит, 2004.

4. Jacob Fish, Ted Belytschko A First Course in Finite Elements. JohnWiley & Sons, Ltd, 2007.

ШПИНЕЛИД-ПИРОКСЕНОВЫЕ ЛИТЫЕ МАТЕРИАЛЫ В ИЗГОТОВЛЕНИИ ЭЛЕМЕНТОВ ОБЪЕМНО-КОНСТРУИРОВАННОЙ БРОНИ

Игнатова А. М.[1]

[1]Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь, Россия

В практике эксплуатации транспортных, коммуникационных средств и инженерных сооружений установлено, что частой причиной аварий являются повреждения от высокоскоростных ударов неметаллическими микрообъектами, которыми могут быть осколки дорожного покрытия, горной породы, неметаллические элементы конструкций, и т. д. Примерами ситуаций, когда неметаллические объекты могут привести к аварийной поломки, являются повреждения лопаток турбины самолета при взлете и посадке, столкновение микрообъектов с корпусами вагонов скоростных поездов, кроме того, встреча с неметаллическими микрообъектами может оказаться губительной для космических аппаратов [1,2]. В настоящее время, когда освоение широт с арктическим климатом приобретает все большее стратегическое значение, набирает актуальность вопрос обеспечения эффективной защиты личного состава и оборудования в условиях низких температур, которые могут привести к охрупчению традиционных материалов.

Одним из наиболее современных решений в сфере защиты техники и людей является объемно-комбинированная броня, которая позволяет сочетать традиционные и высокотехнологичные конструкционные материалы, реализуя положительные эксплуатационные характеристики и тех, и других.

Объемно-комбинированная броня, подразумевает использование неметаллических рельефных элементов, которые способны создать условия рикошета и изменить траекторию поражающего элемента, такой подход, показывает хорошие результаты при испытаниях, пулестойкость повышается без утяжеления или утолщения конструкции.

Однако, поскольку рельефные неметаллические элементы, как правило, изготавливаются из специализированной керамики, изготовление рельефных элементов требует усложнения и удорожания технологии изготовления изделий.

Сократить расходы на изготовление объемных элементов без потери в уровне эксплуатационных характеристик представляется возможным при использовании шпинелид-пироксеновых литых материалов. Себестоимость шпинелид-пироксеновых литых материалов ниже стоимости известных аналогов на 40–60%, за счет стоимости сырья и технологии производства. Данные материалы обладают значительным преимуществом перед спечённой керамикой и другими традиционными конструкционными материалами, а именно возможностью получать изделия любого размера и формы. Это позволяет избежать большого количества стыков и составных частей в изделиях, которые являются «слабым местом» защиты, а также получать изделия любого размера, толщины и конфигурации, без удорожания, что в случае керамики практически недостижимо без серьезных вложений. Свобода формообразования, позволяет реализовывать проекты эргономичных элементов защиты с рельефной поверхностью. Например, изделий, адаптированных для женщин, согласно анализа иностранной литературы, это одна из актуальнейших мировых проблем в области совершенствования современной индивидуальной бронезащиты. Сравнительная характеристика шпинелид-пироксеновых литых материалов показана в табл. 1.

Изготовление объемно-комбинированной защиты подразумевают сочетание нескольких материалов. Шпинелид-пироксеновые литые материалы дают высокий уровень защиты при сочетании с пористыми металлическими материалами (пеноалюминий, пеноникель), и ткаными одно- двух- и трехрядными металлическими и синтетическими сетками. На основе камнелитого материала и металло-синтетической сетки спроектированы конструкции бронеэлемента с возможностью нагрева для использования в качестве бронезащиты в условиях арктического климата. Такие бронеэлементы могут подогреваться

стационарно и мобильно, благодаря высокой теплоемкости камнелитых материалов, они способны аккумулировать тепло в течение 2–3 часов.

Шпинелид-пироксеновые литые материалы с высокой диссипативностью и поглощающей способностью, как показано в работах [2,3], обладают следующими дополнительными характеристиками:

- диссипирующая способность к механическому воздействию 20–3000 м/с [2];
- поглощающая способностью к ИК-излучению длиной волны 8–20 мкм [4], установлено, что коэффициент пропускания составляет 0,001. ИК-излучение с длиной волны 8–20 мкм относится по международной классификации к категории LWIR (long-wave infrared — длинноволновое ИК-излучение соответствующее диапазону 8–15 мкм). Данный тип излучений в настоящее время широко используется в изготовлении приборов обнаружения, действующих по принципу активного обнаружения. Использование такого диапазона длины волны обусловлено тем, что этот диапазон длин волн попадает в одно из «окон прозрачности атмосферы» характерное, для области 7,0–15,0 мкм. Диапазон длин волн от 8–12 мкм используется в таких приборах обнаружения как Radamec Defence Systems (Израиль), Texas Instruments (США), Krauss Maffei (Германия) и MCCS (Великобритания);
- способность ингибировать возгорание в соответсвии НПБ 170-98;
- способность сохранять свойства при температуре от -50 до 750°C;
- способность не подвергаться старению при воздействии радиационного γ — излучение, энергией до 0,662 МэВ.

Таким образом, установлено, что шпинелид-пироксеновые литые материалы перспективны для использования в качестве материала для изготовления элементов объемно-конструированной брони.

Таблица 1. Сравнительная характеристика

Показатель	Металл (Сталь 20)	Бетон	Силикатная керамика	Шпинелид-пироксеновое литье	
				износостой.	термостой.
Объемная масса, кг/м^3	7600–7800	1900–2600	1900–2400	2900–3000	2800–2900
Термостойкость, °C	500	1000–1500	600–1700	150–300	700–750
Теплопроводность, Вт/(м·К)	30–86	0,9–2,0	1,5–3,5	1,25–2,00	1,06–1,80
Истираемость, г/см^2	0,19–0,37	0,08–0,15	0,12–0,16	0,0001–0,005	0,0010–0,015
Пулестойкость, класс	—	—	6	6–6А	6–6А
Кислотостойкость, %	—	70–90	40–95	96–97	92–95

Список литературы

1. Толкачев В.Ф., Жейков В.В. Разрушение конструкционных материалов и композитов при высокоскоростном соударении//Вестник ТГУ, т. 18, вып. 4, 2013, с. 1741–1742.

2. Игнатова А.М., Котов А.В., Полищук В.П., Шурупов А.В. Оценка диссипативной способности синтетических минеральных сплавов через их фрагментационное разрушение после ударно-волнового воздействия с использованием рельсотрона // В сборнике: «Будущее машиностроения России». Сборник трудов VI Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов. 2013. с. 309–311.

3. Ignatova A.M. Application of Synthetic Mineral Alloys as Materials for Bulletproof Vests and Products for Different Objects Protection // TEM Journal. 2015. № 4(4). p. 328–331.

4. Игнатова А.М. Исследование прохождения и отражения СВЧ-излучения в камнелитых материалах // В сборнике: «Радиолокация, навигация, связь» XXII межд. научно-техническая конференция. 2016. с. 1003–1007.

СУПЕРГИДРОФОБНЫЕ ЭЛЕКТРОПРОВОДЯЩИЕ ПОКРЫТИЯ С УГЛЕРОДНЫМИ НАНОТРУБКАМИ

Нагорная В. С.[1], Шашкеев К. А.[1], Кондрашов С. В.[1], Волков. И. А.[1]
[1]ФГУП Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов ГНЦ РФ, Москва, Россия

Придание функциональных свойств полимерным композиционным материалам является крайне актуальной задачей современного материаловедения [1]. Создание таких покрытий позволит решить такие задачи, как снятие зарядов статического электричества, молниезащита, а также радиоэкранирование для бесперебойной работы бортового радиоэлектронного оборудования. В свою очередь, придание гидрофобных свойств поверхности ПКМ позволяет уменьшить разрушающее воздействие воды на конструкционные детали планера.

В рамках работы были получены высокогидрофобные электропроводящие покрытия на основе силиконовой матрицы и углеродных нанотрубок. В качестве матрицы использовали полидиметилсилоксан. В качестве наполнителя использовали углеродные нанотрубки двух типов: немодифицированные Таунит-МД и функционализированные алькильными группами Е-130.

Были получены образцы покрытий, содержащих разное количество полимерной матрицы на единицу поверхности, при постоянном количестве углеродных нанотрубок на единицу поверхности, равном $5 \cdot 10^{-4}$ г/см^2. Были определены значения электропроводности методом Ван-дер-Пау, краевые углы смачивания, углы скатывания, а также исследована морфология поверхности покрытий с помощью оптического профилометра и растрового электронного микроскопа. Максимальное значение краевого угла смачивания составило 158,4° для образца с 50% масс. нанотрубок Таунит-МД. Для образцов с содержанием УНТ обоих типов свыше 20% масс. угол скатывания составил менее 1°. Исследованы изменения в микро- и наноструктуре получаемых покрытий по мере изменения содержания полимерной матрицы в образцах. Установлена взаимосвязь структурных изменений и гидрофобных и водоскатных свойств полученных электропроводящих покрытий.

Список литературы

1. Каблов Е. Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. №. 1. С. 3–33.

ВЛИЯНИЕ СТЕПЕНИ ОГРУБЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИИ НА РЕЗУЛЬТАТЫ СТАТИЧЕСКИХ ПРОЧНОСТНЫХ РАСЧЕТОВ

Смирнов В. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В данной работе исследуется вопрос влияния степени огрубления геометрии конструкций и элементов на результаты статических прочностных расчетов. Этот вопрос встает из естественной необходимости упрощения — высокая степень детализации может дать наиболее близкое представление о реальной картине воздействия на объект, однако, работа с высоко детализированными объектами требует серьезных вычислительных мощностей и, что важнее, большого количества времени. Данная работа представляет интерес для проектирования и проведения конструкторских разработок летательных аппаратов и их элементов на ранней стадии, когда необходимо быстрое представление прочностных характеристик для нахождения наиболее выгодной геометрии.

Исследования проводились над опорой фермы, соединяющей ракетоноситель со спускаемым аппаратом, с помощью программного обеспечения Ansys Mechanical.

Для изучения данного вопроса сделано несколько версий изучаемой модели — от полностью упрощенной до выполненной в соответствии с чертежной документацией.

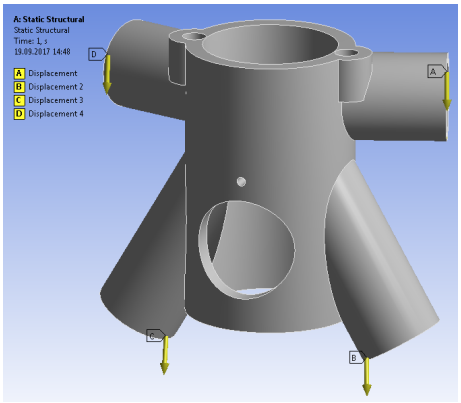


Рис. 1. Модель 1

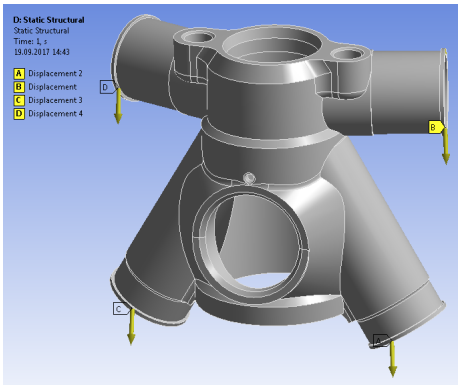


Рис. 2. Модель 2

В результате исследования сеточной сходимости на результаты расчета, выбрана тетрагональная сетка с размером элемента не более 2 мм [1].

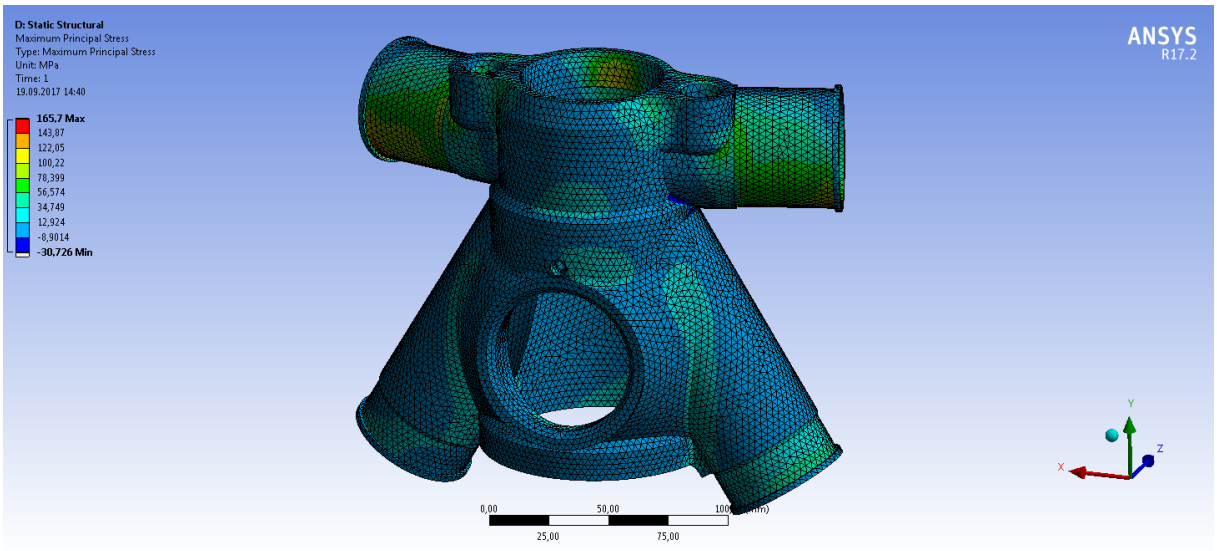


Рис. 3. Образец сетки расчетной модели

Для полноценного анализа проведен расчет каждой из четырех моделей [2]. Данные занесены в табл. 1:

Таблица 1. Зависимость напряжения от степени грубости детали

Модель	Напряжение, Мпа
1	215,4889
2	205,1111
3	174,9238
4	165,6997

На рис. 4 приведена зависимость максимального напряжения от степени обработки детали:

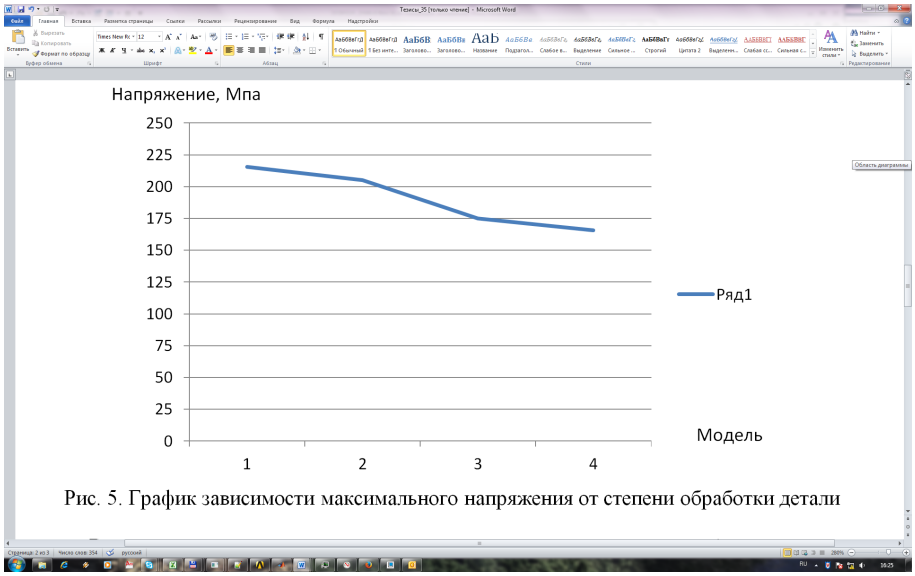


Рис. 4. График зависимости максимального напряжения от степени обработки детали

В результате исследований выявлена зависимость степени огрубления детали на результаты расчетов. Установлено, что наибольшие напряжения характеризуют наиболее огрубленную деталь. Таким образом, показано, что оценку снизу для прочности можно получить, проведя расчеты на менее детализированной геометрии.

Выявлена монотонная зависимость снижения уровня напряжений при увеличении детализации модели. Вероятно, такая зависимость связана со снижением резких переходов между элементами в более детализированных деталях.

В дальнейшем планируется проведение исследование влияния степени огрубления геометрии конструкций и элементов на результаты динамических прочностных расчетов.

Список литературы

1. Конюхов А.В. Основы анализа конструкций в ANSYS: учебное пособие. Казань: Изд-во КГУ, 2001. 102 с.

2. Биргер И. А. и др. Расчет на прочность деталей машин: Справочник / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1993. 640 с.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТЕПЛОПЕРЕНОСА НА ВЫБОР ТОЛЩИНЫ МНОГОСЛОЙНОГО РАЗРУШАЮЩЕГОСЯ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

Рудой И. А.[1]
[1]Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

При выборе математической модели теплопереноса необходимо оценить какие коэффициенты модели оказывают наибольшее влияние на тепловое состояние теплозащитного покрытия, а какими можно пренебречь [1]. Такая операция позволяет существенно упростить математическую модель. Так же, на основании такого анализа, можно сформулировать требования к точности задания коэффициентов модели, исходя из требований к точности результатов расчетов.

Оценка влияния коэффициентов математической модели на решение задачи проектирования проводилась на примере выбора толщины теплозащитного покрытия тормозного экрана спускаемого аппарата, движущегося в плотных слоях атмосферы.

Задача выбора толщины теплозащитного покрытия формулируется следующим образом [2]:

$$\min\{m\},\ m = \sum_{l=1}^{n} \rho_{0,l} \Delta X_l, \tag{1}$$

где m — удельная масса покрытия в рассматриваемой точке, l — номер слоя теплозащитного покрытия, $\rho_{0,l}$ — начальная плотность материала l-го слоя покрытия, ΔX_l — толщина l-го слоя теплозащитного материала, где математическая модель тепловых процессов имеет вид краевой задачи:

$$c(T(\tau,x))\rho(x,\tau)\frac{\partial T(\tau,x)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda(T(\tau,x))\frac{\partial T(\tau,x)}{\partial x}\right) + \\ + c_g(T(\tau,x))\int\limits_{x_0}^{x} \frac{\partial \rho(\xi,\tau)}{\partial \tau} d\xi \frac{\partial T(\tau,x)}{\partial x} + H(T(\tau,x))\frac{\partial \rho(x,\tau)}{\partial \tau} \tag{2}$$

$$(x,\tau) \in Q = (0,L)\times(0,\tau_m],$$

$$T(0,x) = T_0(x), 0 < x < L, \tag{3}$$

$$-\alpha_1\lambda(T(0,\tau))\frac{\partial T(0,\tau)}{\partial x} + \beta_1 T(0,\tau) = q_1(T(0,\tau),\tau), \tag{4}$$

$$-\alpha_2\lambda(T(L,\tau))\frac{\partial T(L,\tau)}{\partial x} + \beta_2 T(L,\tau) = q_2(T(L,\tau),\tau), \tag{5}$$

$$\rho(x,\tau_r) = \rho_0, \tag{6}$$

$$\rho(x,\tau_c) = \rho_c, \tag{7}$$

$$\frac{\partial \rho(x,\tau)}{\partial \tau} = \begin{cases} 0, & T(x,\tau) < T_r \\ -\rho A(T)\exp\left(\frac{-E(T)}{RT(x,\tau)}\right), & \rho(x,\tau) > \rho_c, T(x,\tau) \geq T_r \\ 0, & \rho(x,\tau) \leq \rho_c \end{cases}, \tag{8}$$

в которой коэффициенты c, λ, c_g, H являются неизвестными функциями температуры, q_1 и q_2 — известные функции времени, $x_н$ — координата начала зоны разложения, A, n, E, ρ_c, T_r — известные параметры, определяющие термохимическую кинетику.

Исследования влияния погрешностей задания коэффициентов математической модели теплопереноса на результат решения задачи проектирования (1) производился путем последовательного равномерного смещения следующих характеристик теплозащитного материала:

$$u_i \in \bar{u} = \{\lambda, c, C_g, H, E, A, \varepsilon, R\},$$
$$\tilde{u}_i = u_i(1 \pm j\Delta),\ j = \overline{0,5}, \tag{9}$$

где u_i — точное значение характеристики, $\tilde{u}_i$ — значение характеристики, заданное с погрешностями. Анализируемые коэффициенты модели [3]: c — теплоемкость, λ — теплопроводность, C_g — теплоемкость пиролизного газа, H — тепловой эффект деструкции, E — энергия активации, A — предэкспоненциальный коэффициент, ε — коэффициент черноты внешнего слоя, R — коэффициент термического сопряжения между слоями. После этого результаты, полученные при возмущенных значениях $\tilde{u}_i$, сравнивались с номинальными.

На основе разработанной программы на базе FORTRAN были получены результаты влияния величин тепловых коэффициентов на выбор толщины теплозащитного покрытия. Полученные результаты представлены в виде графиков на рис. 1.

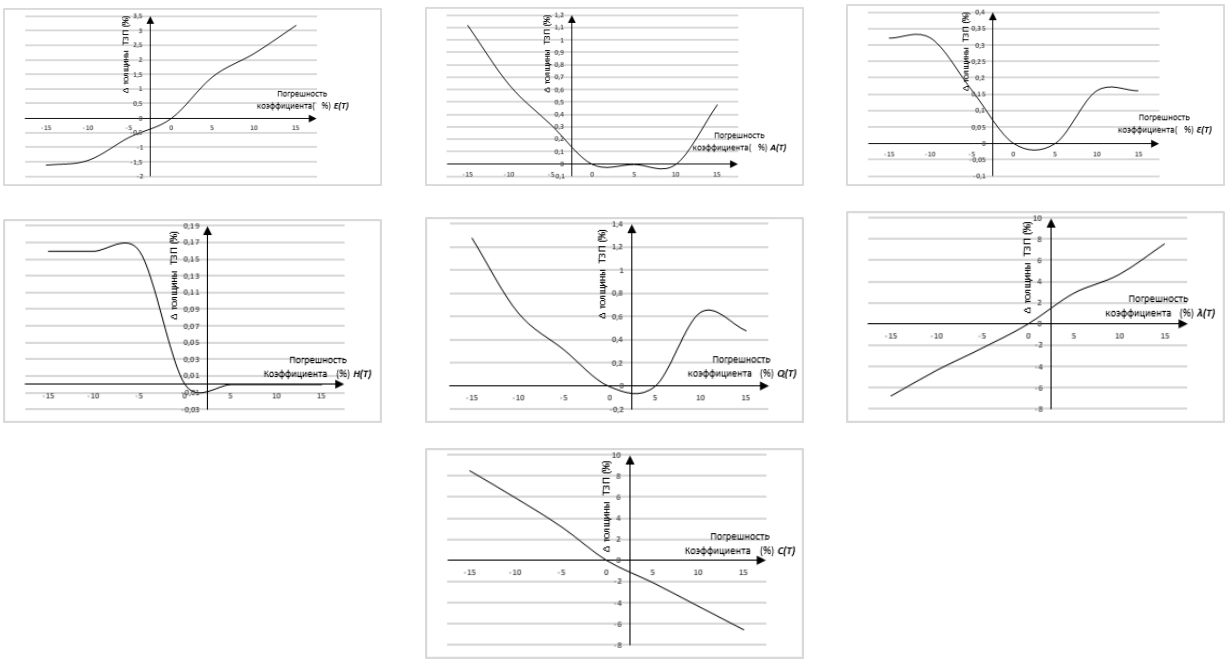


Рис. 1. Графики зависимости погрешности толщины материала от погрешностей тепловых коэффициентов мат. модели теплопередачи. A — предэкспонентциальный коэффициент, E — энергия активации, ε — степень черноты на левой стенке материала, C — теплоёмкость, λ — теплопроводность, H — тепловой эффект, Q — пиролиз газа

Результаты влияния коэффициентов получены в виде графиков, по которым можно сделать вывод, что максимальное отклонение в проектной толщине материала вызывает коэффициент энергии активации, минимальное — коэффициент степени черноты. Коэффициент вдува газа в пограничный слой с погрешностью $\pm 15\%$ при исследуемых условиях не влияет на толщину теплозащитного покрытия.

Список литературы

1. Мишин В.П., Алифанов О.М. Повышение качества отработки теплонагруженных конструкций и обратные задачи теплообмена. Практические приложения. Машиноведение, 1986, № 6, с. 11–21.

2. Мишин В.П., Алифанов О.М. Обратные задачи теплообмена-области применения при проектировании и испытаниях технических объектов. ИФЖ, 1982, т. 42, № 2, с. 181–192.

3. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита, М.: Энергия, 1976, 392 с.

Секция 4

ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

Председатель Самитов Р. М.,
первый заместитель генерального конструктора по бортовым и наземным комплексам управления и системам, руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Хулапко С. В.

К ПОСТРОЕНИЮ РАДИОИНТЕРФЕЙСА КОСМИЧЕСКОГО ВЫСОТОМЕРА

Боровицкий Д. С.[1], Мамчур Р. М.[1]
[1]Акционерное общество «Российский институт радионавигации и времени»,
г. Санкт-Петербург, Россия

Одним из наиболее значимых компонентов миссий по дистанционному зондированию Земли (ДЗЗ) из космоса является радиовысотомер (альтиметр). Сегодня современный спутниковый высотомер представляет собой высокоточный и высокотехнологичный прибор, способный измерять высоту орбиты космического аппарата (КА) с сантиметровой точностью [1,2]. Результаты измерений в дальнейшем используются для уточнения формы геоида, локализации течений и вихрей в Мировом океане, определения степени взволнованности моря и т. п. Исторически сложилось так, что основными поставщиками альтиметрических устройств на мировой рынок оказались фирмы Западной Европы и США, однако текущая политическая ситуация задает острую потребность в замещении западных аналогов отечественными разработками.

В современных космических миссиях по ДЗЗ итоговое извлечение необходимой информации из альтиметрических данных возлагается на наземный комплекс, в то время как в задачи бортового оборудования высотомера входят надежный захват отраженного эхо-сигнала, устойчивое слежение за ним в течение неограниченного времени и передача накопленных данных с борта КА на наземный центр обработки [2]. Исследования авторов доклада были посвящены теоретическим аспектам построения радиоинтерфейса спутникового импульсно-ограниченного океанографического высотомера.

В работе рассмотрен выбор частного диапазона и несущих частот высотомера, предложены аналитическая (на основе модели Брауна [3]) и компьютерная модели (в среде МАТЛАБ) отраженного сигнала альтиметра, сочетающие приемлемую точность с упрощениями, обеспечивающими наиболее прозрачную интерпретацию основных функциональных режимов радиоинтерфейса прибора. Проведены необходимые расчеты согласно полученным моделям и установлена их адекватность и работоспособность. На основе полученных результатов синтезированы оптимальные алгоритмы оценки запаздывания эхо-сигнала, а также рассчитана потенциальная точность многопараметрической оценки высоты, степени волнения моря и отражающих свойств морской поверхности. Синтезированы структуры оптимальных и квазиоптимальных дискриминаторов бортового контура сопровождения эхо-сигнала по времени, а также рассчитаны характеристики поиска отраженного сигнала. В заключительной части доклада приводятся рекомендации по выбору формата модуляции и параметров зондирующего сигнала, а также структур приемных трактов разрабатываемого прибора.

Список литературы

1. Комплексный спутниковый мониторинг морей России / О.Ю. Лаврова и др. М.: ИКИ РАН, 2011. 480 с.

2. Coastal Altimetry/ S. Vignudelli [et al.]. Springer, 2011. 565 p.

3. Brown G. S. The average impulse response of a rough surface and its applications // IEEE Trans. on Ant. and Prop. 1977. Vol. AP-25, no. 1. P. 67–74.

ПУТИ МОДЕРНИЗАЦИИ СУЩЕСТВУЮЩИХ ГИВУС НА ПОПЛАВКОВОМ ЧУВСТВИТЕЛЬНОМ ЭЛЕМЕНТЕ

Волынцев А. А.[1], Шустов И. Е.[1], Якушова М. В.[1]
[1]ФГУП «ЦЭНКИ» филиал «НИИ ПМ имени академика В. И. Кузнецова»,
г. Москва, Россия

В настоящем докладе приведены основные перспективные пути модернизации существующего гироскопического измерителя вектора угловой скорости (далее по тексту ГИВУС) КИНД34-020. Приборы типа КИНД34-020 на протяжении 20 лет находят активное применение в составе систем управления ориентацией и стабилизацией отечественных и иностранных космических аппаратов различного назначения (спутники связи, аппараты дистанционного зондирования Земли, научные спутники, международная космическая станция).

10 лет назад прибор КИНД34-020 выступил в качестве прототипа для разработки прецезионного ГИВУС нового поколения — прибора КИНД34-067, базирующегося на аналогичном поплавковом чувствительном элементе, но обладающего улучшенными ТТХ. В ходе разработки нового прибора прошли экспериментальную отработку новые устройства и схемотехнические решения, позволившие значительно повысить как точностные характеристики прибора (диапазон измерения увеличен $\sim$ в 5 раз, почти на порядок уменьшена величина масштабного коэффициента, при этом сохранена стабильность нулевого сигнала), так и функциональные характеристики прибора (снижены габариты, повышена стойкость к ВВФ, изменен алгоритм работы СТС, обеспечен обмен с БКУ по ГОСТ Р 52070-2003).

Из-за существенного различия в функциональных возможностях прибор КИНД34-067 не может рассматриваться в качестве экономически целесообразной замены прибора КИНД34-020, т. к. его характеристики оказываются зачастую избыточными для решения задач на КА, где в настоящее время применяется прототип. В связи с этим задача по модернизации прибора КИНД34-020 для более полного удовлетворения имеющихся потребностей отечественной космонавтики остаётся актуальной, а опыт, накопленный в ходе разработки прибора КИНД34-067, позволяет сократить время и ресурсы для её решения.

В 2016 году был сделан первый шаг на пути модернизации прибора КИНД34-020 — начата разработка прибора КИНД34-020-02 с увеличенным с 0,4 до 1,6°/с диапазоном измерения входной угловой скорости. Данный прибор базируется на модернизированном чувствительном элементе (изменен коэффициент обмотки датчика момента), что уже прошёл всестороннюю отработку в приборе КИНД34-067. В остальном обеспечение расширенного диапазона потребовало лишь перенастройки режимов работы ряда ЭУ. Положительные результаты моделирования и испытаний макета измерительного канала уже подтвердили возможность изготовления лётного образца прибора в 2017 г., что позволяет рассматривать прибор КИНД34-020-02 в качестве отправной точки для проведения последующих модернизаций.

В качестве следующей ключевой задачи модернизации в настоящем докладе выбрана необходимость перевода прибора на обмен информацией по ГОСТ Р 52070-2003 и повышение стойкости к ВВФ (механическим и климатическим). Решение данных задач, может быть достигнуто различными путями (от незначительных доработок до пересмотра алгоритмов работы и состава целых подсистем прибора).

В докладе приведен анализ путей модернизации прибора ГИВУС (на базе КИНД34-020-02), осуществляемых из условия максимального сохранения следующих характеристик:

- габаритно-массовые характеристики;
- энергопотребление;
- ресурс и срок службы;
- сохранения независимости от импортной ЭКБ.

В качестве дополнительных условий (в целях сокращения числа рассматриваемых вариантов доработки, а также соответствующего им объёма вновь проводимых расчётов и отработочных мероприятий) установлены следующие:

• минимизация числа изменений, сопутствующих модернизации прибора КИНД34-020-02 и затрагивающих алгоритмы его работы, компоновку, принципиальную конструкцию или номенклатуру комлпектующих;

• максимальное использование технического и научного задела, наработанного в процессе разработки прибора КИНД34-067, обеспечение максимального соответствия протокола обмена информацией нового прибора и прибора КИНД34-067.

Исходя из вышеперечисленных условий на основании всего имеющегося опыта изготовления и эксплуатации ГИВУС, в докладе приведён анализ необходимости и объём доработки (в вариативной форме) каждой из подсистем прибора:

• Измерительная система. Объединение блока электроники и устройства интерфейса в единый блок преобразования информации, изменение внутренних частот измерительного канала (ИК), изменение принципа задания тестовых команд в приборе (исключение необходимости использования внешнего источника), изменение алгоритма включения ИК, включение в список функций БПИ мониторинг тепловой готовности ИК.

• Система обмена информацией. Исключение из состава прибора блока реле (морально устаревший блок, требующий отдельную систему амортизации), распределение его функций между измерительной системой и системой термостатирования. Замена согласующих устройств на модуль МКО, разработанный для прибора КИНД34-067 и являющийся частью блока преобразования информации.

• Система термостатирования. Упрощение циклограммы работы системы термостатирования и включения ИК, исключение блока реле из работы системы термостатирования.

• Система питания. Модернизация проводится из условия неизменности основных цепей питания и применяемых в приборе вторичных источников питания.

• Конструкция. Повышение стойкости конструкции к воздействию ВВФ за счёт использования измененного кожуха (выдерживает воздействия повышенным давлением аналогично прибору КИНД34-067 и незначительно увеличивает внутренний объём для установки доработанных ЭУ), исключения платы блока реле (применение которой требует наличие системы амортизации и соответствующих конструктивных элементов). Сокращение числа внешних электрических соединителей (за счёт сокращения входных и выходных цепей).

Рассмотренные варианты модернизации могут быть внедрены как комплексно, так и по отдельности в зависимости от необходимости улучшения тех или иных систем прибора, при этом они основаны не только на теоретических расчетах, но и результатов натурных испытаниях соответствующих прототипов и систем аналогов, что обеспечивает высокую степень уверенности в их успешном и оперативном воплощении в приборах ГИВУС типа КИНД34-020,-020-02.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОТРАБОТКИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КАНАЛА ГИВУС С УВЕЛИЧЕННЫМ ДИАПАЗОНОМ ИЗМЕРЕНИЯ

Волынцев А. А.[1], Корябкина О. А.[1], Шустов И. Е.[1]
[1]ФГУП «ЦЭНКИ» филиал «НИИ ПМ имени академика В. И. Кузнецова»,
г. Москва, Россия

Настоящий доклад посвящён анализу результатов предварительной отработки измерительного канала (далее ИК) гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) КИНД34-020-02 (далее прибор) космического применения.

Прибор КИНД34-020-02 является модернизацией ГИВУС КИНД34-020 (далее по тексту — прибор-прототип), предназначенного для работы в системе управления ориентацией и стабилизации космических аппаратов различного назначения с малой динамикой углового движения (спутники связи, аппараты дистанционного зондирования Земли, научные спутники).

Модернизация проведена с целью повышения примерно в 4 раза диапазона измерения входной угловой скорости (до значения 1,6°/с) с сохранением значений таких ключевых характеристик, как: величины цены импульса выходной информации (0,030-0,045 угл. с/имп) и стабильности нулевого сигнала (случайная составляющая (2,7 СКО) отклонений нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в непрерывном запуске до 24ч не более 0,003 угл. с/с). Дополнительно при модернизации были установлены условия сохранения новым прибором габаритно-массовых характеристик, величин тепловыделения и теплопотребления, посадочных размеров, количества и типа электрических соединителей прибора-прототипа.

В докладе рассмотрен комплекс мероприятий, осуществленных в рамках модернизации прибора: применение модернизированного чувствительного элемента (изменен коэффициент обмоток датчика момента), перенастройка электронных устройств (в обеспечение увеличения диапазона измерения), входящих в состав измерительного контура (усилителя обратной связи, блока электроники, стабилизатора тока) и согласующего устройства, предназначенного для выдачи измеренной информации в бортовой комплекс управления (БКУ).

В подтверждение принципиальной верности принятых решений был изготовлен макет измерительного канала, в котором в числе прочих были применены доработанные штатные устройства прибора-прототипа (усилитель обратной связи с уменьшенным в 4 раза коэффициентом усиления, блок электроники с увеличенной в 4 раза частотой дискретизации ШИМ и стабилизатор тока, перенастроенный под новый гироблок (далее — ГБ).

Тепловая система макета ИК по аналогии с тепловой системой прибора является двухконтурной: младший контур отвечает за поддержание рабочей температуры ГБ (идентично в приборе), старший был упрощён: вместо подержания заданного диапазона рабочих температур основания, на котором расположен ГБ, он обеспечивал его постоянный нагрев (что парировало усиленное охлаждение макета от внешней среды за счёт более упрощенного конструктивного исполнения).

Макет ИК успешно прошёл отработку в объёме проверки точностных и функциональных параметров: определение частоты следования и формы информационных импульсов, измерение параметров переходного процесса при ступенчатом воздействии и при выходе ИК из зоны насыщения (неподвижное основание и при остановке вращения основания), определение АЧХ замкнутого контура ИК, определение величины цены импульса выходной информации, определение диапазона измерения ИК, измерение величин и стабильностей нулевых сигналов (не зависящих от перегрузки и пропорциональных первой степени перегрузки), определение шумовой составляющей нулевого сигнала, определение чувствительности ИК к приращению входной угловой скорости. Измеренные параметры соответствовали расчётным допускам. Младший контур тепловой системы так же продемонстрировал безукоризненную работу в связке с модернизированным ГБ.

Дополнительно на макете ИК впервые была проведена отработка нового алгоритма работы блока электроники (изменение направления разряда интегратора с «минуса»

на «плюс»). После завершения отработки данного алгоритма он был внедрён в качестве штатного как в прибор-прототип, так и в модернизированный прибор.

В связи с невозможностью корректной экспериментальной отработки на макете старшего контура тепловой системы, было проведено соответствующее моделирование. Разработана математическая модель тепловой системы модернизированного прибора, основанная на методе «элементарных» балансов. Корректность модели изначально была подтверждена высокой степенью сходимости результатов симуляции с натурными испытаниями прибора-прототипа, а её структура допускала уточнения по мере получения результатов отработки доработанных ЭУ. В результате моделирования тепловая система прибора подтвердила своё соответствие предъявляемым требованиям в части обеспечения времени тепловой готовности, стабильности поддержания рабочих температур и величин энергопотребления при всём диапазоне температур эксплуатации прибора.

В табл. 1 приведён список основных характеристик ИК и прибора, подтвержденных в ходе экспериментальной отработки и моделирования.

Таблица 1

Наименование параметра	Получено при отработке ИК	Требование для прибора-прототипа
1. Диапазон измерения входной угловой скорости, °/с	1,7	≤0,4 (по модулю)
2. Величина цены импульса выходной информации, угл.с/имп	0,033	0,030–0,045
3. Величина нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, угл.с/с	1,14	≤3,0 (по модулю)
4. Случайная составляющая (2,7 СКО) отклонений величины нулевого сигнала, не зависящего от перегрузки, в непрерывном запуске до 24 ч, угл.с/с	0,0013	≤0,003
5. Шумовая составляющая (1 СКО) выходного сигнала ИК при осреднении от 0,1 до 10 с, угл.с	0,11	≤0,15
6. Максимальное время наступления тепловой готовности*, мин.	47	≤60
7. Максимальная потребляемая мощность (в режиме форсированного разогрева)*, Вт	136,5	≤130 (≤138**)
8. В установившемся тепловом режиме потребляемая мощность прибора при номинальном напряжении питания, Вт		
• при температуре теплопоглощающей поверхности от 0 до плюс 5°С	≤78,3	≤75 (≤80**)
• при температуре теплопоглощающей поверхности от плюс 5 до плюс 30°С	≤68,7	≤69 (≤71**)
• при температуре теплопоглощающей поверхности от плюс 30 до плюс 35°С	≤73,3	≤70 (≤74**)

*Для наихудших сочетаний условий эксплуатации и потребления внутренних ЭУ.
**Установлены в ТЗ на прибора КИНД34-020-02.

Из полученных результатов экспериментальной и теоретической отработки следует, что заложенные в модернизированный прибор схемотехнические решения обеспечивают достижение поставленной задачи — увеличение диапазона измерения входной угловой скорости ГИВУС с сохранением остальных точностных характеристик и соответствие условию минимизации числа сопутствующих изменений прибора в целом. Приведенные значения энергопотребления получены расчетным методом и подлежат уточнению на этапе отработки опытного образца.

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ СТРУННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА КОМПЕНСАЦИИ ПОГРЕШНОСТЕЙ НЕЛИНЕЙНОСТИ МАСШТАБНОГО КОЭФФИЦИЕНТА

Николаев Д. В.[1], Орешкин. А. В.[1]
[1]АО «НПО ИТ» г. Королёв, РФ

В ходе анализа модели ошибок каналов измерения кажущегося ускорения возникла необходимость в определении погрешностей нелинейности масштабного коэффициента струнных акселерометров. Существующая модель погрешностей не учитывала несоответствие между теоретическим уравнением колебания струны (1) и реальной зависимостью выходной частоты от приложенного ускорения.

Актуальность данной работы состоит в экспериментальном исследовании модели погрешностей датчиков кажущегося ускорения на струнных акселерометрах.

Целью работы является повышение точности каналов измерения ускорения ИИБ путем алгоритмической компенсации погрешностей.

Задачами работы являются:

- Экспериментальное исследование погрешностей углоизмерительных каналов прошедших предварительную калибровку.
- Поиск причин несоответствия результата, при использовании выбранной модели.
- Алгоритмическая компенсация погрешностей.
- Верификация и анализ результата.

Помимо струнных акселерометров канал измерения линейного ускорения (ИЛУ) включает в себя: автогенератор частоты и измеритель частоты в составе микроконтроллера. Все составные части ИИБ собраны в виде герметичного моноблока, включающего в себя три волоконно-оптических гироскопа, три струнных акселерометра недифференциального типа с блок электроники акселерометров, блок спецвычислителя интерфейса, блок питания, модуль спутниковой навигации.

Начальная калибровка каналов ИЛУ была произведена методом последовательных поворотов, при котором в качестве входного воздействия использовалось кажущееся ускорение, вызванное силой тяготения земли. Оси прибора располагались таким образом, чтобы входные воздействия принимали значения «$-g$» «0» «$+g$». На основе определения реакции частоты струны на изменение входного воздействия были вычислены калибровочные коэффициенты модели, такие как резонансная частота в отсутствии воздействия и масштабный коэффициент. Кроме того, при начальной калибровке была учтена заведомо известная нелинейность зависимости частоты струны от приложенного ускорениях [1], (1), а также зависимость коэффициентов от температуры и скорости её изменения (градиента).

$$f_X = f_0 \cdot \sqrt{1 + k \cdot a} \tag{1}$$

где: f_X — частота струнного акселерометра при воздействии ускорения a; f_0 — частота струнного акселерометра в отсутствии воздействия ускорений; k — масштабный коэффициент.

Для подтверждения корректности калибровки для значений ускорения от минимального значения $1g$ до предела измерения, ИИБ устанавливался на центрифугу. Далее следовало два этапа измерений, первый связанный с определением скорости вращения центрифуги, соответствующей ускорению $= 1g$, и второй этап, в ходе которого задавались ускорения, покрывающие весь необходимый диапазон измерений.

Была определена зависимость погрешности от значений полученных на первой итерации вычисления ускорения. Компенсация производилась путем вычитания рассчётной погрешности из исходных значений ускорения. При определении также учитывалось возможное смещение нуля канала и его нестабильность в запуске, для исключения влияния аддитивных составляющих на точность модели зависимости относительной погрешности.

Проведена калибровка (тарировка) каналов измерения кажущегося ускорения в составе ИИБ. По ее результатам была подтверждена эффективность метода использования показаний прибора для определения номинальной скорости вращения (соответствующей $1g$), а также методы алгоритмической компенсации на основе представления погрешности измерений в виде полинома от вычисляемого измеренного значения. Уровень относительной погрешности определения ускорения погрешностей при использовании данного метода был снижен в 6 раз.

Список литературы

1. Измайлов, Е. А. Современные тенденции развития технологий инерциальных чувствительных элементов и систем летательных аппаратов / Е.А. Измайлов // Труды ФГУП «НПЦ АП», Системы и приборы управления, 2010, № 1, С. 30–43.

2. Myron Kayton,Walter R. Fried. Avionics Navigation Systems, изд. «John Wiley & Sons, Inc» 1997.

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ И РЕГИСТРАЦИИ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ «СКР»

Бродин Е. В.[1], Чекушкин А. М.[1], Орешкин А. В.[1]
[1]АО «НПО ИТ», г. Королев

В настоящее время известно большое количество измерительных систем параметров условий транспортирования ценных и опасных грузов. Обычно такие системы контролируют механические и климатические факторы, воздействующие на транспортируемые объекты. В данной статье рассматривается разработанная в АО «НПО ИТ» система контроля и регистрации СКР, обеспечивающая привязку значениий виброускорений, температуры, относительной влажности воздуха и атмосферного давления к географическим координатам и времени, получаемым от спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, а также обработку измерений в реальном масштабе времени.

СКР состоит из антенны, блока автономного регистратора условий транспортирования (АРУТ), компьютера и принтера.

Функцию приема сигнала ГЛОНАСС осуществляет антенна. Для обеспечения сбора и обработки сигналов от датчиковой аппаратуры предназначен блок АРУТ, который способен принимать, регистрировать и обрабатывать информацию в течении 250 ч с 12 акселерометров, двух датчиков относительной влажности воздуха и температуры, двух датчиков атмосферного давления и осуществлять ее привязку ко времени и географическим координатам объекта с помощью ГЛОНАСС. Блок АРУТ строится на основе модулей: регистрации (МР), обработки (МО), измерений (МИ), фильтров (МФ), питания (МП). Состав модулей в блоке определяется необходимым объемом измерений на контролируемом объекте. При необходимости можно ввести дополнительный модуль фильтров, что позволит увеличить количество подключаемых акселерометров до 24. Благодаря использованию в МО цифрового сигнального процессора имеется возможность осуществлять математическую обработку измеренных параметров непосредственно в процессе транспортирования с сохранением результатов обработки на флешь память.

Компьютер и принтер необходимы для конечной обработки, визуализации и документирования полученных результатов измерения условий транспортирования.

Итогом обработки являются файлы формата «xlsx», содержащие среднеквадратичные отклонения, абсолютные максимумы процессов, спектральную плотность виброускорений, значения ударных спектров.

В отличие от известных решений рассматриваемая система построена на отечественных компонентах, обеспечивает возможность выбора необходимых датчиков и диапазонов обрабатываемых значений, в зависимости от предстоящих условий движения, обработки информации во время движения.

Система СКР может найти самое широкое применение в различных отраслях народного хозяйства, где необходимо обеспечить контроль условий транспортирования ценных и опасных грузов.

УНИВЕРСАЛЬНАЯ ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МАШИНА СПЕЦИАЛЬНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Мартьянова А. В.[1], Рябков П. А.[1], Синицына И. В.[1]
[1]АО «НПО автоматики», г. Екатеринбург, Российская Федерация

Универсальная цифровая вычислительная машина (УЦВМ) полностью реализована на отечественной элементной базе и предназначена для применения в составе аппаратуры управляющих комплексов различного назначения.

УЦВМ обеспечивает решение следующих задач:

- ввод и хранение программ и данных;
- выполнение программ в реальном масштабе времени;
- организация счета времени;
- взаимодействие со смежными приборами и системами по кодовой линии связи (КЛС) по ГОСТ Р 52070;
- ввод данных с устройств по последовательным интерфейсам RS422, RS232 (устройство санкционирования доступа, сенсорная клавиатура);
- вывод данных на устройства отображения по интерфейсу VGA (видеомониторы);
- вывод данных по последовательным интерфейсам RS422, RS232 (устройство документирования).

УЦВМ в зависимости от назначения имеет несколько исполнений, которые отличаются набором модулей.

УЦВМ состоит из двух каналов, каждый из них содержит:

- Два модуля специализированной вычислительной машины (СВМ), обеспечивающих решение управляющих и вычислительных задач, выполненных на базе микропроцессора 1892ВМ8Я с тактовой частотой 80 МГц. Емкость ПЗУ 16 Мб с организацией 4М×32.
- Модуль таймера (МТ), обеспечивающий счет точного времени, межканальную синхронизации, прием (при необходимости) внешней метки времени, а также контроль работоспособности своего канала (сторожевой таймер). МТ выполнен на базе микропроцессора 1867ВЦ6Ф, содержит генератор ГК54М с точностью $5{,}0 \cdot 10^{-9}$.
- Два блока модулей связи (БМС). Оба блока содержат два модуля связи, каждый из них обеспечивает взаимодействие по двум КЛС по ГОСТ Р 52070. Модуль связи выполнен на базе микропроцессора 1867ВЦ2Т.
- Два источника вторичного электропитания (ИВЭП), формирующие питающее напряжение (5,00±0,25) В, (12,0±1,2) В модулей (блоков) УЦВМ. ИВЭП состоит из функционально и конструктивно законченных малогабаритных преобразователей напряжения стойких (МПНС).

В исполнении УЦВМ для пультовой аппаратуры два модуля СВМ (из каждого канала) заменяется двумя модулями графическими (МГ), обеспечивающими вывод данных на устройства отображения по интерфейсу VGA и обмен данными с устройствами пультовой аппаратуры по последовательным интерфейсам RS422, RS232 и по ГОСТ Р 52070. МГ выполнен на базе микропроцессора 1892ВМ10Я, тактовая частота 170 МГц.

УЦВМ реализована по магистрально-модульному принципу. Модули (блока) выполнены в конструктиве «Малахит-7». Модули (блоки) функционально и конструктивно объединены через кросс-плату. Кодовое взаимодействие между модулями (блоками) осуществляется по дублированной параллельной системной магистрали.

УЦВМ имеет 9 внешних разъемов типа РМ, которые обеспечивают внешние интерфейсы:

- 22 КЛС по ГОСТ Р 52070-2003,
- два RS-232 со скоростью передачи 9600 Кб/с,
- два RS-422 (RS-485) со скоростью передачи 921600 Кб/с,
- два VGA с разрешением (800×600).

Потребляемая мощность УЦВМ не превышает 40 Вт при напряжении питания от 25 до 33 В, масса составляет (20,0±0,2) кг, габаритные размеры (400×263×236) мм.

Примененные электрорадиоизделия и схемно-технические решения позволяют применять УЦВМ в условиях специальных воздействий.

УЦВМ применяется в качестве резервированного прибора цифровой вычислительной машины (ПЦВМ) в наземной аппаратуре (рис. 1), а также в качестве вычислительной машины (исполнение с МГ) в пультовой аппаратуре систем управления разработки АО «НПО автоматики».

Рис. 1. Прибор цифровой вычислительной машины

СИСТЕМА ВИДЕОФИКСАЦИИ СРАБАТЫВАНИЯ ДАТЧИКА ВЫСОТЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Стефанов И. А.[1]

[1]АО «Корпорация тактическое ракетное вооружение» г. Королев

Рассматривается система, позволяющая оценить срабатывание датчика высоты при скорости движения тела свыше 300 м/с без использования каналов телеметрии БПЛА. Предлагается система, состоящая из 4 узко направленных камер с инфракрасными фильтрами и установленной на теле БПЛА мощной инфракрасной вспышки.

Контроль всех систем БПЛА, в том числе датчика высоты осуществляется с помощью передачи телеметрируемых сигналов на наземный пункт по радиоканалу, но качество телеметрии не позволяет оценить работу быстроизменяющихся или коротких сигналов, а также время срабатывания боевой части. Возникает проблема определения высоты срабатывания датчика в реальных условиях летных испытаний.

Заявленные разработчиком характеристики датчика высоты, утверждают, что при движении БПЛА со скоростью, превышающей 300 м/с срабатывание датчика на заданной высоте, будет осуществляться с установленной точностью до 1 метра. Поскольку воссоздать в лабораторных условиях такие скорости не представляется возможным, требуется изготовление системы, которая отслеживала бы срабатывание датчика высоты БПЛА при подлете к заданной высоте.

Целью работы являлась разработка независимой от телеметрии системы, позволяющей определить точку срабатывания датчика высоты БПЛА.

Система видеофиксации срабатывания датчика высоты БПЛА состоит из:

- 4 узконаправленных высокоскоростных видеокамер, расположенных в зоне падения БПЛА;
- радио приемника;
- радио передатчика;
- портативного компьютера.

В процессе полета осуществляется фиксация высоты БПЛА при помощи датчика высоты. При достижении БПЛА заданной высоты подрыва боевой части датчик формирует исполнительный сигнал на плату управления инфракрасной вспышки. Высокоскоростные видеокамеры фиксируют вспышку, проходящую через фильтр, установленный на объективах камер (пропускающий только инфракрасные лучи, для исключения фиксации ложной информации) и передают отфильтрованные данные по радиоканалу на автоматизированное рабочее место.

Предложенная система запатентована, патент на изобретение № 2550100 (от 06.04.2015).

Достоверность научных положений и их выводов основывается на:

- Проведение испытаний на определение временного интервала до критической температуры излучателя.
- Проведение оценки максимального расстояния определения, срабатывания устройства формирования вспышки.
- Проведение испытаний на быстродействие устройства формирования вспышки.

По результатам данной работы разработана «Система видеофиксации датчика высоты БПЛА при подлете к цели» и внедрена на АО «Корпорация тактическое ракетное вооружение».

Список литературы

1. Овчиников А.М. Ильин А.А. Принцип работы и устройство активно-пиксельных датчиков.

2. Мелькановичч А.Ф. Фотографические средства и их эксплуатация. Издание МО СССР, М. 1984.

КОНТРОЛЬ ДОЗОВЫХ НАГРУЗОК НА КОСМОНАВТОВ ПРИ ВНЕКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕРНИЗИРОВАННЫХ ДАТЧИКОВ «ПИЛЛЕ-МКС»

Горохова О. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Поскольку радиация является неблагоприятным фактором космических полетов, на Международной космической станции (МКС) необходимо постоянно проводить мониторинг радиационной обстановки на борту и контролировать дозовые нагрузки на космонавтов, в том числе при внекорабельной деятельности (ВнеКД). На сегодняшний день на Российском сегменте МКС (РС МКС) существует два штатных средства для радиационного контроля при ВнеКД: индивидуальный дозиметр ИД3-МКС и дозиметр «Пилле-МКС». Оба средства основаны на термолюминесцентном методе регистрации ионизирующих излучений и являются «пассивными», то есть количественно дозу можно получить только после завершении экспонирования и специальной обработки (нагреве).

Дозиметр ИД3-МКС обрабатывается только после возвращения космонавтов на Землю и включает в свои показания в том числе и дозу при ВнеКД. Однако при ВнеКД ИД3-МКС размещается на груди космонавта за толстой защитой алюминиевой кирасы скафандра, что не позволяет учесть дозы за тонкими частями скафандра. Доза за ВнеКД не может быть выделена из интегральной дозы, измеряемой с помощью ИД3-МКС за весь полет.

Дозиметр «Пилле-МКС» используется для измерений поглощенных доз в различных точках отсеков РС МКС и для индивидуального дозиметрического контроля, в частности, при выполнении ВнеКД. Диапазон измерений дозы — в интервале от 10 мкГр до 10 Гр. Датчик «Пилле-МКС» размещается в кармане на ноге скафандра за тонкой защитой ткани кармана. Кроме того регулярно проводятся измерения в «автоматическом режиме» за время равное одному витку МКС вокруг Земли. Прибор разработан при участии специалистов ГНЦ РФ — ИМБП РАН и изготовлен Центром Энергетических Исследований Венгерской Академии Наук (MTA EK).

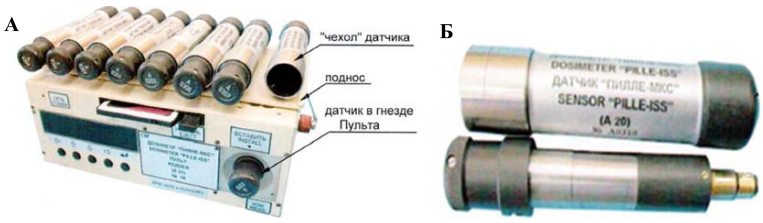


Рис. 1. А: Дозиметр «Пилле-МКС»: пульт с набором датчиков; Б: Датчик дозиметра «Пилле-МКС»

Конструктивно дозиметр представляет собой пульт и набор датчиков (капсул) (рис. 1). Датчиком является вакуумированная стеклянная капсула, внутри которой на металлической пластине находится детектирующее вещество — порошок CaSO4 [1]. Для защиты капсулы используется титановый цилиндр. После экспонирования датчик помещается в специальное гнездо пульта и посредством нагревания происходит считывание поглощенной дозы излучения непосредственно на борту МКС, данные записываются на карту памяти.

Дозиметр успешно функционирует на МКС с 2003 года и зарекомендовал себя как удобный, легкий и простой для работы прибор. С начала работы было проведено более 36 000 считываний в автоматическом режиме и более 150 сеансов измерений доз по отсекам МКС, получено большое количество измерений, позволяющих анализировать радиационную обстановку на борту МКС в зависимости от различных факторов.

С использованием данных космического эксперимента «Матрешка-Р» специалистами ГНЦ РФ — ИМБП РАН был проведен анализ, который показал, что для учета доз на

критические органы космонавта (согласно [2]) — хрусталик глаза и кожу, — находящихся за защитой тонких частей скафандра «Орлан-М» (перчатки, иллюминатор гермошлема) применение датчика «Пилле-МКС», размещаемого в наружном кармане скафандра оказалось недостаточно эффективным из-за большой собственной экранированности чувствительного элемента.

Установлено, что кожа и хрусталик глаза космонавта находятся за минимальной толщиной защиты 0,4–0,6 г/см^2. При этом толщина защиты датчика с учетом ткани кармана скафандра и защитной капсулы составляет 1,4 г/см^2. Таким образом, данные измерений дозиметра «Пилле-МКС» занижают дозы на критические органы за счет поглощения дозы от электронов радиационных поясов Земли (РПЗ), предварительно в 5 раз согласно модельным оценкам для спокойных условий [3]. В возмущенных условиях (магнитные бури и т. п.) при возрастании потока захваченных электронов вклад в дозу может увеличиться еще в несколько раз, что не учитывается используемыми в настоящее время штатными средствами дозиметрического контроля при ВнеКД. В современных нормативах радиационного воздействия при космических полетах [2] имеются, в том числе ограничения дозовых нагрузок на критические органы космонавтов — кожу и хрусталик глаза, — находящиеся за малыми защитами при ВнеКД в скафандре «Орлан-М». Эти дозовые нагрузки при ВнеКД в настоящее время не могут быть проконтролированы имеющимися штатными средствами.

Для устранения имеющихся недостатков в конструкции штатного датчика «Пилле-МКС» разработан новый тип датчиков, которые называются модернизированными (рис. 2). Суть модернизации состоит в том, что в новой модели отсутствует титановый цилиндр, сама колба с детектирующим веществом сделана из прочного оргстекла. В качестве защиты используется тонкий алюминиевый корпус толщиной 0,25 мм. Для считывания накопленной информации используется универсальный ключ, в который помещается капсула.

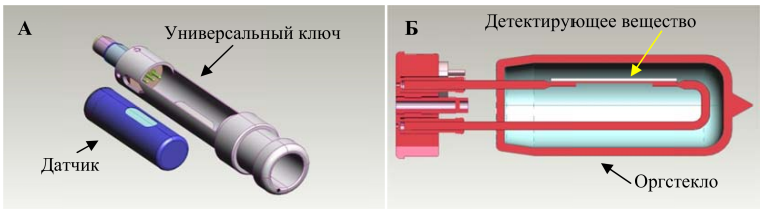


Рис. 2. А: Модернизированный датчик и ключ универсальный; Б: Модернизированный датчик без алюминиевого корпуса

Использование модернизированного датчика позволит контролировать дозы на хрусталик глаза и кожу при ВнеКД. В докладе представлена конструкция модернизированного датчика и обсуждаются направления дальнейшей работы с привлечением результатов модельных расчетов дозовых нагрузок критических органов космонавта при ВнеКД в скафандре «Орлан-М».

Список литературы

1. I.Apáthy, S.Deme et al. Dose measurements in space by the Hungarian Pille TLD system // Radiation Measurements. 2002. Т. 35. С. 381–391.

2. Ограничение облучения космонавтов при околоземных космических полетах: методические указания МУ 2.6.1. 44-03-2004 // ФГП «Вторая типография» Федерального управления «Медбиоэкстрем», 2004.

3. Шуршаков В.А., Карташов Д.А., Коломенский А.В., Петров В.М., Редько В.И., Абрамов И.П., Леткова Л.И., Тихомиров Е.П. Радиационно-защитные свойства скафандра «Орлан-М» применительно к условиям внекорабельной деятельности на орбите МКС // Авиакосмическая и экологическая медицина, 2006, Т. 40. № 4, с 56–61.

УСТРОЙСТВО ПОВОРОТНОЕ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Мальцев А. А.[1], Коноплев А. В.[1]
[1]АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург, Россия

АО «НИИ командных приборов» разработало и изготовило устройства поворотные солнечной батарей (УПСБ), которые непосредственно поставлялись и эксплуатировались в космических аппаратах (КА) «Ямал-100» и «Ямал-200». Для системы электроснабжения (СЭС) КА «Ангосат» поставлено УПСБ (2 шт.), которые отличаются высокими прочностными, энергетическими характеристиками и увеличенным до 18,5 лет сроком службы. Они изготовлены с использованием перспективных отечественных ЭРИ, без применения импортных элементов.

УПСБ предназначено для одноосного вращения солнечной батареи (СБ) в реверсивном режиме без ограничения угла поворота по сигналам бортового комплекса управления (БКУ) КА при функционировании на геостационарной орбите, транзитной передачи электрической энергии с панелей СБ в аппаратуру регулирования, контроля и коммутации (АРК), электрических сигналов контроля раскрытия СБ и электрических сигналов с температурных датчиков СБ.

В докладе рассматривают результаты создания УПСБ для КА «Ангосат».

РАЗРАБОТКА ПЫЛЕВЛАГОЗАЩИЩЁННОГО КОНСТРУКТИВА С ВНЕШНИМ МЕЖМОДУЛЬНЫМ ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ ИНТЕРФЕЙСОМ НА ОСНОВЕ БАЗОВОГО КОНСТРУКТИВА БОРТОВЫХ ПРИБОРОВ ТИПА БУБК. МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ И ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В МОДЕРНИЗИРОВАННОМ ВАРИАНТЕ ПРИБОРА

Макуличев А. М.[1], Цуканова Н. А.[1], Семёнова Е. Д.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

1. Модернизация прибора типа БУБК.

Основной темой доклада является модернизация прибора типа БУБК в части обеспечения пылевлагозащищённости конструкции и реализации межмодульных связей посредством гибридной гибко-жёсткой печатной платы с целью исключения межмодульных соединителей типа СНП388 для обеспечения возможности сборки приборов в условиях приборного производства и непосредственно на изделии. Общий вид модернизированного варианта прибора показан на рис. 1.

2. Моделирование физических процессов в модернизированном варианте прибора типа БУБК.

Ещё одним аспектом настоящего доклада является проведение моделирования механических и тепловых процессов в модернизированном варианте прибора с целью подтверждения правильности конструктивного решения в части модернизации.

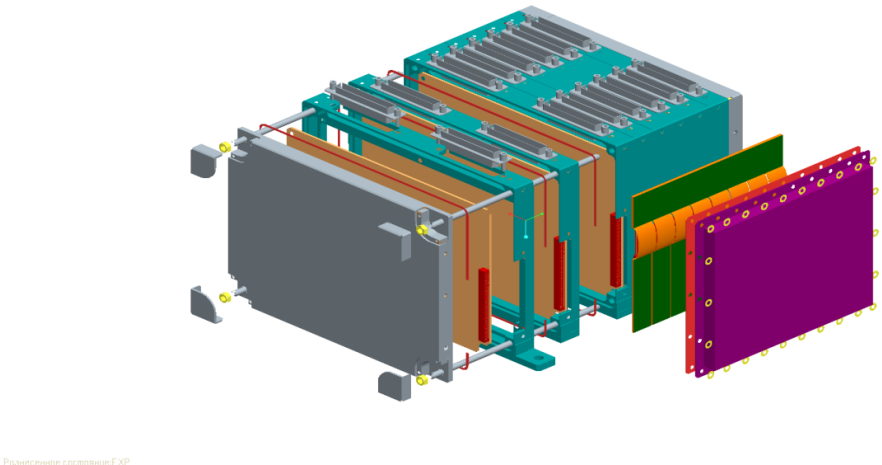


Рис. 1. Общий вид модернизированного прибора типа БУБК

Список литературы

1. Ненашев А.П. Конструирование радиоэлектронных средств. М.: Высшая школа, 1990. 432 с.

2. Медведев А.М. Печатные платы. Конструкции и материалы. М.: Техносфера, 2005. 304 с.

3. Шалумов А.С., Малютин Н.В., Кофанов Ю.Н. Автоматизированная система АСОНИКА для проектирования высоконадёжных радиоэлектронных средств на принципах CALS-технологий. М.: Энергоатомиздат, 2007. 368 с.

ТЕРМОСТАБИЛИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОРА

Матюхина Е. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Работа современных высокопроизводительных электронных компонентов сопровождается значительным тепловыделением. Эффективная работа таких элементов требует адекватных средств охлаждения, обеспечивающих необходимые температурные режимы их работы.

Одним из таких компонентов является процессор разработки ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН 1907ВМ014, который используется в новых разработках на РКК «Энергия».

Процессор 1907ВМ014 выполнен в 256-выводном корпусе QuadroPack 4244.256-3, предназначенном для монтажа в печи конвекционного оплавления. Тепловыделение данных процессоров 5 Вт. Конструкция процессора позволяет осуществить теплоотвод только с основания микросхемы.

Учитывая то, что зазор под корпусом микросхемы не более 1 мм, корпус QuadroPack с 4-х сторон закрыт выводами и подвести теплосток непосредственно под корпус невозможно, то очевиден следующий путь теплового потока, который необходимо обеспечить конструктивно:

1. Перенос тепла с основания микросхемы на плату.
2. Перенос тепла по плате на противоположенную сторону.
3. Перенос тепла со второй стороны на теплосток.
4. Перенос тепла по теплостоку.
5. Снятие тепла с теплостока на теплоотводящую поверхность.

Основная проблема на пути конструктивной реализации пункта 1 заключается в необходимости пайки процессора в печи конвекционного оплавления, соответственно материал заполняющий зазор должен обладать не только высокой теплопроводностью, но и выдерживать режим пайки в конвекционной печи. Кроме того полимеризация должна происходить до участка пайки в термопрофиле, чтоб элемент гарантированно не сместился при пайке, и полимер не должен менять форму при полимеризации.

На РКК «Энергия» были проведены испытания, в ходе которых был выбран экспериментальный теплопроводный клей марки ОТПК-281, предложенный ОАО «Композит». Учитывая то, что клей марки ОТПК-281 имеет низкую текучесть, высокую плотность и обладает не очень высокой теплопроводностью, было принято решение между платой и микросхемой поставить медную прокладку с матрицей отверстий. Таким образом, зазор по сути заполнился клеем, армированным медной сеткой с точным заполнением имеющегося зазора между процессором и платой с высокой теплопроводностью и обеспечивающим качественную пайку в печи.

Пункты 2-5 были реализованы следующим образом:

- пункт 2: в плате применен метод матрицы переходных отверстий;
- пункт 3: минимизация теплового сопротивления данного участка сводится к полировке контактной поверхности теплостока и внесения в место контакта пасты КПТ-8;
- пункт 4: теплосток является отдельной деталью и выполнен из меди;
- пункт 5: для минимизация теплового сопротивления данного участка приборы устанавливаются через теплопроводящую прокладку ТП-ТРГ.

Рассматриваемый метод термостабилизации процессора является экспериментальным и его эффективность будет подтверждаться в ходе проведений испытаний прибора.

УСТРОЙСТВО ДЛЯ НЕПРЕРЫВНОГО КОНТРОЛЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ИЗОЛЯЦИИ В ПРОЦЕССЕ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Киселев П. В.[1], Штабель Н. В.[1]
[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Россия,
[2]Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Россия

Для обеспечения работы полезной нагрузки космического аппарата (КА) шина «− общий» гальванически связана с корпусом КА. Эта схема чувствительна к замыканию шины «+» на корпус. В ходе электроиспытаний возможно нарушение целостности изоляции шины «+» (замыкание на корпус) как в объекте контроля, так и в контрольно-проверочной аппаратуре (КПА). В указанном случае будет протекать ток короткого замыкания через те цепи, которые не рассчитаны на его протекание. Это может привести к повреждению дорогостоящего оборудования. Потребуются существенные материальные и временные затраты по анализу возникшей ситуации, разборке, дефектации и ремонту объекта контроля и КПА [1].

Для предотвращения подобной ситуации разработано устройство контроля изоляции и защиты (УКИЗ).

Существуют методы контроля сопротивления изоляции, основанные на измерении напряжения между силовыми шинами и корпусом, но их применение осложняется наличием в системе большого количества линий с различными напряжениями питания, при этом возможно рассчитать лишь эквивалентное сопротивление изоляции, что не всегда позволяет адекватно оценить ситуацию на каждой линии и принять решение о завершении или продолжении испытаний [2].

В АО «ИСС» в ходе испытаний происходит постоянный контроль замыкания силовой шины на корпус, но этот контроль ведется только в пределах КПА типа имитаторов аккумуляторной и солнечной батарей.

Широко применяемый метод определения сопротивления изоляции при помощи мегаомметра позволяет измерить сопротивление изоляции только выходных каскадов оборудования до силовых коммутаторов и только перед началом испытаний.

Главным достоинством УКИЗ является возможность непрерывного контроля сопротивления изоляции силовых цепей энергопреобразующей аппаратуры (ЭПА) и КПА и сигнализация при значениях сопротивления цепей ниже заданной уставки в течение всего процесса испытаний.

Структура устройства контроля сопротивления изоляции на основе предложенного метода показана на рис. 1.

Реализованный в УКИЗ метод определения сопротивления изоляции основан на измерении токов утечки и напряжений контролируемых линий питания. Токи утечки измеряются с помощью бесконтактных датчиков, устанавливаемых на каждой из линий. Через датчик проходят одновременно «плюсовая» и «минусовая» цепи, что позволяет измерить разность токов, протекающих в прямом и обратном направлении. При снижении сопротивления изоляции увеличивается разность токов, что отражается на выходном сигнале датчика. На основе измеренных параметров расчетным методом определяется значение сопротивления изоляции на каждой линии. Диапазон контролируемого сопротивления изоляции 1–1000 кОм.

Другая важная функция УКИЗ — защита от короткого замыкания шины «+» на корпус во время испытаний.

Короткое замыкание при замыкании шины «плюс» на корпус может произойти, так как корпуса КПА и объекта испытаний, а также шина «минус общий» ЭПА во время испытаний связаны с заземлением здания. Защита осуществляется при помощи прерывателя

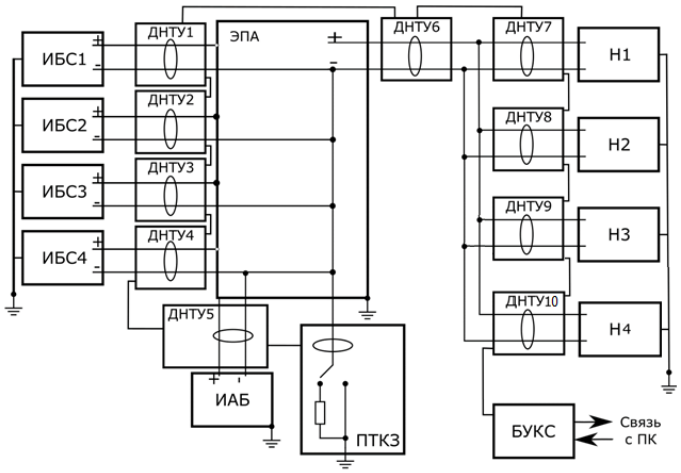


Рис. 1. Структурная схема устройства контроля изоляции
ДНТУ1...ДНТУ9 — датчики напряжения и токов утечки; ПТКЗ — прерыватель тока короткого замыкания; БУКС — блок управления, контроля и сигнализации; ИБС1...ИБС4 — имитаторы солнечной батареи; ИАБ — имитатор аккумуляторной батареи; Н1...Н4 — нагрузочные устройства

тока короткого замыкания (ПТКЗ), установленного в цепи соединения шины «−» ЭПА с контуром заземления.

Результаты испытаний защиты от замыкания «плюсовой» шины на корпус представлены на рис. 2.

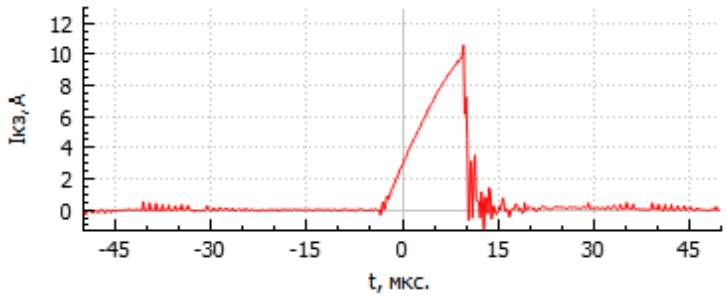


Рис. 2. Быстродействие ПТКЗ. Уровень срабатывания $I = 3$ А, $U = 20$ В, $I_{\text{макс}} = 11$ А

Как видно из рис. 2, время размыкания прерывателя тока короткого замыкания не превышает 15 мкс. Коммутатором является твердотельное реле.

На настоящий момент проведены интеграционные испытания УКИЗ с системой электропитания (СЭП) КА «Глонасс-К» с положительными результатами.

Таким образом, разработано оборудование, обладающее дополнительными функциональными возможностями. Его использование при автономных испытаниях ЭПА и лабораторно-отработочных испытаниях СЭП КА позволит снизить риски повреждения объекта испытаний и испытательного оборудования.

Список литературы

1. Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / Сиб.гос.аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.

2. Способ автоматического контроля сопротивления изоляции шин источников постоянного тока на корпус: пат 2391679 Р.Ф. МПК51G01R31/02/ заявитель и патентообладатель ОАО «ИСС» (RU) № 2009103681/28; заяв: 04.02.2009; опубл.: 10.06.2010.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛООТВОДЯЩИХ ЭЛАСТОМЕРНЫХ ПЛАСТИН ДЛЯ ПРИБОРА ТИПА БУБК

Михайлов Д. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящие время в отделе 041 проводится разработка приборов для перспективных проектов. Вибрационные нагрузки, приходящие на приборы достигают высоких уровней квалификационных испытаний, что превышает нагрузки, приходящие на приборы, установленные ранее на пилотируемые транспортные корабли текущего поколения. С учетом усилений на резонансных частотах внутри приборов с коэффициентом усиления 3-4, нагрузки возникающие на ЭРИ будут сильно превышать предельно допустимые нагрузки по ТУ, поэтому возможны отказы приборов на испытаниях, которые потребуют проведение корректировки КД и применение виброизоляции. В таком случае необходимо обеспечение дополнительных мер по снятию тепла с приборов, что и является основой для данной работы.

В работе описан процесс выбора оптимальной конструкции теплоотводов, совмещенных с виброизоляторами для конструктива БУБК с точки зрения тепловых процессов. Проанализированы варианты крепления прибора через:

- медные пластины и прокладку из ВЗИ 5.0;
- прокладку из ВЗИ 5.0 без использования медных пластин;
- «смесь резиновую 65-4».

В результате проведенных тепловых расчетов подсистеме АСОНИКА-Т [1] было выявлено, что вариант крепления с использованием «смеси резиновой 65-4» более технологичен, но менее эффективен по сравнению вариантом ВЗИ 5.0 с использованием медных пластин.

Список литературы

1. Кофанов Ю.Н., Шалумов А.С., Увайсов С.У., Малютин Н.В., Автоматическая система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учетом внешних воздействий. М.: Радиотехника, 2013. 424 с.

МЕТОД УВЕЛИЧЕНИЯ ТОЧНОСТИ РЕГИСТРАТОРА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ МИКРОМЕТЕОРОИДОВ

Щелоков Е. А.[1,2]
[1]АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия
[2]Самарский национальный исследовательский университет им. С. П. Королёва, г. Самара

В последнее время очень часто поднимается вопрос о необходимости регистрации параметров движения микрометеороидов [1]. Авторами [2,3] предложен метод, позволяющий улучшить большое количество измеряемых параметров, однако в настоящее время всё больше уделяется внимание решению задачи точности, и, как показано в [4], предлагаемый метод имеет свои недостатки.

Рассмотрим метод на основе создания «световой плоскости» с помощью светодиодных-фотодиодных систем. Рассмотрим математическую модель предложенную в [4]:

$$\alpha = \operatorname{arctg}\left(\frac{K - \sin(\varphi)}{-\cos(\varphi)}\right) \tag{1}$$

$$V = \frac{L_1}{(T_2 - T_1)}\frac{1}{\cos(\alpha)} = \frac{L_2}{(T_4 - T_3)}\frac{1}{\cos(\varphi + \alpha)}. \tag{2}$$

Уравнения (1,2) описывают, соответственно, измеряемые направление движения и модуль вектора скорости. В этих выражениях: α — угол наклона вектора скорости по отношению к плоскости расположения рабочей области предлагаемого устройства, $K = \frac{T_2 - T_1}{T_4 - T_3}$ — коэффициент, T_1, T_2, T_3, T_4, — текущее время в собственной шкале, соответствующее моменту пролета микрометеороида через соответствующую оптическую «плоскость», φ — угол наклона третьей и четвертой оптической плоскости, $L_1 = L_2$ — расстояние между двумя соседними оптическими «плоскостями», V — модуль вектора скорости в одной плоскости измерений.

Наибольший вклад в точность измерений в указанном методе вносит наклон плоскостей, требующий очень точной юстировки, а также возможные отклонения в результате механических нагрузок (что не учтено в уравнениях (1,2)). Зададимся допущением: «световые плоскости» 1,2 и 3,4 попарно жестко закреплены. Получаем, что можно дополнить метод датчиком угла. При этом, для исключения взаимного влияния отклонений от требуемого положения плоскостей измерять угол требуется между 2 и 3 «световой плоскостью» соответственно. Преобразовав уравнения (1,2) получим:

$$\alpha = \operatorname{arctg}\left(\frac{K - \sin(\varphi \pm \Delta\varphi)}{-\cos(\varphi \pm \Delta\varphi)}\right) \tag{3}$$

$$V = \frac{L_1}{(T_2 - T_1)}\frac{1}{\cos(\alpha)} = \frac{L_2}{(T_4 - T_3)}\frac{1}{\cos(\varphi \pm \Delta\varphi + \alpha)}. \tag{4}$$

Здесь $\pm\Delta\varphi$ — погрешность датчика угла, при этом $\varphi = 90 - \beta$, где β — измеряемый параметр датчиком угла.

В качестве результата — исключаем влияние неточной установки каждой части систем, а также механического воздействия на точность измерения (случайные погрешности, которые не всегда можно предугадать), оставляя только инструментальную погрешность датчика угла (статическая погрешность, известная заранее).

Список литературы

1. Защита от пылевой плазмы [электронный ресурс]:
URL: http://aist.ssau.ru/docs/rc_05_2013.pdf (дата обращения 20.08.2015)

2. Щелоков Е.А., Бояркина У.В. Оптикоэлектронный детектор параметров микрометеороидов // Конкурс научно-технических работ и проектов, «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», аннотации работ, Москва, 2014. С. 236–238.

3. Филатов В.М., Барсанов В.Н., Европин С.В. Влияние реакторного облучения на циклическую прочность сплавов циркония // Атомная энергия. 1983. Т. 55. Вып. 1. С. 29–31.

4. Е.А. Щелоков, Метод и устройство для оценивания параметров движения микрометеороидов на основе оптически систем // Вестник РГРТУ. 2016. № 56. С. 131–135.

5. Е.А. Щелоков, А.И. Данилин, Д.А. Щелоков, Оценка погрешности метода измерений опто-электронного преобразователя параметров движения микрометеорооидов // Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций: материалы Всероссийской научно-технической конференции. г. Самара. 16–18 мая 2017 г. С. 67–69.

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МКА «АИСТ-2»

Гуртов А. С.[1], Зимарёв А. В.[1], Данов Е. А.[1], Ивков С. В.[1]
[1]АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

На сегодняшний день в системах электропитания космических аппаратов используются несколько типов аккумуляторных батарей: серебряно-цинковые, никель-кадмиевые, никель-водородные аккумуляторные и литий-ионные (Li-ion) батареи, которые различаются по таким характеристикам, как емкость, глубина разряда, напряжение, величина саморазряда, циклический ресурс, имеют свои особенности при эксплуатации, а также преимущества и недостатки.

Преимущества Li-ion аккумуляторных батарей делают их наиболее привлекательными у разработчиков систем электропитания КА. Имеющиеся недостатки требуют разработки соответствующей аппаратуры управления и контроля в которой для исключения перезаряда и переразряда Li-ion АБ при функционировании будут контролироваться не только токи заряда/разряда, напряжение и температура АБ, но и напряжение каждого элемента. Также необходимо осуществлять выравнивание напряжений аккумуляторов Li-ion АБ. По результатам контроля должны вырабатываться управляющие сигналы на изменение режимов работы АБ, формироваться телеметрическая информация.

При проектировании системы электропитания МКА «Аист-2» была использована еще одна положительная характеристика Li-ion АБ — пологая зарядно-разрядная вольтамперная характеристика, что позволило отказаться от традиционных регуляторов разряда и заряда в составе аппаратуры СЭП. Для согласования режимов работы Li-ion АБ с солнечной батареей применен регулятор избыточной мощности (РИМ), выполненный на принципе работы шунтового секционированного стабилизатора напряжения (ШССН), ограничивающего максимально допустимое напряжение на аккумуляторной батарее. Данный регулятор по функциональности и схемотехническим решениям намного проще стабилизаторов напряжения, применяемых в аппаратуре СЭП различных КА. Регулирование мощности солнечной батареи в ШССН осуществляется за счет асинхронной коммутации в каждый момент времени только одной секции солнечной батареи, имеющей небольшую мощность, что не требует применения сложных регуляторов и больших фильтров в аппаратуре СЭП.

За счет ограничения максимального зарядного напряжения данным регулятором получается режим заряда Li-ion АБ падающим током, который позволяет не только максимально восполнять емкость АБ, но и повышает эффективность работы устройства выравнивания напряжений элементов АБ.

Функциональная блок-схема СЭП МКА «Аист-2» приведена на рис. 1.

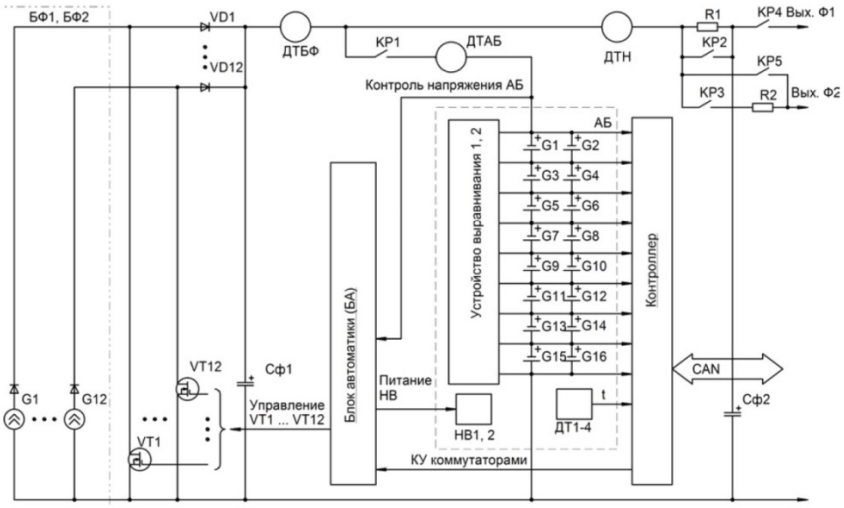


Рис. 1. Функциональная блок-схема СЭП МКА «Аист-2»

Высокая надежность РИМ обеспечивается за счет резервирования наиболее важных узлов. Отказ нерезервированного ключа не влияет на работу системы электропитания из-за малого значения мощности отдельной секции солнечной батареи, подключенной к данному электронному ключу РИМ.

Дополнительными функциями, выполняемыми прибором автоматики СЭП МКА «Аист-2» (БАКУР), являются: коммутация литий-ионной аккумуляторной батареи к шинам нагрузки; контроль напряжения, емкости и температуры Li-ion АБ; управление нагревателями и устройствами выравнивания напряжения аккумуляторов АБ; информационный обмен по шине CAN с формированием аварийных сигналов в бортовую систему команд управления (БСКУ); коммутация элементов антистатического фильтра по командам управления; формирование и передача в БСКУ телеметрической информации (напряжение системы электропитания; напряжение аккумуляторной батареи; ток заряда/разряда; ток батареи фотоэлектрической; ток нагрузки; разрядная емкость аккумуляторной батареи; температура с трех температурных датчиков АБ; напряжение на каждой группе аккумуляторов (АБ состоит из 8 групп); одноразрядные сигнальные параметры, характеризующие состояние системы.

Обработка ТМИ СЭП осуществляется средствами наземного программного обеспечения. Результаты обработанной ТМИ приведены на рис. 2.

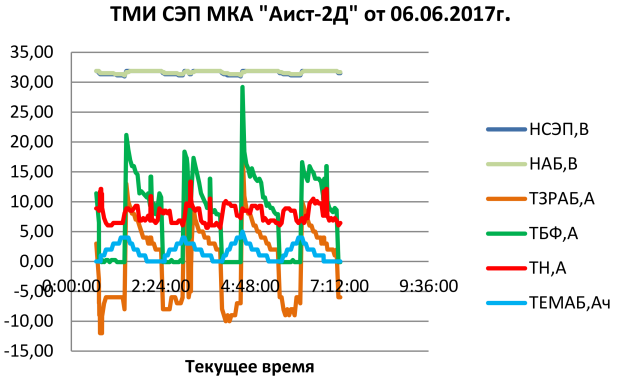


Рис. 2. Телеметрическая информация с прибора БАКУР полученная с МКА «Аист-2»: НСЭП — напряжение системы электропитания, НАБ — напряжение Li-ion АБ, ТЗРАБ — ток заряда/разряда Li-ion АБ, ТБФ — ток от солнечной батареи, ТН — ток нагрузки, ТЕМАБ — емкость снятая с аккумуляторной батареи

В 2015 году в АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара была успешно проведена экспериментальная отработка системы электропитания МКА «Аист-2», прикладного математического обеспечения и операционной системы реального времени. Целью данных испытаний являлось подтверждение выходных характеристик СЭП в условиях максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации (имитировались токи потребления аппаратуры МКА, температурные режимы, аварийные и нештатные ситуации, воздействие помех по цепям питания). Выходные характеристики СЭП подтверждены в полном объёме.

После запуска МКА «Аист-2» 28.04.2016 система электропитания МКА «Аист-2» функционирует в штатном режиме, обеспечивая все заданные характеристики, что подтверждает правильность принятых схемотехнических, конструктивных и программных решений при разработке системы электропитания. На основе полученного опыта возможно создание перспективных систем электропитания.

Список литературы

1. Кирилин А.Н. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» // А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С.И. Ткаченко, А.И. Бакланов, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, И.С. Ткаченко, О.В. Горячкин Самара: СамНЦ РАН. 2017. 324 с.

МНОГОПОТОЧНАЯ АРХИТЕКТУРА МЕЖКРИСТАЛЬНОЙ СВЯЗИ СИСТЕМ СОСТОЯЩИХ ИЗ НЕСКОЛЬКИХ ПЛИС

Никитин А. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

При проектировании многоканальных систем управления, применение программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) является более выигрышным вариантом, по сравнению с процессорными схемами. ПЛИС позволяет добиться полной информационной изоляции каждого канала, что повышает сбоеустойчивость и дает возможность полностью развязанного резервирования каналов в рамках одного кристалла.

В связи с реализацией программы импортазамещения перечень доступных к использованию кристаллов ПЛИС, имеющих повышенную стойкость к внешним факторам, в частности к радиационному воздействию, крайне ограничен. На сегодняшний день только кристалл 5576ХС7Т производства АО «ВЗПП-С» г. Воронеж выпускается в готовой к использованию версии. Данный ПЛИС обладает логической ёмкостью 30 тысяч вентилей, что крайне мало для многоканальных систем управления.

Поэтому было предложено использовать несколько ПЛИС, объединенных в общую систему. Однако межмодульный интерфейс между кристаллами, является узким местом в данной схеме, так как именно он будет формировать максимальную рабочую частоту. Поэтому в работе реализуется многопоточная архитектура передачи сигналов между функциональными блоками одного канала расположенными в разных ПЛИС.

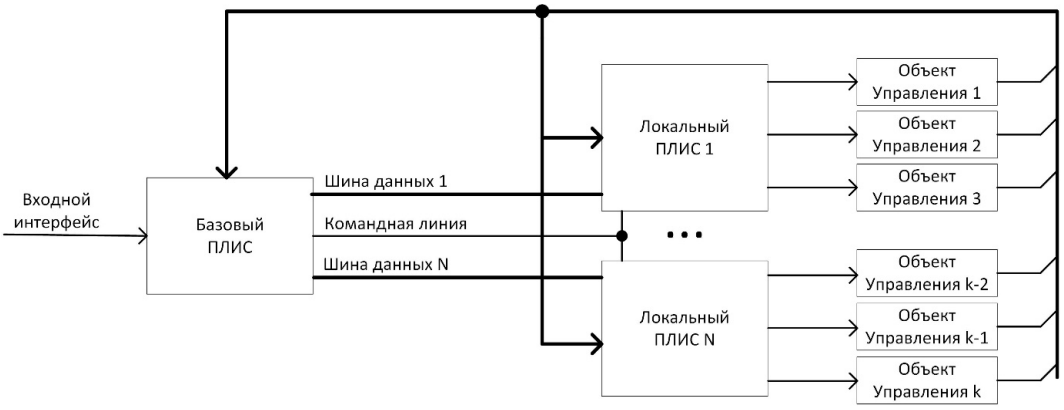


Рис. 1. Структурная схема многопоточной архитектуры межкристальной связи

Базовый ПЛИС производит обмен с другими бортовыми системами через входной интерфейс, контролирует параметры объектов управления и формирует всю необходимую информацию для локальных ПЛИС. Как видно из рис. 1, базовый ПЛИС не имеет прямой обратной связи от локальной ПЛИС, что приводит к усложнению алгоритмов принятия решений, так как необходимо анализировать больше данных, однако значительно снижает необходимый объем вентилей за счет передачи большей части расчетов в локальные ПЛИС.

Локальная ПЛИС выполняет управление сразу несколькими объектами управления, на основе заложенных алгоритмов и исходя из данных поступающих с объектов управления и из базового ПЛИС.

Односторонняя связь между базовым и локальными ПЛИС осуществляется с помощью шин данных и командной линии. Шины данных индивидуальны для каждого локального ПЛИС и являются совокупность линий постоянного обмена между функциональными блоками одного канала расположенными в разных ПЛИС.

Для повышения отказоустойчивости необходимо организовать потоковое кодирование кодом, корректирующим ошибки, в базовой ПЛИС и декодирование в локальных ПЛИС. Так как декодеры в отличии от нерекурсивных кодеров, являются довольно

сложными и требуют большого количества вентилей, то реализация прямой обратной связи от локальных ПЛИС не возможна, так как базовый ПЛИС априори являются сильно заполненным и именно для его разгрузки реализуется данная архитектура. Все коды корректирующие ошибки являются устойчивыми к сбоям лишь в канале передачи, однако при радиационных эффектах сбои могут происходить и в структурах кодера и декодера, поэтому для организации дополнительной защиты была введена командная линия, одна на все локальные ПЛИС, кодируема также нерекурсивным кодером и позволяющая исправлять ошибки, вызванные сбоями в кодере.

В результате работы была разработана и промоделирована схема системы на языке описания vhdl и был реализован макет, в котором в качестве базового кристалла выступал 5576XC7T, а в качестве локальной ПЛИС и объектов управления — Actel A3PE1500-PQ208. Макет подтвердил работоспособность системы, однако выявил необходимость дополнительной проработки алгоритмов принятия решений в базовом ПЛИС на основе информации от объектов управления и косвенной информации из локального ПЛИС. Задержка информационного обмена на шине данных из-за необходимости декодирования в локальной ПЛИС составила три такта, что при частоте 2 МГц составляет 1,5 мкс, данное значение значительно меньше задержки полученной в результате использования межмодульного интерфейса.

Список литературы

1. Таперо, К.И. Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения / В.Н. Улимов, А.М. Членов, К.И. Таперо. 2-е изд. М.: Лаборатория знаний, 2014. 297 с.

2. Синицин, Д.В. Повышение помехоустойчивости радиотехнических систем передачи информации с использованием свёрточных алгоритмов обработки сигналов: дис.канд. тех. наук: 05.12.04: защищена 22.01.14: утв. 15.07.14 / Дмитрий Вячеславович Синицин. Владимир, 2014. 127 с.

3. Кларк Дж., сл.. Кейн Дж. Кодирование с исправлением ошибок в системах цифровой связи / С.И. Гельфанда; пер. с англ. Б.С. Цыбакова. М.: Радио и связь, 1987. 392 с.

ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ-НА-КРИСТАЛЛЕ СНК НА ОСНОВЕ ВСТРАИВАЕМЫХ В ПЛИС IP-ЯДЕР ПРИ РАЗРАБОТКЕ БОРТОВЫХ ПРИБОРОВ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Калинов С. Н.[1], Петров С. А.[1], Радченко А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время имеется тенденция усложнения задач выполняемых вновь разрабатываемой бортовой аппаратурой. Задачи, ранее выполняемые несколькими приборами или целой бортовой системой, теперь могут быть решены средствами бортового прибора, содержащего специализированный вычислитель, выполненный на основе микропроцессорного ядра с требуемым набором периферийных блоков или на дискретной логике в ПЛИС.

Микропроцессорные ядра хорошо подходят для выполнения математических задач с применением тригонометрических функций, операций возведения в степень, вычисления кватернионов и проч., а так же для реализации сложных разветвленных алгоритмов работы, зависящих от различных режимов и входных сигналов. Выполнение подобных задач на ПЛИС требует большого количества логических ресурсов. Дискретная логика в ПЛИС хорошо подходит для задач требующих параллельного выполнения, малого времени реакции, быстрого исполнения (таких как подсчет импульсов, выдачи управляющих сигналов, обмена по интерфейсам связи). Решение подобных задач только применением микроконтроллеров, как правило, невозможно ввиду малого быстродействия вычислителя, недостатка входов/выходов микросхемы и периферийных блоков.

Когда в бортовых приборах требуется решение обоих типов вышеуказанных задач необходимо устанавливать в прибор не только микропроцессор, но и ПЛИС, что увеличивает потребление и габариты, снижает надежность бортовой аппаратуры, приводит к усложнению процессов разработки и отработки БА.

В настоящей работе представлен метод решения обозначенной проблемы при помощи использования, так называемых, систем-на-кристалле СнК. В таких системах в ПЛИС размещается микропроцессорное ядро, подключенное посредством периферийной шины к интерфейсным блокам.

С целью сокращения времени разработки было принято решения использовать готовые ядра интеллектуальной собственности (IP-cores) из имеющихся на рынке. Был проведен обзор и анализ аналогичных микропроцессорных ядер по следующим критериям: производительность, занимаемый объем, требуемые ресурсы, доступность/открытость сходного кода, типы лицензий, наличие средств разработки и отладки.

По совокупности перечисленных критериев в качестве основы для СнК было выбрано микропроцессорное ядро Core8051s архитектуры 8051 разработанное фирмой MicroSemi. Данное ядро может гибко настраиваться, в зависимости от выбранных опций оно может содержать блок отладки с различным количеством точек останова, поддерживать аппаратные инструкции умножения и деления, поддерживать различные режимы обращения к внешней памяти. Всего процессорное ядро способно адресовать до 64 кб внешней памяти, причем это может быть как встроенная в ПЛИС память, так и внешняя.

Особенностью ядра Core8051s является наличие встроенного контролера шины APB. Таким образом, появляется возможность подключить к микропроцессору до 16 периферийных ядер. Так как шина APB имеет открытую спецификацию, у разработчика есть возможность самому создавать блоки, реализующие специфические функции, например блоки опроса АЦП, блоки счетчиков импульсов, блоки, реализующие синхронизацию вычислений в разных каналах резервирования, либо выбрать готовые ядра из каталогов различных фирм производителей ядер интеллектуальной собственности.

Типичная архитектура СнК представлена на рис. 1. В ее состав входит процессорное ядро Core8051s (MicroSemi), система памяти, состоящая из памяти программ и данных, блок обнаружения и коррекции ошибок при помощи кодов Хэмминга, блок начальной загрузки. Взаимодействие процессорного ядра с интерфейсными модулями происходит

либо через двухпортовое ОЗУ, как в случае с интерфейсом MIL-STD-1553b, либо через шину APB.

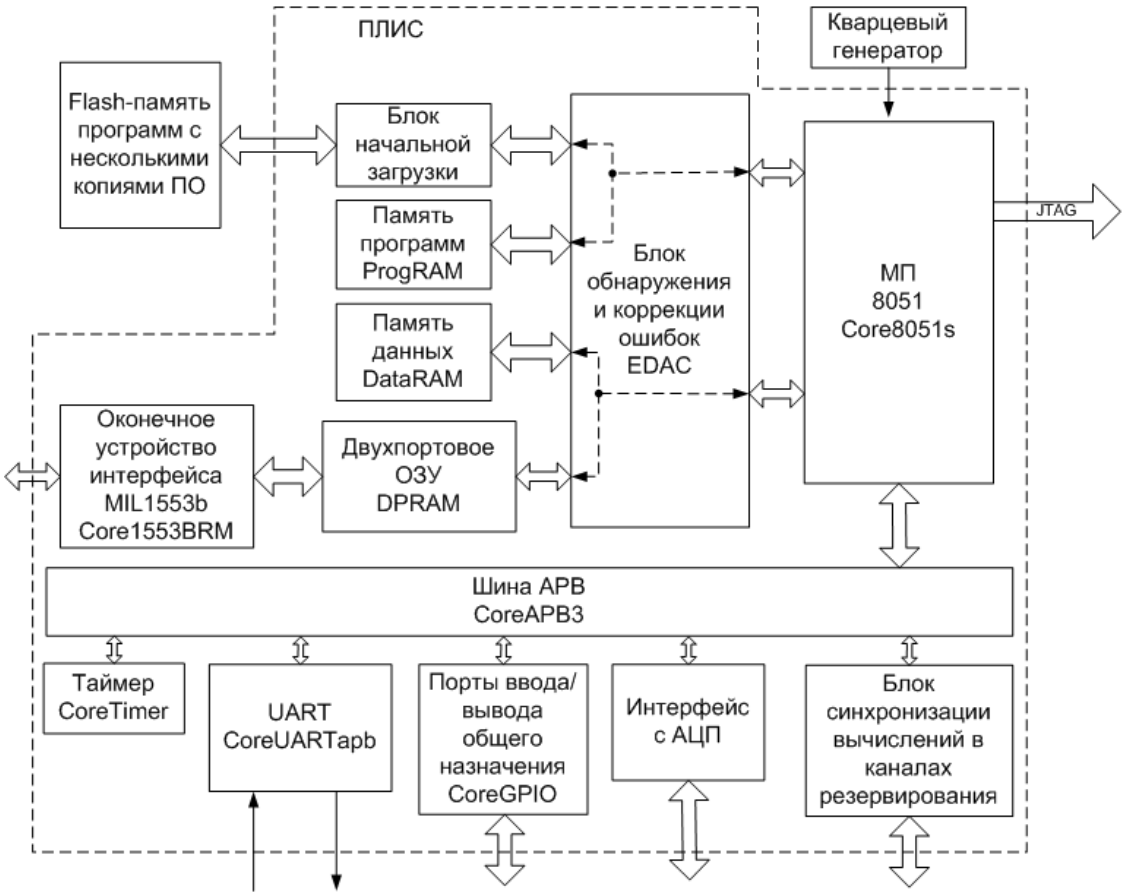


Рис. 1. типичная архитектура СнК

Данный подход имеет следующие достоинства:

- универсальность подхода позволяет решать широкий круг задач с минимальными доработками СнК;
- высокая скорость разработки прибора;
- гибкость настройки системы для решения конкретных задач, в т.ч. за счет разработки собственных IP-блоков на VHDL;
- наличие отладочных механизмов, предоставленных изготовителем IP-ядер так и возможность введения механизмов собственной разработки;
- все IP-ядра написаны на языке VHDL и не имеют зависящих от архитектуры ПЛИС блоков, есть возможность использовать ПЛИС или БМК любых производителей, как зарубежных, так и отечественных.

Недостатки данного подхода:

- требуется относительно большой объем ПЛИС.

Данный подход был протестирован при разработке новых бортовых приборов, которые по своему функционалу соответствуют нескольким старым приборам и даже целым системам.

Список литературы

1. Actel Corporation, Core8051s v2.4 Handbook — Mountain View, Sep. 2010. 64 с.

2. Actel Corporation, Core8051s Embedded Processor Hardware Development Tutorial for Fusion Mixed-Signal FPGAs — Mountain View, March. 2009. 60 с.

3. Actel Corporation, Core8051s Embedded Processor Software Development Tutorial for Fusion Mixed-Signal FPGAs — Mountain View, March. 2009. 36 с.

СИСТЕМЫ ПОСТОЯННОГО ТОКА БПЛА С ПРИМЕНЕНИЕМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВАРИЙНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ХИМИЧЕСКОГО ТИПА

Маковская Т. Д.[1]
[1]Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ‘Сухого», г. Москва, Россия

В настоящее время при проектировании систем электроснабжения летательного аппарата возникают такие актуальные задачи, как уменьшение массы и повышение надежности. Их можно решить с помощью совершенствования современных аварийных систем электроснабжения, входящих в систему постоянного тока. На современных БПЛА данные системы устроены следующим образом: генератор и, на случай отказа двигателя, ВСУ вырабатывают энергию требуемого качества, которая передается на РУ. Затем электроэнергия распределяется на выпрямительные устройства, где и начинается система электроснабжения постоянного тока. Далее, выпрямленный ток питает отсек аккумуляторных батарей и ряд самолетных систем, таких как РЭО, силовые системы и т. д. Отсек аккумуляторных батарей подходит на аварийную шину, которая распределяет электроэнергию по потребителям первого рода. Упрощенная система электроснабжения БПЛА представлена на рис. 1.

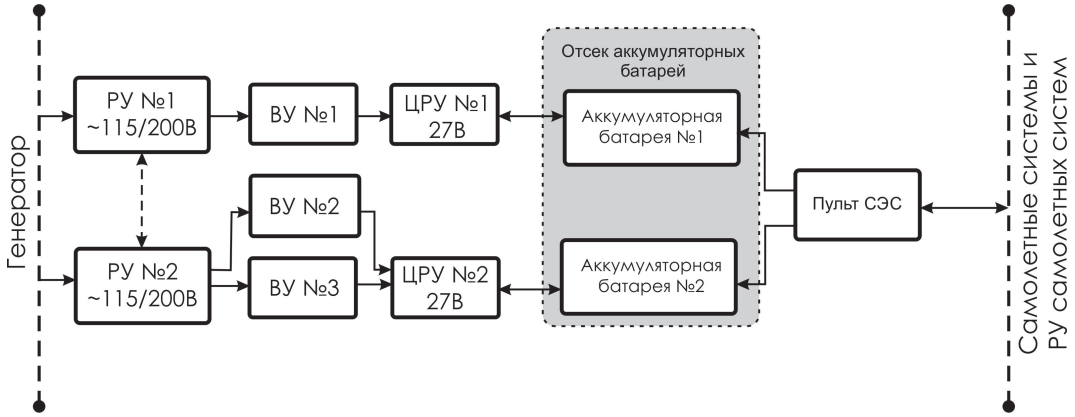


Рис. 1. Система электроснабжения БПЛА

Основным источником электроэнергии в аварийных режимах является аккумуляторная батарея (АБ). Они должны обеспечивать выполнение беспилотным летательным аппаратом следующих задач: полет — возвращение «домой» и посадку. Потребляемый ток в данных режимах полета представлен на рис. 2.

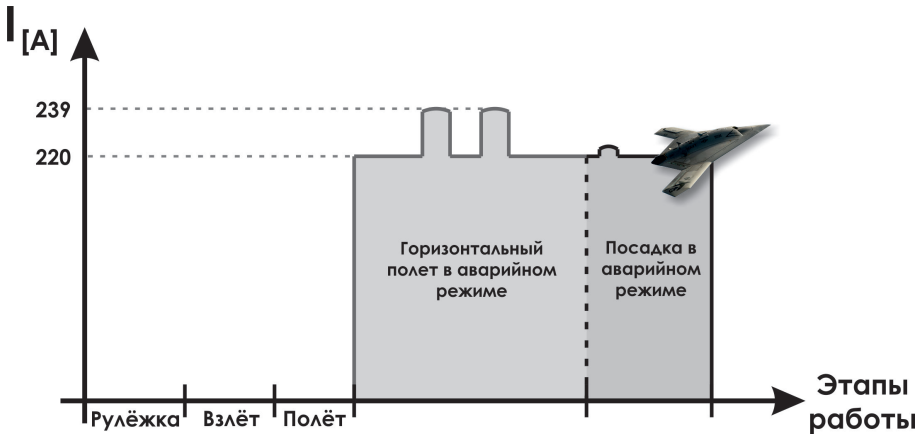


Рис. 2. Зависимость потребления тока от этапа полета

Основными проблемами при выборе аккумуляторных батарей являются снижение их массы и увеличение их емкости. В настоящее время наибольшее распространение получили Ni-Cd батареи. В данной работе проведен сравнительный анализ данного типа АБ

с другими перспективными разработками, такими как литий-ионные, литий-воздушные. Исходными данными для батарей Li-ion являлись параметры батареи 8Li-ion-40. Для расчета параметров литий-воздушной АБ использовались данные разработок компании «ФМ Лаб». Результаты расчетного анализа представлены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты расчетного анализа

№	Параметр	Единица измерения	Величина		
			Ni-Cd	Li-ионные	Li-воздушные
1	Номинальная емкость батареи в гарантийный период, не менее	А·ч	25	40	40
2	Номинальное напряжение / напряжение разомкнутой цепи (НРЦ)	В	24	25,2/29,4	25
3	Удельная энергия (в номинальных режимах), не менее	Вт·ч / кг	20–24	60–90	250
4	Интервал рабочих температур батареи	°С	от −30 до +50	от −30 до +50	На стадии исследований
5	Масса	кг	25–36	12–15	4

По результатам расчетов, приведенных в таблице 1 можно сделать следующие выводы:

• Наиболее емкими по отношению к никель-кадмиевым являются литий-ионные и литий-воздушные аккумуляторные батареи.

• Удельная энергия максимальна, среди рассмотренных, у литий-воздушных, наименьшие параметры у Ni-Cd.

• Диапазон рабочих температур у литий-ионных батарей подходит для использования на БПЛА, так как является таким же, как на применяемых в настоящее время Ni-Cd батарей.

• По массе существенно выигрывает литий-воздушная батарея, однако масса литий-ионной также много меньше чем у никель-кадмиевой батареи.

• Литий-ионные батареи активно применяются в современной электротехнике и являются широко изученным сегментом, что дает им преимущество перед литий-ионными, имеющими лучшие параметры. Также, Li-ion батареи, пригодные для использования в авиации, уже производятся в России, что решает проблему импортозамещения.

Список литературы

1. С.А. Грузков, С.Ю. Останин, А.М. Сугробов, А.Б. Токарев, П.А. Тыричев Электрооборудование летательных аппаратов. М.: Изд. МЭИ, 2005.

2. И.А. Кердинский Li-ионные аккумуляторы. Красноярск: «Платина», 2002.

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ СНИЖЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ПРИ КАЛИБРОВКЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ

Чернов С. А.[1], Борчанинов Д. Г.[1], Васильев В. Ф.[1]
[1]Филиал ФГУП «НПЦАП — «ПО «Корпус», г. Саратов, Россия

ФГУП «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения им. академика Н. А. Пилюгина» — единственное в нашей стране предприятие, осуществляющее комплексную разработку систем управления для ракетно-космической техники: от создания теории управления полетом, проектирования и изготовления всех необходимых компонентов до испытаний и эксплуатационного обслуживания. В конструкторских бюро Центра и филиалов постоянно ведутся работы по улучшению технических характеристик, технологии изготовления и испытаний чувствительных элементов комплекса командных приборов (КПП). В настоящее время датчиками угловых скоростей и акселерометрами, разработанными и изготавливаемыми на предприятии, укомплектованы командные приборы ракетоносителей «Протон М», «Зенит-2SL», разгонного блока «ДМ-SL», космического корабля «Союз ТМА». Ведутся разработки приборов для перспективных ракетно-космических комплексов семейства «Ангара», «Зенит-SLБ, разгонного блока «ДМ-03».

Для акселерометров навигационного класса точности (маятниковые кремниевые и кварцевые, поплавковые) с порогом чувствительности от 10^{-5} до $10^{-7}g$ приходится учитывать много факторов приводящих к погрешностям. В ряде работ [1–6] подробно рассмотрены структура основных погрешностей и причины, приводящие к их появлению.

В работе обобщен анализ погрешностей маятниковых акселерометров различного конструктивного исполнения, уделено особое внимание температурным погрешностям, на примере статистических данных приборов, изготавливаемых на производственных участках интегрированной структуры, рассмотрены температурные зависимости основных параметров (смещения, коэффициента преобразования и погрешности базовых поверхностей). В материалах [2–3] были подробно рассмотрены особенности контроля кварцевых маятниковых акселерометров и многоосных блоков измерителей линейного ускорения с неортогональной ориентацией осей чувствительности — прибора БИЛУ), применяемого в системе управления спускаемого аппарата космического корабля «Союз ТМА». Анализ методик аттестации акселерометров, используемых на предприятии и опубликованных в литературе [1,3], а также структуры температурных погрешностей, показал необходимость усовершенствования методов и средств контроля.

В статье затронуты некоторые аспекты снижения температурной зависимости при калибровке акселерометров в камере тепла и холода, при этом особое внимание уделено способам обеспечения температурной стабильности прибора внутри рабочего объема термокамеры во время всего цикла испытаний, а также автоматизации проведения проверок. Предложены пути доработки конструкции технологической оснастки и внедрения новых элементов, с целью снижения градиента температур на рабочей поверхности.

В ходе проведения работ выполнено исследование неравномерности температурного поля внутри рабочего объема термокамеры, выполнено математическое моделирование тепловых потоков протекающих через технологическую оснастку. Приведены варианты исполнения технологической оснастки, благодаря чему обеспечивается снижение зависимости температуры от условий проведения испытаний и с течением времени.

В ходе проведенных работ разработана и проходит апробацию в условиях производства технологическая оснастка, применяемая во время калибровке акселерометров в камере тепла и холода. Внедрены высокоточные углозадающие устройства собственной разработки, позволяющие автоматизировать процесс испытания.

Список литературы

1. Полушкин А.В., Ермаков Р.В., Калдымов Н.А., Нахов С.Ф., Воронков А.В., Подругин Р.А., Виноградов С.Ю. Алгоритмы, методика и практические результаты автоматизации проверки качества изготовления прецизионных маятниковых измерителей линейного ускорения. // XXI Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 393–398.

2. Калихман Л.Я., Калихман Д.М., Полушкин А.В., Ермаков Р.В., Акмаев А.А., Нахов С.Ф. Кварцевый маятниковый акселерометр линейных ускорений с модулем алгоритмической компенсации температурной зависимости. // XIX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012. С. 236–241.

3. Калихман Л.Я., Калихман Д.М., Полушкин А.В., Нахов С.Ф., Бранец В.Н., Дибров Д.Н., Рыжков В.С. Методика аттестации блока измерения линейного ускорения с неортогональной ориентацией осей чувствительности шести кварцевых маятниковых акселерометров и методика аттестации рабочих мест для контроля блока и акселерометров. // XIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2006. С. 253–263.

4. Ленский Ю.В., Науменко А.В., Немкевич В.А., Саввин С.Б., Сапожников А.И., Федоров Д.Б., Червяков Ю.И. Комплексы командных приборов космического назначения. Состояние и перспективы развития. // Труды ФГУП «НПЦ АП», 2007. С. 34–47.

5. Измайлов А.Е. Исследование точности прецизионных акселерометров и повышение их качества: дис. канд. техн. наук: 05.11.14 / Измайлов Андрей Евгеньевич. М., 2003. 164 с.

6. Сео Дже Бом. Оптимизация параметров и моделирование рабочих режимов в компенсационных акселерометрах типа Q-flex и Si-flex: дис. канд. техн. наук: 05.11.03 / Сео Дже Бом. М., 2012. 230 с.

ПОВЫШЕНИЕ СТОЙКОСТИ К МЕХАНИЧЕСКИМ ВОЗДЕЙСТВИЯМ МОДЕРНИЗИРОВАННОГГО МАЛОГАБАРИТНЫЙ ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ВЕКТОРА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ

Топильская С. В.[1], Бородулин Д. С.[1], Корнюхин А. В.[1]
[1]Филиал ФГУП «Центр эксплуатации наземной космической инфраструктуры» — «Научный исследовательский институт прикладной механики имени академика В. И. Кузнецова», г. Москва

Научно-исследовательский институт прикладной механики им. академика В. И. Кузнецова (НИИ ПМ) разрабатывает гироприборы для систем ориентации космических аппаратов на базе динамически настраиваемых гироскопах (ДНГ), проводит их наземную отработку.

Преимущество применения ДНГ в составе конструкции гироприборов являются его небольшие габариты, наличие двух осей чувствительности и применение в его конструкции газодинамической опоры, позволяющей обеспечивать длительный ресурс эксплуатации приборов (порядка 140000 часов).

Одним из таких разрабатываемых и изготавливаемых НИИ ПМ гироприборов является малогабаритный блок измерения угловых скоростей (МБИС) предназначенный для измерения проекций вектора угловой скорости. Чувствительность измерения МБИС (0,3 угловой секунды) была реализована при наземной отработке, натурной эксплуатации в составе платформы Эксперсс-1000, КА «ГЛОНАСС-К» головного предприятия-заказчика АО ИСС им. ак. М. Ф. Решетнева.

МБИС был разработан в виде моноблока с частичным применением импортной элементной базы в составе сервисных электронных устройств ДНГ, обеспечивающих обмен информацией с системой управления КА. Разработанная конструкция МБИС отработана во время натурной эксплуатации с высокими показателями безотказности, надежности работы в заданном ресурсе времени.

В рамках государственной программы по переходу с импортной элементной базы на отечественную НИИ ПМ разработал конструкцию модернизированного МБИС и провел квалификационные испытания по подтверждению его характеристик.

В целях уменьшения габаритно-массовых характеристик МБИС в НИИ ПМ (по собственной инициативе) был разработан модернизированный МБИС с применением полностью импортной элементной базы. Данный прибор подтвердил свои характеристики при проведении квалификационных испытаний в объеме, предусмотренном для МБИС, заказываемого АО ИСС.

В рамках разработки и изготовления нового МБИС для иностранного заказчика в целях повышения отказоустойчивости в НИИ ПМ был разработан третий модернизированный вариант МБИС. Данный прибор представляет собой только механическую часть: корпус с установленными на него блоком чувствительных элементов (БЧЭ), системами амортизации и термостатирования, накрытый кожухом. Модернизация МБИС заключается в повышении его отказоустойчивости за счет применения неортогональной кинематической схемы расположения трех ДНГ. В то время как в ранее разрабатываемых МБИС была применена ортогональная схема расположения трех ДНГ.

Наличие в составе конструкции ДНГ требует применения специальной системы (системы амортизации (СА)), обеспечивающей сохранность целостности конструкции применяемого чувствительного элемента.

Выбранная СА предназначена для уменьшения значений откликов БЧЭ МБИС до допустимого уровня. Следует отметить, что при функционировании МБИС во время натурной эксплуатации не действуют механические воздействия, приводящие к повреждению составных частей. Но для того, чтобы доставить МБИС в составе КА на орбитальный участок полета необходимо преодолеть механические нагрузки, действующие при выведении ракета-носителем КА. Без применения СА целостность ДНГ, основного элемента

конструкции МБИС, будет нарушена, что приведет к отсутствию требуемого функционирования МБИС.

При выборе оптимальной конструкции СА дополнительно учитываются требования по уменьшению габаритно-массовых характеристик прибора, требования по обеспечению жесткости ее конструкции, обладающей стабильностью размеров установки БЧЭ на корпусе прибора для обеспечения необходимой точности измерения МБИС.

Выбранная СА БЧЭ МБИС состоит из четырех пружин и четырех ударных виброгасителей колебаний (УВГ), снижающих амплитуду колебания БЧЭ на резонансе.

Компьютерное моделирование позволяет подобрать геометрические характеристики элементов системы амортизации, создав расчетную модель.

Один способ моделирования — создание упругой механический модели СА. Данный способ предназначен для оценки значений возникающих ускорений на амортизируемом объекте по уравнениям движения. Для расчета возникающих напряжений и распределения их значений в конструкции МБИС используется расчетная конечно-элементная модель, по которой в программе ANSYS Workbench возможно определить прочность при заданных механических воздействиях (другой способ моделирования СА).

В статье представлен путь повышения стойкости к механическим воздействиям модернизированного МБИС для иностранного заказчика. Техническое решение данного вопроса позволило с сохранением габаритно-массовых характеристик и необходимых запасов прочности обеспечить стойкость к механическим нагрузкам.

В работе также представлены практические результаты отработки СА в составе конструкции МБИС. Проведено сопоставление теоретических результатов с практическими.

Технический результат работы состоит:

• в обеспечении стойкости к механическим воздействиям МБИС с необходимым запасом прочности;

• в создании расчетной модели СА для БЧЭ приборов типа МБИС, что позволит уменьшить затраты на проведение экспериментальной отработки модернизированных СА;

• в отработке выбранной СА при эксплуатации МБИС.

Проведенная исследовательская работа будет интересна:

• при рассмотрении изменения места установки МБИС и его модернизированных вариантов на КА, учитывая оперативную оценку стойкости к механическим воздействиям;

• при рассмотрении возможности модернизации МБИС, изготавливаемого для АО ИСС, с целью повышения его отказоустойчивости в заданном ресурсе времени, обеспечивая стойкость к механическим воздействиям;

• при рассмотрении возможности расширения области применения МБИС в различных КА головных заказчиков.

Список литературы

1. Бабицкий В.И. Теория виброударных систем. М: Наука, 1978.

2. Басов К.А. ANSYS Справочник пользователя. М: ДМК Пресс, 2005. 640 с.

3. Ляпунов В.Т. Резиновые виброизоляторы: Справочник. Л.: Судостроение. 1988. 216 с.

4. Пановко Я.Г. Основы прикладной теории колебаний и удара. М: Машиностроение, 1978.

ИННОВАЦИОННЫЕ НАНОМАТЕРИАЛЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

Бахтин Д. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Существующий задел в области космического приборостроения обеспечивает требуемое качество РЭТ, габариты модулей постепенно уменьшаются. Масса же экранов, корпусных элементов и шин металлизации существенно не снижаются достаточно долго.

Благодаря изобретению отечественных ученых, появился новый материал, состоящий полностью или преимущественно из углеродных нанотрубок, обладающий характеристиками, сходными с медными экранами, но существенно снижающими массу. Также данный материал обладает высокой хим. устойчивостью, коррозионной устойчивостью, теплопроводностью. Получился одновременно ультра-легкий, проводящий и прочный материал (Рис. 1). Запатентован под названием tuball paper.

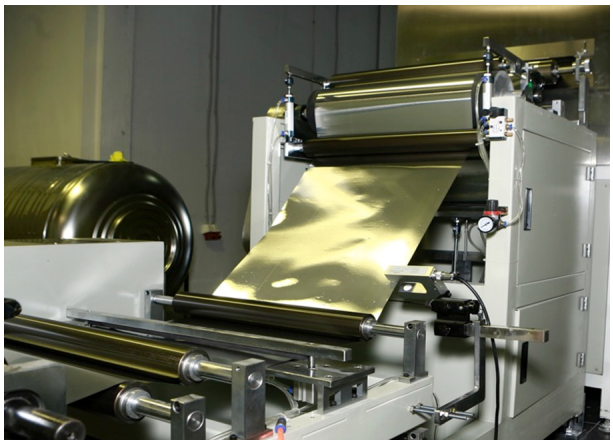


Рис. 1. Станок для производства ленты из нанотрубок
Производится в форме лент или листов толщиной 10–100 мкм, шириной 10–400 мм
200000 м/год — текущие производственные мощности
Прочность на растяжение 1.7 ГПа $см^3/г$
Экранирование при рекордно низком весе 70 дБ и выше
При $>$ 20 кратном снижении массы экрана

Рис. 2. Шины металлизации. Медная слева, полимерная с добавлением нанотрубок справа

Так же налажено производство шин металлизации (Рис. 2) с добавлением нанотрубок, которые позволяют сэкономить до 75% массы на металлизации.

Данные шины уже нашли применение в авиации, работы по поиску областей применения только предстоят. Эффективность экранирования приведена ниже (Рис. 3).

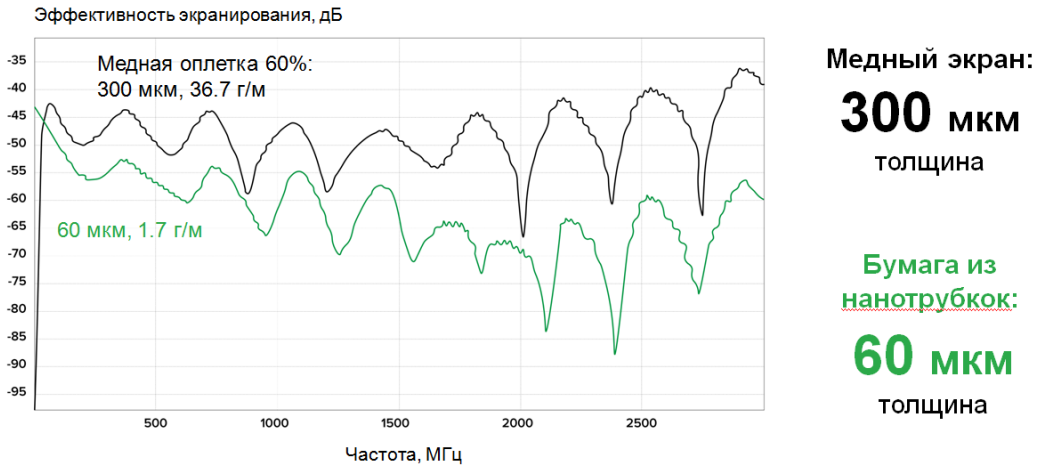


Рис. 3. Сравнительные характеристики экранирования с помощью меди и материалла, изготовленного из нанотрубок

Конкурентоспособность отечественной КТ состоит из многих факторов. Применение новых материалов- один из ключевых параметров конкурентоспособности.

Список литературы

1. Раков Э.Г. Нанотрубки и фуллерены. М.: Университетская книга, 2006. 235 с.
2. Рыжиков Д.И. Наноматериаллы. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 365 с.
3. Чернышев С.Л. Моделирование и классификация наноструктур. М.: Стереотип, 2015. 216 с.

НАДЕЖНОСТЬ СИСТЕМ

Карамов. С. В.[1], Костарев И. Н.[1], Полесский С. Н.[2]
[1]АО «АВЭКС», г. Москва
[2]НИУ ВШЭ «МИЭМ», г. Москва

Рассматривается распределенная и централизованная системы управления для того, чтобы определить и доказать, какие показатели надежности свойственны наиболее распространенным двум типам топологий систем.

Описание структур БАСУ. В настоящее время, в условиях, когда отечественная элементная база вышла на конкурентный рынок, появляются сверхбольшие интегральные микросхемы (СБИС) процессоров, программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС), управляемых вторичные источники питания (ВИП), запоминающие устройства (ЗУ), которые позволяют проектировать бортовую аппаратуру систем управления (БАСУ). БАСУ подразумевает наличие основного и резервного контура, а также на более низком уровне голосование (мажорирование) каналов, находящихся в нагруженном резерве [4,8]. Для вновь разрабатываемой аппаратуры необходимо на уровне подсистемы, например в рамках замены релейной аппаратуры на цифровую, знать, какая топология относительно используемой элементной базы будет наиболее актуальной. Актуальность определяется наименьшими габаритами и в последнее время в рамках импорт замещения, — отечественными производителями. Но для разработчика бортовой аппаратуры, к сожалению, на данный момент нет определяющих методик, в каком случае технически обоснованно применять ту или иную топологию структуры системы, — централизованную или распределённую.

Расчеты надежности типовых структур БАСУ. Рассмотрим распределённую БАСУ, состоящую из трех процессорных элементов. Структурная схема надежности (ССН) такой системы представлена на рис. 1.

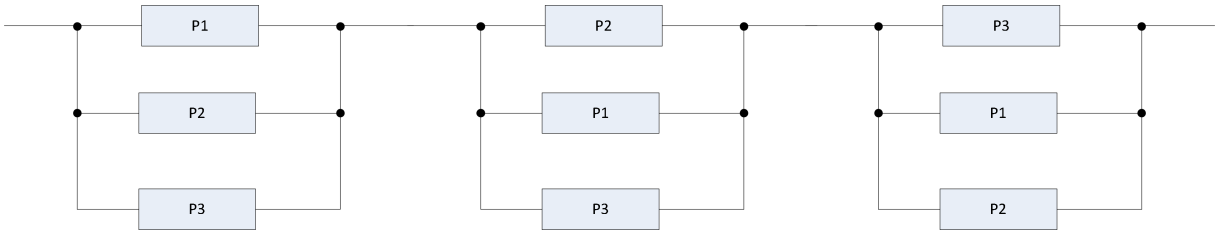


Рис. 1. ССН БАСУ распределенного типа

ССН представляет собой параллельно-последовательное нагруженное соединение. Вероятность безотказной работы такой системы вычисляется по следующей формуле:

$$P(t) = (1 - (1 - P_1) \cdot (1 - P_2) \cdot (1 - P_3))^3.$$

В случае, когда $P_1 = P_2 = P_3 = 0{,}99$, то $P(t) = 0.999999^3 = 0.999997$. ССН централизованной БАСУ, в которой есть арбитр с функцией переключения или выбора, представлена на рис. 2.

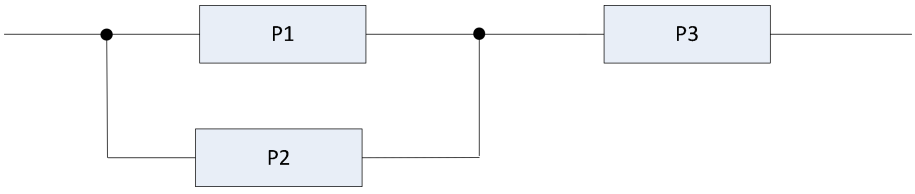


Рис. 2. ССН централизованной БАСУ

Вероятность безотказной работы такой системы определяется по формуле:

$$P(t) = (1 - (1 - P_1) \cdot (1 - P_2) \cdot P_3.$$

В случае, когда $P_1 = P_2 = 0.999$, $P_3 = 0,999999$, то $P(t) = 0.999999 \cdot 0,999999 = 0.999998$.

Откуда, видно, что P_1 и P_2 должны быть равны не 0,99, а 0,999, а арбитр должен быть самым надежном компонентом и обладать надежностью не менее 0,999999, чтобы конкурировать с распределенной БАСУ с менее надежными компонентами. В этом случае можно уменьшать количество резервных элементов с целью экономии массогабаритных характеристик.

При использовании централизованной БАСУ необходим арбитр, выполняющий функцию выбора или мажорирования (см. рис. 3).

При мажоритарном резервировании вместо одного элемента (канала) включается три идентичных элемента, выходы которых подаются на мажоритарный орган M (элемент голосования) [4]. Если все элементы этой резервной группы исправны, то на вход M поступают три одинаковых сигнала и такой же сигнал поступает во внешнюю цепь с выхода M.

Если один из трех резервных элементов отказал, то на вход M поступают два одинаковых сигнала (истинных) и один сигнал ложный. На выходе M будет сигнал, совпадающий с большинством сигналов на его входе, т. е. мажоритарный орган осуществляет операцию голосования или выбора по большинству. Таким образом, условием безотказной работы группы при мажоритарном резервировании является безотказная работа любых двух элементов из трех и мажоритарного органа в течение заданного времени.

ССН такой мажоритарной системы представлена на рис. 3.

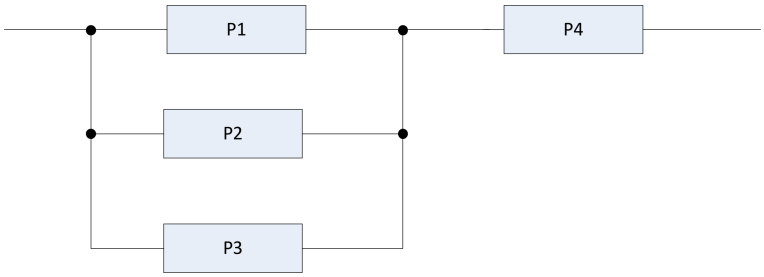


Рис. 3. Централизованная БАСУ

Вероятность безотказной работы такой системы, определяется по формуле:

$$P(t) = (1 - (1 - P_1) \cdot (1 - P_2) \cdot (1 - P_3)) \cdot P_4.$$

В случае, когда $P_1 = P_2 = P_3 = 0.99$, $P4 = 0.999999$, то $P(t) = 0.999999 \cdot 0.999999 = 0.999998$.

Видно, что P_1, P_2, P_3 должны быть равны 0,99, а арбитр должен быть самым надежном компонентом и обладать вероятностью безотказной работы не менее 0,999999, чтобы конкурировать с распределенной БАСУ с менее надежными компонентами.

Выводы. Из полученной оценки надежности можно сделать вывод, что наиболее надежным типом структур является распределенная БАСУ. Однако, высокая вероятность безотказной работы может быть обеспечена только когда происходит парирование ошибок и отказов, как на уровне транзисторов, так и на уровне логики. Например, когда на уровне библиотек компонентов есть «antifuse» технология и избыточное резервирование с контролем состояния. В последнем случае сокращается количество элементов в случае структурной схемы представленной на рис. 2.

Таким образом, с целью обеспечения унификации, необходима методика проектирования, определяющая какой тип резервирования и какая топология в набольшей степени удовлетворяют требования надежности относительно предполагаемой элементной базы.

Список литературы

1. Е.А. Микрин. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. МГТУ. 2003.

2. Е.А. Микрин. Бортовые комплексы управления космических аппаратов. МГТУ. Москва 2014.

3. Б.А. Козлов, И.А. Ушаков. Справочник по расчету надежности аппаратуры радиоэлектроники и автоматики. Изд. «Сов. радио». М. 1975.

4. Г.И. Владимирович, Н.М. Седякин. Теория надежности радиоэлектронной аппаратуры. Л., ЛВИКА имени А.Ф. Можайского, 1968.

5. Отраслевой стандарт ОСТ 4Г 0.012.242-84. Методика расчета показателей надежности. / Официальное издание. 1985. № 1. с. 2–6.

6. Жаднов В.В., Полесский С.Н., Тихменев А.Н. Современные подходы к исследованию безотказности электронных средств многократного циклического применения. / Надежность и качество-2012: труды Международного симпозиума: в 2-х т. 2012. с. 70–74.

7. ГОСТ Р 51901.14-2007 (МЭК 61078:2006) Менеджмент риска. Структурная схема надежности и булевы методы, Стандартинформ, 2008. 24 с.

8. ГОСТ 27.002-2015. Надежность в технике. Термины и определения, Стандартинформ, 2008. 23 с.

ПЕРСПЕКТИВА ПРИМЕНЕНИЯ ОДНОРАЗОВОЙ БАТАРЕИ ТХЛА-150 В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПТК ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

Хаванов Е. С.[1], Бесчастный Р. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящий момент ведется разработка перспективного пилотируемого аппарата (ПТК) нового поколения.

Основой системы электроснабжения возвращаемого аппарата является НЭЭ. Поэтому очень важным аспектом для достижения максимальной надежности и живучести СЭС ВА является разработка батареи с необходимыми характеристиками. В целом СЭС должна удовлетворять характеристикам:

а) высокой надежности (коэффициент готовности к использованию — 1);

б) минимальной массы;

в) высокой удельной энергоемкости НЭЭ.

Получение указанных характеристик возможно при разработке СЭС на базе литий-тионил-хлоридных первичных электрохимических источников тока.

СЭС с использованием ОБ, позволит обеспечить требования энергетических и эксплуатационных параметров при минимальной относительной массе.

Конструкция батареи предусматривает заправку электролитом (активацию) батареи непосредственно перед эксплуатацией. Для заправки используются съемные ампулы. В неактивированном состоянии срок хранения батареи неограничен.

Недостаток ОБ — одноразовость применения.

Особенностью ОБ является образование на поверхности металлического литиевого электрода диэлектрической пленки хлорида лития в режиме «Хранение», препятствующей дальнейшему протеканию электрохимической реакции и обеспечивающей низкий ток саморазряда ОБ. В результате анодной пассивации в момент подключения нагрузки к ОБ происходит кратковременное (до 1 мин) снижение величины разрядного напряжения ниже значения допустимого минимального напряжения разряда, связанное с разрушением диэлектрической пленки хлорида лития, при этом ОБ не может отдавать максимальную мощность в нагрузку. Толщина такой изолирующей пленки зависит от температуры и времени хранения ОБ. Данная особенность позволяет ОБ, иметь низкий саморазряд и для управления этим явлением должны быть разработаны средства депассивации анода (удаление литий-хлоридной пленки с поверхности электрода). Основными частями такой системы должны являться: блок нагрузки, встраиваемый в основание ОБ, и электронная система включения и контроля выхода ОБ на расчетный режим разряда. После проведения депассивации этой системой должна выдаваться информация о готовности ОБ к работе.

Задача: создать алгоритмы управления ОБ, с контролем следующих параметров батареи:

а) напряжение;

б) остаточная энергоемкость;

в) температура.

Авторами ведутся разработки алгоритмов. На данный момент создан алгоритм предполетной проверки ОБ.

В пакете математического моделирования «MATLAB» авторами была реализована математическая модель алгоритма предполетной проверки ОБ. Ведется усовершенствование алгоритма с расширением параметров диагностики. Также ведутся разработки алгоритмов периодической депассивации и тестирования и штатной проверки с контролем параметров ОБ.

Список литературы

1. Н.В. Коровин Новые химические источники тока. М: Энергия. 1978.

2. The Electrochemical Society Interface «Batteries and Fuel Cells in Space», 1999.

3. Электронный вариант курса лекций «Современные источники тока». Доктор химических наук, профессор А.В. Чуриков, доктор химических наук, профессор И.А. Казаринов, 2008.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ВИБРОИЗОЛИРУЮЩИХ ПЛАСТИН ДЛЯ ПРИБОРА ТИПА БУБК ИЗ ЭЛАСТОМЕРА ВЗИ

Селиванов К. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В данном докладе рассмотрена возможность применения материала ВЗИ ТУ 38405811-01 в качестве эффективного виброизолятора на примере приборов типа БУБК [1]. В табл. 1 приведены основные физико-механические характеристики исследуемого материала.

Таблица 1. Физико-механические свойства материала ВЗИ

Плотность, [кг/м^3]	Условная прочность при растяжении, [МПа]	Относительное удлинение при разрыве, [%]	Твердость по Шору А, [Шор А]
1300	не менее 4	не менее 90	60–70

Необходимость использования новых эффективных материалов в качестве виброизоляторов возникла из-за высоких механических нагрузок, действующих на изделии «КПТК». Виброизоляторы позволят использовать уже разработанные приборы, заимствованные с других изделий, за счет снижения уровней механических нагружений на ЭРИ.

Этапы исследований:

- математическое моделирование механических процессов в конструкции прибора БУБК без виброизолирующей прокладки и с виброизолирующей прокладкой;
- проведение натурных испытаний прибора БУБК без виброизолирующей прокладки и с виброизолирующей прокладкой;
- проведение сравнительного анализа полученных результатов моделирования и натурных испытаний;
- выдача рекомендаций по использованию материала ВЗИ в качестве виброизолятора.

При математическом моделировании использовались программно-математический комплекс 18.0 Workbench [2] и автоматизированная система обеспечения надежности и качества аппаратуры (АСОНИКА) отечественного производства [3].

Испытания проводились на аттестованном оборудовании испытательной лаборатории РКК Энергия.

Список литературы

1. Ильинский В.С. Защита РЭА и прецизионного оборудования от динамических воздействий. М.: Радио и связь, 1982.

2. Иванов Д.В., Доль А.В. Введение в Ansys Workbench: Учеб.-метод. пособие для студентов естественно-научных дисциплин. Саратов: Амирит, 2016. 56 с.: ил 345.

3. Кофанов Ю.Н., Шалумов А.С., Увайсов С.У., Малютин Н.В., Автоматическая система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учетом внешних воздействий М.: Радиотехника, 2013. 424 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО НАБОРА УГЛОВЫХ ОРИЕНТАЦИЙ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ ПРИ КАЛИБРОВКЕ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ НА НЕПОДВИЖНОМ ОСНОВАНИИ

Гребенкин М. Д.[1]
[1]ФГУП «НПЦАП им. акад. Н.А. Пилюгина», Москва, Россия

Калибровка акселерометров, установленных на гиростабилизированной платформе (ГСП) позволяет оценить инструментальные погрешности и более эффективно корректировать навигационную информацию, получаемую от системы инерциальной навигации. Метод калибровки на неподвижном основании заключается в измерении показаний акселерометров, установленных на ГСП, которая в свою очередь не движется линейно относительно фиксированной точки на Земле, но может принимать любые угловые положения. Полученные измерения сравниваются с ожидаемыми в данной точке Земной поверхности. Полученная при сравнении разность измерений используется для оценки вектора параметров модели погрешностей акселерометров. Уточненная таким образом модель погрешностей может более эффективно применяться для выработки поправок для навигационных данных.

Модель погрешностей акселерометров включает следующие величины:

1) ошибки углов выставки акселерометров на платформе;
2) отклонения масштабных коэффициентов акселерометров;
3) смещения нуля акселерометров.

Оценивание вектора параметров модели погрешностей может производиться путем построения несовместной системы линейных уравнений, связывающих отклонения рассматриваемых параметров от их номинальных значений с полученной разностью измеренной и ожидаемой величин для каждого из акселерометров и последующим получением приближенного решения этого уравнения. В таком случае на точность полученной оценки влияет вид матрицы системы линейных уравнений.

В работе показана связь набора угловых ориентаций, при которых собираются измерения акселерометров и вида матрицы получаемой системы, а также её влияние на точность полученной оценки. Описан способ нахождения набора оптимальных угловых ориентаций для набора акселерометров, установленных на ГСП, найден оптимальный набор углов ориентации платформы.

При компьютерном моделировании процесса калибровки использование полученного набора позволило точнее оценить вектор параметров модели ошибок по сравнению с неоптимальным набором углов.

Список литературы

1. Кузовков Н.Т., Салычев О. С., Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. М.: Машиностроение, 1982. 216 с.

2. Бромберг П. В., Теория инерциальных систем навигации. М.: Наука, 1979. 296 с.

3. Браммер К., Зиффлинг Г., Фильтр Калмана-Бьюси. М.: Наука, 1982. 200 с.

4. Парусников Н.А., Тихомиров В.В., Требников С.А. Определение инструментальных погрешностей инерциальной навигационной система на неподвижном основании — Фундаментальная и прикладная математика, 2005, том 11, № 7, с. 159–166.

ПРИМЕНЕНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ РАЗРАБОТКИ АППАРАТУРЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Панасик Д. С.[1,2]
[1]Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», Москва, Россия
[2]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В данной статье представлены результаты применения комплексной системы автоматизированного проектирования Altium Designer в качестве среды для разработки и моделирования аналоговых и аналого-цифровых устройств. Апробация программы проводилась на основе разработанного усилителя команд термодатчиков, являющегося головным устройством канала управления регулятором расхода жидкости системы обеспечения теплового режима пилотируемого корабля «Союз».

Главным преимуществом системы Altium Designer является сквозная целостность ведения разработки на разных уровнях проектирования. Таким образом, Altium Designer предоставляет возможность создавать различные проекты электронных устройств в одной среде, начиная с разработки электрической принципиальной схемы или программного кода, и заканчивая их реализацией на печатной плате или ПЛИС. Кроме того, в данном программном комплексе реализован SPICE-симулятор, позволяющий проводить схемотехническое моделирование электрических схем аналоговых и аналого-цифровых устройств, разработанных на дискретных элементах [1].

Однако у программы есть свои недостатки. Основным из них является библиотека электронных компонентов. Во-первых, встроенные библиотеки Altium Designer в основном содержат сведения об электронных компонентах импортного производства. В связи с этим возникает трудность при моделировании схем, содержащих отечественные элементы. Во-вторых, для успешного моделирования разработанная электрическая схема должна содержать только такие библиотечные компоненты, которые содержат в себе всю необходимую для моделирования информацию, ключевой из которых является наличие у компонента SPICE-модели. К сожалению, разработчики отечественной электронной компонентной базы не всегда предоставляют разработанные SPICE-модели для общего пользования. Поэтому зачастую приходится либо самому разрабатывать SPICE-модель, либо искать импортные аналоги отечественным компонентам с имеющимися в открытом доступе SPICE-моделями. Благодаря огромному спектру возможностей среды Altium Designer, данные проблемы можно решить путем самостоятельной разработки библиотеки компонентов на основе подобранного импортного аналога необходимого электронного компоненты и при наличии его SPICE-модели.

Теперь рассмотрим результаты схемотехнического моделирования усилителя команд термодатчиков. Учитывая, что прибор является опытным образцом, то на него уже есть технический документ, содержащий испытательные значения в контрольных точках [2]. Поэтому точность результатов расчета, полученных с помощью Altium Designer, будут проверены путем их сравнения с данными технической документации (табл. 1).

Проанализировав данные, представленные в табл. 1, можно убедиться, что значения напряжений в контрольных точках, полученные в результате моделирования в среде Altium Designer, удовлетворяют значениям, указанным в технической документации.

Таким образом, Altium Designer является многофункциональным программным комплексом, который позволяет разрабатывать электрические схемы устройств, проводить их схемотехническое моделирование, а также передавать полученные данные для дальнейшей реализации разработанных схем на печатной плате. Использование подобных программ при проектировании приводит к повышению надежности и качества разрабатываемой аппаратуры. Однако прежде чем приступить к разработке и моделированию электрической схемы с помощью Altium Designer и других программ, основанных на

Таблица 1. Сравнительный анализ значений напряжений в контрольных точках

Сопротивление R2, Ом	Контрольные точки	Значения напряжений, В	Разность потенциалов в К.Т. по Altium Designer, мВ	Разность потенциалов в К.Т. по технической документации, мВ
2848	КТ7	6,000	18	≤50
	КТ8	6,018		
	КТ7	6,000	18	≤50
	КТ9	5,982		
2866	КТ7	6,000	432	≤500
	КТ8	6,432		
	КТ7	6,000	432	≤500
	КТ1	6,432		
2861	КТ7	6,000	317	≤400
	КТ5	6,317		
	КТ7	6,000	317	≤400
	КТ2	6,317		
2830	КТ7	6,000	399	≤500
	КТ6	6,399		
	КТ7	6,000	398	≤500
	КТ3	6,398		
2835	КТ7	6,000	283	≤400
	КТ9	6,283		
	КТ7	6,000	282	≤400
	КТ4	6,282		

SPICE-симуляции, нужно убедиться, что для этого имеются все необходимые электронные компоненты с подключенными SPICE-моделями.

Список литературы

1. Сабунин А.Е. Altium Designer. Новые решения в проектировании электронных устройств. М.: СОЛОН-ПРЕСС, 2009. 432 с.

2. УКТ-98. Программа и методика испытаний / Техническая документация «РКК «Энергия», 2000. 98 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОКАЗАНИЙ ДАТЧИКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ЦЕЛЕВОЙ ФУНКЦИИ СПУТНИКА ДИСТАНЦИННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Сибирцев А. Д.[1]
[1]Московский Физико-Технический Институт, г. Москва, Россия

Имеется четырехканальный датчик угловой скорости, установленный на спутнике дистанционного зондирования. С помощью измерительных каналов прибора вычисляется вектор угловой скорости космического аппарата. Измерительные каналы имеют определенный диапазон скоростей, которые они могут измерить. В настоящей работе производится прогнозирование показаний этих каналов, возможности зашкаливания датчика.

Для моделирования невозмущенного движения спутника по заданной орбите решается задача нахождения координат спутника в системе координат J2000 при известных начальных координатах и скорости, а также при известных силах, воздействующих на КА. В данной работе учитывается сила притяжения спутника к Земле, а также влияние верхних слоев атмосферы Земли. Для этого решается следующая система дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dot{\vec{R}} = \vec{V} \\ \dot{\vec{V}} = -\vec{g} \end{cases}$$

где g — ускорение свободного падения.

Кроме движения спутника по орбите, также рассматривается движение при выполнении целевой функции спутника — съемки земной поверхности в различных режимах. Режимы съемки следующие: кадровая съемка, коридорная съемка, площадная съемка стереосъемка. Для моделирования наведения на точку съемки добавляется управляющая компонента угловой скорости, растущая по модулю с постоянной скоростью до заданного предела. На каждый режим съемки накладываются определенные ограничения. На все режимы съемки накладываются ограничения по наклону по крену (не более 45 градусов в обе стороны) и по тангажу (не более 30 градусов в обе стороны).

Моделирование производится в компьютерной программе, написанной на языке программирования C++.

Список литературы

1. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992.

2. Сумароков А.В. О наведении камеры высокого разрешения, установленной на борту МКС, посредством двухосной поворотной платформы // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 85–97. DOI: 10.18698/0236-3933-2016- 4-85-97

3. Г.С. Нариманов, М.К. Тихонравов. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. М.: Машиностроение, 1972. 608 с.

Секция 5

БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ

Председатель Бродский И. Э.,
руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Жихарев Д. Ю.

РАЗРАБОТКА КОМПЕНСАТОРА РАДИОПОМЕХ ПРИ ПРИЕМЕ СИГНАЛОВ С ФАЗОВОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ

Кряжев Ю. М.[1]

[1]Московский технический университет связи и информатики, г. Москва, Россия

В настоящее время компенсаторы радиопомех используются для повышения качества функционирования систем радиосвязи при воздействии на них внешних помеховых сигналов. Например, они применяются для компенсации взаимных помех между радиорелейными станциями и земными станциями спутниковой связи, работающими в общих полосах частот, в случаях, когда нецелесообразно применение традиционных способов защиты радиоэлектронных средств.

Существующие компенсаторы радиопомех, используемые при приеме сигналов с фазовой модуляцией, позволяют компенсировать внешние помеховые сигналы только с уровнем много меньшим, чем уровень полезного сигнала [1,2]. Для устранения этого недостатка разработано новое устройство компенсации радиопомех, структурная схема которого приведена на рис. 1 [1,2].

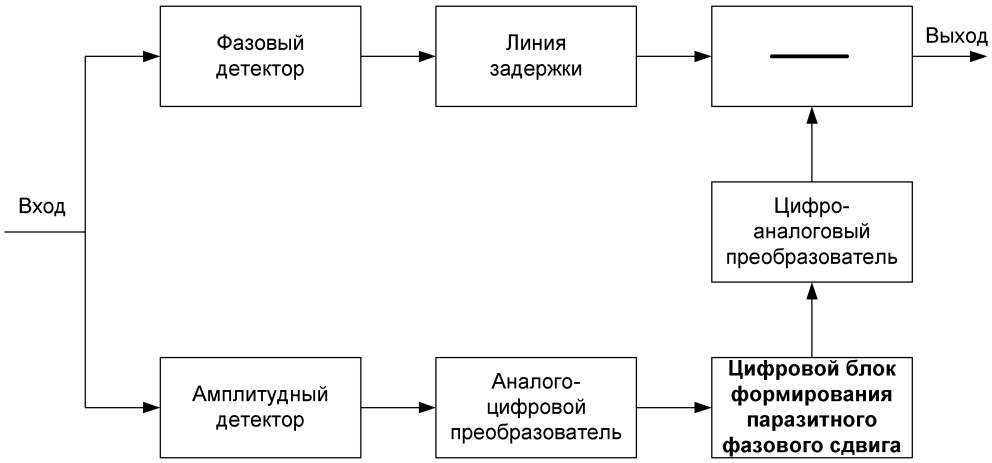


Рис. 1. Структурная схема компенсатора радиопомех

На вход компенсатора помех поступает сигнал $u_{\Sigma}(t)$, представляющий сумму полезного $u_{\text{пс}}(t)$ и мешающего $u_{\text{мс}}(t)$ фазомодулированных сигналов, имеющих постоянные амплитуды [1,2]:

$$u_{\Sigma}(t) = u_{\text{пс}}(t) + u_{\text{мс}}(t). \tag{1}$$

После прохождения сигнала (1) в основном канале приема через фазовый детектор он имеет следующий вид [1,2]:

$$u_{\text{фд}}(t) = k_{\text{фд}} u_{\text{пс}}(t) + k_{\text{фд}} \theta(t), \tag{2}$$

где $k_{\text{фд}}$ — коэффициент фазового детектора; $\theta(t)$ — паразитный фазовый сдвиг, обусловленный воздействием мешающего сигнала.

Таким образом, чтобы выделить полезный сигнал $u_{\text{пс}}(t)$ из сигнала (2) необходимо компенсировать паразитный фазовый сдвиг $\theta(t)$.

Формирование оценки паразитного фазового сдвига $\theta^{\star}(t)$ осуществляется в дополнительном канале приема компенсатора помех. Для этого с помощью амплитудного детектора из сигнала (1) выделяется его амплитуда [1,2]:

$$U_{\Sigma}(t)^2 = U_{\text{пс}}^2 + U_{\text{мс}}^2 + 2U_{\text{пс}}U_{\text{мс}} \cos(\Psi(t)), \tag{3}$$

где $U_{\text{пс}}$ — амплитуда полезного сигнала; $U_{\text{мс}}$ — амплитуда мешающего сигнала; $\Psi(t)$ — разность фаз полезного и мешающего сигналов.

Затем, с использование аналого-цифрового преобразователя сигнал (3) преобразуется в цифровой вид и поступает на вход цифрового блока формирования паразитного фазового сдвига, на выходе которого сигнал имеет следующий вид:

$$\theta^{\star}(t) = \arctan\left(\frac{k\sin(\Psi(t))}{1 + k\cos(\Psi(t))}\right), \tag{4}$$

где $k = U_{\text{мс}}/U_{\text{пс}}$; $\sin(\Psi(t)) = \cos(\Psi(t) + \pi/2)$.

С помощью цифро-аналогового преобразователя сигнал (4) преобразуется в аналоговый вид и далее поступает на вход вычитателя. На другой вход вычитателя подается сигнал (2), прошедший линию задержки. На выходе вычитателя выделяется полезный сигнал:

$$u^{\star}_{\text{пс}}(t) = u_{\text{фд}}(t) - \theta^{\star}(t). \tag{5}$$

Точность выделения полезного сигнала определяется по формуле [3]:

$$d(t) = u_{\text{пс}}(t) - u^{\star}_{\text{пс}}(t). \tag{6}$$

Для оценки точности выделения полезного сигнала (6) проведено моделирование работы разработанного компенсатора помех с использованием математического пакета MATHLAB [4] для различных параметров мешающего сигнала (амплитуда, частота и фаза). Полученные по результатам моделирования статистические характеристики представлены в табл. 1 [3].

Таблица 1. Статистические характеристики точности выделения полезного сигнала

Наименование характеристики	Значение характеристики	Доверительный интервал*	
		Нижняя граница	Верхняя граница
Математическое ожидание	$0.2 \cdot 10^{-3}$	$-1.5 \cdot 10^{-3}$	$1.9 \cdot 10^{-3}$
Среднее квадратическое отклонение	0.0462	0.0451	0.0475

* — при доверительной вероятности 0.99

Результаты оценки показали, что разработанный компенсатор помех обеспечивает высокую точность выделения полезного сигнала вне зависимости от параметров мешающего сигнала. При этом высокая точность обеспечивается не только при уровне мешающего сигнал много меньше уровня полезного сигнала, но и при уровне мешающего сигнала, сопоставимом или много большем, чем уровень полезного сигнала.

Список литературы

1. Пустовойтов Е.Л. Материалы разработки одноканального компенсатора радиопомех при приеме сигналов с фазовой модуляцией. М.: НИИР, 2016. 14 с.

2. Кряжев Ю.М. Выпускная квалификационная работа на тему «Анализ компенсаторов помех, вызванных мешающим радиосигналом». М.: МТУСИ, 2016. 55 с.

3. Кряжев Ю.М. Моделирование работы разработанного компенсатора помех при приеме сигналов с фазовой модуляцией и оценка точности выделения полезного сигнала. Курсовая работа. М.: МТУСИ, 2017. 29 с.

4. Тихонов В.И., Шахтарин Б.И., Сизих В.В. Случайные процессы. Примеры и задачи. Том 1. Случайные величины и процессы: Учебное пособие для вузов / Под редакцией В.В. Сизых. 2-е изд., стереотип. М.: Горячая линия — Телеком, 2014. 400 с.: илл.

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ АНТЕННО-ФИДЕРНЫХ ТРАКТОВ, КОММУТИРУЕМЫХ ПОД ВЫСОКИМИ ВЧ МОЩНОСТЯМИ, С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОМПОНЕНТНОЙ БАЗЫ

Парфенов П. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Постановка задачи коммутации антенно-фидерных трактов при прохождении через них мощных ВЧ сигналов.

В настоящее время в космические аппараты активно внедряются цифровые системы передачи информации. К антенно-фидерным трактам кроме общих требований к надежности и высокочастотным (ВЧ) параметрам предъявляются дополнительные требования для обеспечения стабильности передачи информации — устройства коммутации в антенно-фидерной системе (АФУ) должны обеспечивать переключение высоких (до 25 Вт) мощностей при допустимом перерыве в связи не более 100 мс.

Ранее разработанные переключающие приборы АФУ не учитывают данных требований, в том числе часть из них конструктивно не приспособлена к коммутации мощных ВЧ сигналов.

Вопрос коммутации трактов под воздействием мощного ВЧ сигнала можно решить следующими способами:

- проведением обоснованных дополнительных испытаний используемых приборов, при этом у части приборов будет наблюдаться снижение ресурса переключений;
- проводить модернизацию используемых приборов;
- проводить разработку новых приборов под конкретные задачи с использованием современной элементной базы;
- разработка устройства, позволяющего применять ранее разработанные приборы без проведения дополнительных испытаний или модернизации.

Сравнительная характеристика основных методов коммутации (электрическая, электромеханическая) для указанных требований.

В приборах АФУ применяются следующие основные виды коммутации: механические (ручные переходники, ручные переключатели), электрические (pin диоды, транзисторы), электромеханические (реле, герконы, электродвигатели).

Таблица 1. Сравнительная характеристика видов коммутации

Вид коммутации	Достоинства	Недостатки
Механический	Простота изготовления	Низкое быстродействие, низкий ресурс коммутаций
Электрический	Большой ресурс работы, возможность работы на высоких мощностях, высокое быстродействие	Токопотребление в активном (переключенном) состоянии
Электромеханический	Не потребляет энергию для поддержания режима	Низкий ресурс при коммутации мощных ВЧ сигналов, отсутствие отечественной ЭКБ

На текущий момент отечественная компонентная база слабо удовлетворяет потребностям в коммутации мощных ВЧ сигналов на частотах выше 500 МГц.

В результате комплексного анализа рынка отечественных ВЧ реле для коммутации применяются низкочастотные поляризованные двухпозиционные реле РПС45 с дополнительным допуском для применения на ВЧ. Они обеспечивают ресурс в 300 циклов переключений при пропускании сигнала мощностью до 15 Вт на частотах до 1 ГГц, при этом на время переключения ВЧ сигнал необходимо отключать.

Основной трудностью использования реле для коммутации мощных ВЧ сигналов является искрообразование на контактных группах реле, которое приводит к деградации,

уменьшению надежности и ресурса контактных групп [1]. Задача поиска оптимальной конструкции защиты контактных групп реле не имеет однозначного решения и выбирается под каждый разрабатываемый прибор индивидуально.

Разработка и внедрение оптимальных методов коммутации на примере АФУ телевизионной системы (ТВС).

Оптимальным решением вопроса применения реле РПС45 и ранее разработанных приборов является разработка гибридных устройств с использованием преимуществ реле и полупроводниковых элементов [2,3].

В разработанном блоке коммутации для АФУ ТВС был применен гибридный метод коммутации с использованием «схемы сброса мощности». Устройство управления, состоящее из логических элементов, формирует управляющие сигналы и подает их на входной контур и блок реле. Входной контур блока коммутации на время переключения проводит «сброс» поступающего ВЧ сигнала в нагрузку. Блок схема блока коммутации представлена на рис. 1.

Рис. 1. Блок-схема блока коммутации

Методы решения проблемы коммутации мощных ВЧ сигналов.

Преимуществом использованного выше метода является возможность его масштабирования для решения системных задач.

Предлагается возможность выделения схемы сброса мощности в виде отдельного прибора в системе АФУ, позволяющего использовать в системе приборы, не прошедшие дополнительные испытания на переключение под воздействием мощного ВЧ сигнала (рис. 2).

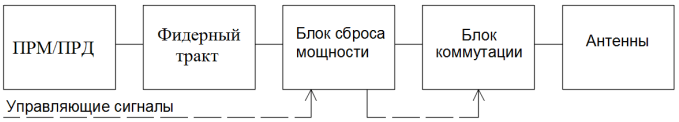


Рис. 2. Блок схема тракта АФУ с использованием блока сброса мощности

Выводы. Применение блока сброса мощности в системах АФУ позволит решить следующие вопросы:

- необходимость проведения дополнительных испытаний или модернизации разработанных ранее переключателей;
- необходимость поиска отдельных конструктивных решений по защите контактных групп реле для каждого вновь разрабатываемого прибора;
- увеличить ресурс и надежность используемых блоков коммутации.

Список литературы

1. Буткевич Г.В. Дуговые процессы при коммутации электрических цепей. М: Высшая школа, 1967. 200 с.

2. Вайсблат А.В. Коммутационные устройства СВЧ на полупроводниковых диодах. М: Радио и связь, 1987. 120 с.

3. Дзекцер Н.Н., Авраменко Г.Ю., Висленев Ю.С. Некоторые пути повышения надежности электрических контактных соединений // Электрические контакты и электроды. Киев: ИПМ НАН Украины, 2012.

СОЗДАНИЕ РОССИЙСКОГО КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРНЕТА

Галкин А. М.[1], Конев С. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Много лет специалисты по космическим радиолиниям работают над внедрением в космических проектах единого протокола передачи данных, который позволит разнотипным аппаратам и наземным средствам свободно обмениваться между собой информацией. Унификация должна значительно повысить надежность связи при активном освоении космического пространства. Международные и российские организации CCSDS, ITU, НПО ИТ разработали унифицированные стандарты пакетной передачи данных.

На американском сегменте МКС с 2009 года создан и протестирован космический интернет на базе специально разработанной сетевой архитектуры дальней космической связи DTN (Delay-Tolerant Networking) [1,2]. Указанный проект реализован с использованием спутниковой системы TDRSS в Ku-диапазоне. К главному недостатку DTN можно отнести крайне ограниченный модельный ряд совместимого коммуникационного оборудования и как следствие крайне высокую стоимость. Также стоит отметить, сети DTN не имеют прямой совместимости с IP сетями получившими глобальное распространение с развитием всемирной сети Internet [3].

Как альтернативный вариант, отдельными специалистами NASA было предложено — чтобы вместо специализированных протоколов новым универсальным форматом стал отлично зарекомендовавший себя в компьютерных сетях стек протоколов TCP/IP, который лежит в основе Интернета.

В ПАО «РКК «Энергия» приступили к практической реализации данной идеи в рамках создания широкополосной системы связи для российского сегмента МКС с использованием многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» в Ku-диапазоне.

На этапе аванпроекта по созданию наземных средств ШСС в рамках модернизации НКУ РС МКС была детализирована технология применения IP протокола в космических и наземных линиях связи.

В докладе приведено обоснование применения стека протоколов TCP/IP в ШСС с использованием типовых программно-аппаратных средств. Применение IP в ШСС делают его современным, унифицированным, надежным и экономичным комплексом космической связи.

Практически все виды информации (ТМИ, КПИ, ТВИ, файловый обмен, голос...) предназначены для ввода в компьютер, использование TCP/IP позволяет отказаться от применения дорогостоящих специализированных устройств и плат ввода/вывода. К настоящему времени технология передачи в виде IP-трафика стала превалирующей в телекоммуникациях и позволяет удовлетворить всем предъявляемым требованиям к ШСС.

IP-технология используется не только в линиях связи, через IP-интерфейсы происходит мониторинг и управление бортовыми вычислительными устройствами, специализированным телеметрическим оборудованием РС МКС. В ЦУП РС МКС большинство систем в качестве первичного протокола взаимодействия используют IP. Все это упрощает ввод данных в IP-пакеты для передачи в радиолинию.

Ориентация на общепринятые стандарты во всем, начиная от программного обеспечения поддерживающего IP и заканчивая коммуникационными технологиями совместимыми с IP, позволяет сократить сроки разработки, приблизить время изготовления, ввода в эксплуатацию и значительно уменьшить затраты, связанные с эксплуатацией.

В наземном интернете с использованием геостационарной спутниковой связи (Земля-Спутник ретранслятор-Земля) реализовано сквозное применение TCP/IP для обмена данными [4]. В отличие от указанного варианта линия связи «МКС — СР — Земля» принципиально отличается более существенной величиной доплеровского сдвига в радиолиниях в пределах ±400 кГц со скоростью изменения в пределах ±500 Гц/с.

В докладе сделан вывод — как бы мы не строили систему космического радиоканала, на Земле в системах передачи данных вынужденно на многих тысячах километров включаются элементы с IP-технологиями со всеми их преимуществами и недостатками. Сквозное применение TCP/IP позволит уменьшить количество преобразований информации, передаваемой ШСС, и повысить оперативность связи при управлении полетом РС МКС.

В докладе рассмотрены методы решения проблем задержки и асинхронности передачи данных в спутниковых каналах связи.

Предложена технология и схема обмена информацией по каналам «борт-земля» и «земля-борт».

В работе сформулированы требования к каналам связи, разработан вариант функциональной схемы связи, проработаны вопросы управления работой каналов связи, шифрования передачи информации. На рис. 1 приведен пример построения ШСС РС МКС с форматом данных TCP/IP в радиолиниях.

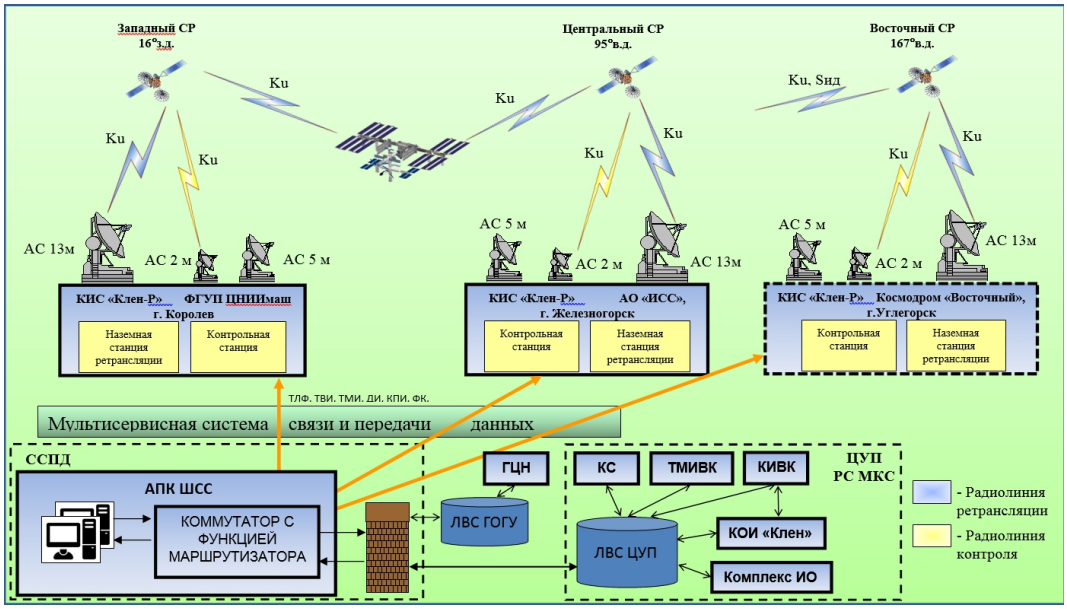


Рис. 1. Пример построения ШСС РС МКС с форматом данных TCP/IP в радиолиниях

В настоящее время, по оценкам космонавтов, до 90% информации передается с РС МКС через американскую спутниковую систему TDRSS. Существующая МКСР «Луч», создание бортовой аппаратуры ШСС и наземных средств ШСС позволят перенаправить указанные потоки информации по национальным каналам связи.

Таким образом, проводимый комплекс мероприятий по созданию российского космического интернета позволит обеспечить качественный и экономичный обмен информацией между РС МКС и ЦУП РС МКС, а в перспективе с абонентами в любой точке мира.

Список литературы

1. DTN Reliable Solar System Internet Connection [электронный ресурс] https://www.nasa.gov/content/dtn.

2. Special issue on DTN // Journal of Communications. 2010. V. 5. № 2. P. 106–130.

3. Крылов Б.А., Курников А.Е. Задачи обеспечения качества передачи информации в DTN сетях // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики, 2011, № 3 (73) С. 102–105.

4. Комплект для приема услуг спутникового интернета в дуплексном режиме [электронный ресурс] https://shop.tricolor.tv/catalog/sputnikovyy_internet/komplekt_dlya_priema_uslug_sputnikovogo_interneta_na_evropeyskoy_territorii_rossii.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА РАДИОЛИНИИ ВЫДАЧИ КОМАНДЫ «СПАСЕНИЕ» ТПК «СОЮЗ МС» С ПЕРСПЕКТИВОЙ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛУЧЕННОГО ОПЫТА ДЛЯ ПТК «ФЕДЕРАЦИЯ»

Кучеров М. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

С конца 2012 г. по настоящее время ведется экспериментальная отработка и поэтапная реализация режимов работы нового прямого контура через наземные станции и спутникового контура контроля и управления российского сегмента международной космической станции (РС МКС), ТПК «Союз-МС» и ТГК «Прогресс-МС» [1]. В контуре контроля и управления ТПК «Союз МС» предусмотрен режим работы «САС» при котором «земля» и «борт» настраиваются на выдачу и прием квитанций по соответствующей радиолинии особо важной команды «Спасение». В случае аварийной ситуации на старте и начальном участке траектории указанная команда инициирует работу системы аварийного спасения (САС) ТПК «Союз МС».

Ключевыми элементами радиолинии выдачи команды «Спасение» являются:

• бортовая радиотехническая система (БРТС) разработки ПАО «РКК «Энергия» на базе ЕКТС-ТКА разработки АО «Российские космические системы»;

• наземный комплекс «Клен-СП» разработки АО «Российские космические системы» располагаемые на техническом комплексе.

Сложность задачи экспериментальной отработки радиолинии выдачи команды «Спасение» в рамках КПЭО РКК «Союз МС» заключалась в отсутствии запланированной отработки режима «САС» в беспилотном варианте корабля.

Наибольшую проблему представляло непредсказуемость влияния на радиолинию S-диапазона (ЕКТС) комплекса факторов в ближней радиозоне: рельеф местности, элементы конструкций на стартовом комплексе, зоны интерференции антенн ЕКТС-ТКА.

Экспериментальная отработка радиолинии выдачи команды «Спасение» ТПК «Союз МС» является частью экспериментальной отработка нового прямого и спутникового контура контроля и управления РС МКС, ТПК «Союз-МС» и ТГК «Прогресс-МС» и включала в себя следующие основные этапы:

1) выдача команды «Спасение» на ТПК «Союз МС» на заводе изготовителе (КИС РКК «Энергия») по наземному каналу для проверки корректности восприятия её бортовым комплексом управления ТПК;

2) выдача команды «Спасение» с «Клён-СП» на ТГК «Прогресс МС» в составе МКС для проверки радиоканала;

3) выдача команды «Спасение» через «Клён-СП» на ТПК «Союз МС» №731 (на стапеле площадки 254) с использованием выносной антенны на крыше площадки 254 для проверки влияния отражения радиосигнала от земной поверхности;

4) введение «нулевого» стартового дня и выдача тестовой команды «Спасение» из командного пункта через «Клён-СП» на ТПК «Союз МС» в «нулевой» стартовый день для проверки прохождения радиосигнала на реальное изделие в трех конфигурациях: сведенные колонны обслуживания, разведенные на 30° и полностью разведенные колонны;

5) проверка закладки массивов цифровой информации (МЦИ) из ЦУП на ТПК «Союз МС» в «нулевой» стартовый день.

Дополнительно были проведены эксперименты с установкой экспериментальной бортовой радиометрической системой ЕКТС на стартовых комплексов площадок 1 и 31 в результате которых была выявлена необходимость доработки «Клен-СП» в части внесения в схему приёмного тракта НС САС аттенюаторов 10 дБ.

В ходе указанных работ был учтен опыт отработки радиолинии выдачи команды «Спасение» для более ранних модификаций кораблей «Союз» в дециметровом диапазоне и схожей командной радиолинии РКК «Морской старт» [2]. Был внедрен в наземных средствах апробированный в РКК «Морской старт» метод обратной связи оперативного кон-

троля и управления работой радиолинии, когда на наземном комплексе в режиме реального времени доступны данные телеизмерений работы бортовых радиосредств, зависящие от режимов работы наземной аппаратуры. Для этого на месте размещения «Клен-СП» с целью оперативной оценки ТМИ ТПК «Союз МС» было создано портативное рабочее место на основе двух устройств регистрации ТМИ «ТМР» из состава наземного технологического комплекса системы измерений.

В докладе приводятся основные методы оценки и выбора оптимальных значений контрольных параметров радиолинии выдачи команды «Спасение». Рассмотрены задачи моделирования работы контура контроля управления как незаменимого инструмента в период подготовки и собственно летных испытаний КА [3].

Приведен анализ и систематизация данных полученных при поддержании работы радиолинии выдачи тестовой команды «Спасение» в ходе летных испытаний ТПК «Союз МС».

В режиме «САС» контур контроля и управления ТПК «Союз МС» работает только на поддержание выдачи особо важных команд, остальные виды информации (ТМИ, телевидение, голос) передаются по отдельным радиолиниям.

На создаваемом ПАО «РКК «Энергия» перспективном пилотируемом транспортном корабле (ПТК «Федерация») на старте и участке выведения должна работать единственная бортовая радиометрическая система (на базе системы типа ЕКТС) в режиме единого цифрового потока (ЕЦП) с передачей ТМИ, с обеспечением измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), с голосовым обменом, с передачей телевизионной информации и с работой радиолинии выдачи команды «Спасение».

Начиная с ТГК «Прогресс МС» №436 принято и реализовано решение об использовании командной радиолинии Клен-СП–ЕКТС-ТКА ТГК «Прогресс МС» на СК и участке выведения.

Предлагается в развитие данного решения поэтапно реализовать использование радиолинии ЕКТС-ТКА ТГК «Прогресс МС» на участке выведения для телеметрического обеспечения, измерения текущих навигационных параметров, отработки режима автосопровождения «Клен-СП», а также выдачи команд в режиме широкополосного сигнала ответного радиоканала.

Реализация данных мероприятий позволит:

- продублировать ТМИ метрового диапазона, что важно в случае нештатных ситуаций выведения РКН с ТГК «Прогресс МС»;
- повысить по данным получаемым при измерении текущих навигационных параметров оперативность и надежность баллистического обеспечения участка выведения;
- отработать режимы получения ТМИ, ИТНП, использования автосопровождение при выдаче команды «Спасение» не только в интересах ТПК «Союз МС» и ТГК «Прогресс МС», но и для новых кораблей (НЭМ, ПТК «Федерация» ...), у которых ЕКТС будет являться единственной радиосистемой.

Список литературы

1. Вишнеков В.Е., Кравец В.Г. Перспективы использования опыта разработки и эксплуатации системы связи со станцией «Мир» и кораблем «Буран» для российского сегмента международной космической станции // Космическая техника и технологии, 2013, № 3/2013 С. 66–73.

2. Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом Ракеты космического назначения по программе «Морской старт» // Космическая техника и технологии, 2013, № 2 (5)/2014 С. 74–86.

3. Микрин Е.А. Бортовые комплексы управления космическими аппаратами и проектирование их программного обеспечения. // М.: Издательство МГТУ имени Н. Э. Баумана, 2003.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ИЗЛУЧАЕМЫХ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОМЕХ ВО ВНУТРЕННЕМ ОБЪЕМЕ БОРТОВЫХ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В СЛОЖНОЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ОБСТАНОВКЕ

Жихарев Д. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В корпусе космического аппарата (КА) бортовые приборы (БП) подвержены воздействию электромагнитных полей от большого числа источников. Их совместная работа создает сложную электромагнитную обстановку (ЭМО), способную привести к ухудшению качества функционирования бортового комплекса КА или выходу его из строя [1–3].

Нормальное функционирование бортовых приборов требует энергетического питания, ввода и вывода информации, контроля за режимами работы. Это приводит к наличию в корпусах-экранах БП отверстий и щелей, создающих зоны с повышенным уровнем проникающих электрических и магнитных полей по сравнению с ожидаемым [2,5].

Определение доли излучаемых электромагнитных помех (ЭМП), проникающих внутрь БП КА, является важной задачей как при разработке и компоновке КА, так и при устранении возникающих проблем. Данные об уровнях распределения ЭМП в БП позволяют скорректировать компоновку бортовых отсеков КА, ориентацию БП в пространстве и т. д.

Оценка параметров ЭМП, проникающих в корпуса БП, может производиться с помощью специальных формул пересчета [5], использующих моменты эквивалентных электрических и магнитных диполей для круглых и прямоугольных отверстий (щелей). Однако, учитывая сложные процессы распределения электромагнитных полей (отражение, рассеяние и т. п.) внутри корпусов БП, данный метод требует большого количества вычислений и больше подходит для решения двухмерных задач.

Для оценки ЭМО внутри бортового пространства КА предлагается использовать метод моделирования, подробно описанный в [4]. Он заключается в моделировании всех одновременно работающих в исследуемой области КА БП. Моделирование каждого БП как источника ЭМП основано на его замене эквивалентным источником путем оптимизации параметров последнего. Основным критерием данной оптимизации является достижение максимального совпадения динамики распределения напряженности поля на некотором удалении от источника с результатами испытаний на ЭМС конкретного БП. В дальнейшем, получившиеся эквивалентные источники моделируется в среде проектирования Ansoft HFSS Studio, при этом моделирование проводится с учетом геометрических размеров, корпусных отверстий, а также материалов изготовления реальных БП. Результаты моделирования проникновения ЭМП во внутренний объем БП в виде распределения электрического поля представлены на рис. 1 и рис. 2.

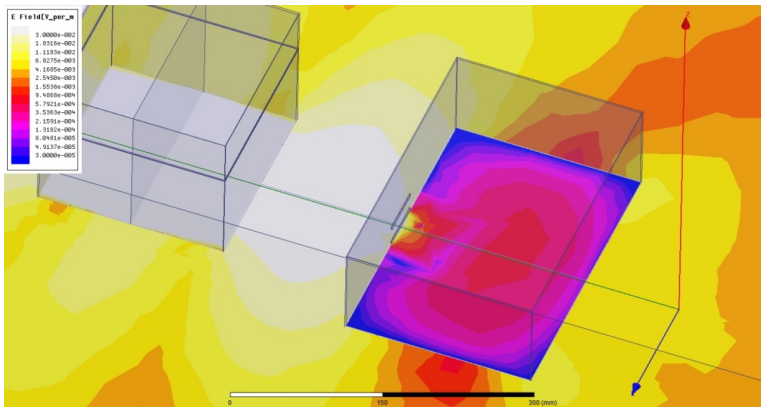


Рис. 1. Визуальное распределение проникающих во внутренний объем ЭМП в виде электрического поля на плоскости, проходящей через центр БП-рецептора

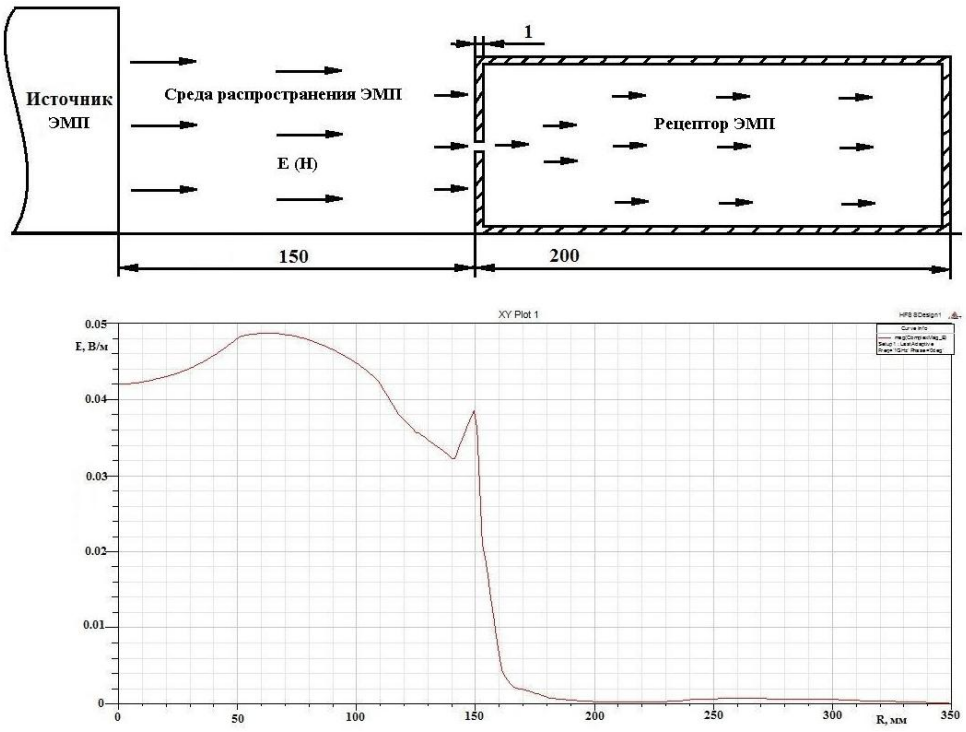


Рис. 2. График распределения напряженности электрического поля при проникновении от источника помех во внутреннее пространство рецептора в виде корпуса БП с отверстиями

При построении определенного числа диаграмм, подобных рис. 1 и рис. 2, становится возможным определение областей внутреннего пространства корпуса БП с максимальными уровнями проникающих ЭМП, а также оценка уровня потенциально наводимых токов и напряжений на электрические схемы, располагающиеся в этих областях. При этом процесс расчета и моделирования позволяет учесть геометрические параметры моделируемых устройств, их корпусные отверстия, толщину стенок, а также материалы изготовления.

Для определения потенциально наводимых токов и напряжений на внутренние электрические схемы БП при использовании метода [4] можно использовать эквивалентные модели электрических схем, предложенные в [5], или использовать более сложные модели в зависимости от необходимой точности требуемых результатов вычислений.

Список литературы

1. Кириллов В.Ю. Электромагнитная совместимость летательных аппаратов. М.: МАИ, 2012. 164 с.

2. Электромагнитная совместимость технических средств подвижных объектов. Учебное пособие. Под ред. В.П. Булекова. М.: МАИ, 2004. 648 с.

3. Кириллов В.Ю., Марченко М.В., Томилин М.М. Электромагнитная совместимость бортовой кабельной сети летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2014. 172 с.

4. Жихарев Д.Ю., Кириллов В.Ю. Моделирование электромагнитной обстановки в виде излучаемого электромагнитного поля во внутреннем пространстве конструкции космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. № 3, 2015г., т. 22.

5. Радиоэлектронные средства и мощные электромагнитные помехи / В.И. Кравченко, Е.А. Болотов, Н.И. Летунова; Под ред. В.И. Кравченко. М.: Радио и связь, 1987. 256 с.: ил.

ПРИМЕНЕНИЕ ПОРТАТИВНЫХ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПОЛЕТОВ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Завершинский С. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В наше время крайне актуален вопрос создания и эксплуатации радиотехнических комплексов, обладающих компактностью и мобильностью и более совершенными характеристиками. Развитие наземных радиотехнических комплексов далеко шагнуло с созданием мобильных измерительных пунктов (ИП) на базе автомобилей типа «Газель» или КаМАЗ, но данное решение все же сопряжено с трудностями по вопросу доставки и размещения в любой точке земного шара. Негативным фактором по телеметрическому обеспечению транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) модификаций «Союз» послужил вывод из эксплуатации морских ИП.

Наиболее остро вопрос телеметрического обеспечения полетов возник при спуске с орбиты ТПК «Союз ТМА-10» в 2007 году и «Союз ТМА-11» в 2008 году, траектории движения которых оказалась баллистическими, процесс разделения происходил вне зон связи со станциями слежения на территории РФ и получить информацию о нештатном разделении кораблей на отсеки не представлялось возможным. Было предложено установить на служебный модуль Российского сегмента международной космической станции (РС МКС) средства приема и регистрации телеметрической информации (СПР ТМИ) на базе телеметрической станции «Источник-М» с подключением к одной из антенн радиолюбительской связи. При наземной экспериментальной отработке на космодроме «Байконур» были проведены успешные тестовые сеансы приема ТМИ на прототип СПР с ТПК «Союз», пристыкованного к МКС. В 2009 году СПР ТМИ была введена в эксплуатацию на МКС и по настоящее время используется для телеметрическом обеспечения полетов от момента отстыковки до начала процесса разделения ТПК на отсеки. Для полного информационного обеспечения о состоянии ТПК всего участка спуска с орбиты был создан портативный переносной наземный комплекс приема (ППНКП) телеметрической информации [1].

ППНКП не в состоянии заменить полный комплекс средств, используемых на ИП, однако ППНКП обладает следующими преимуществами:

1) портативность (аппаратура ППНКП имеет общий вес не более 30 кг и в разукомплектованном виде вмещается в 1 кейс, занимающий площадь не более 2 м^2);

2) состав эксплуатирующего расчета (для эксплуатации ППНКП достаточно трех человек);

3) быстрое время развертывания комплекса (время развертывания, настройки и запуска аппаратуры комплекса составляет не более 20 минут);

4) анализ помеховой обстановки (в ППНКП предусмотрена функция анализа помеховой обстановки для определения более благоприятных условий для приема и регистрации ТМИ);

5) оперативная передача полных потоков ТМИ любым потребителям (функционал ППНКП обеспечивает передачу получаемой ТМИ на любой адрес в режиме реального времени);

6) стоимость эксплуатации и содержания (затраты на эксплуатацию и содержание ППНКП минимизированы);

7) упрощенное проведение технического обслуживания (проведение ТО не требует особых трудозатрат);

8) высокая надежность функционирования благодаря малому количеству сложных элементов и упрощению системы в целом;

9) гарантированный прием ТМИ (ППНКП обеспечивает гарантированный прием ТМИ высокого качества на дальностях до 1000 км).

Более того, по качеству приема информации ППНКП способен конкурировать с большими антенными системами наземных ИП. Это стало возможным благодаря оптими-

зации приемных радиотрактов [2] ППНКП под частную задачу приема ТМИ от бортовых систем измерений модификаций кораблей «Союз» в М-диапазоне.

Стоит отметить то, что при разделении ТПК на отсеки единственным достоверным источником получения информации о штатном отделении спускаемого аппарата от бытового отсека при нарушении канала передачи данных через спутник-ретранслятор (СР), являются средства ППНКП. До применения СР средства ППНКП, размещенные в зоне траектории движения РС МКС, были единственным инструментом получения ТМИ ТПК, оперативного анализа работы бортовой телеметрической системы при разделении корабля на отсеки перед спуском и посадкой.

Данное портативное решение нашло применение при пусках ТПК с пл. 31 космодрома «Байконур» благодаря размещению ППНКП в оптимальной зоне излучения передающих антенн ТПК.

В докладе рассмотрены методы оптимизации и схемные решения построения портативных радиотехнических комплексов [2]. Приведен анализ и систематизация данных, полученных при испытаниях и эксплуатации ППНКП, с целью применения полученного опыта при создании новых портативных радиокомплексов в интересах перспективных космических проектов.

На сегодняшний день портативные радиотехнические комплексы размещены на МКС, в Казахстане, Египте, Греции и успешно используются для получения ТМИ высокого качества с ТПК как при запусках, так и при полете в составе РС МКС и спуске его с орбиты.

Список литературы

1. Кравец В.Г. Особенности контроля и управления полетом Ракеты космического назначения по программе «Морской старт » // Космическая техника и технологии, 2013, № 2 (5)/2014 С. 74–86.

2. Скляр Бернард. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е издание.: Пер. с англ. М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АФАР РАДИОЛОКАТОРОВ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ

Фомин В. М.[1]
[1]АО «НПП «Пульсар», г. Москва, Россия

В радиолокаторах с синтезированной апертурой антенны (РСА) важную роль играет управление диаграммой направленности (ДН). Была разработана методика формирования ДН активной фазированной антенной решетки (АФАР). Моделирование формирования ДН АФАР производилось в программе MathWorks MatLab [1]. На ее основе была разработана методика формирования ДН по таблице с задержками.

ДН по напряжённости поля — это зависимость амплитуды напряжённости электромагнитного поля, излучаемого антенной, от угловых координат в пространстве при одинаковом расстоянии до неё [2]. Для расчета была разработана программа, моделирующая направление луча как с помощью расчета по углам, так и по значениям фазовращателей и задержек модуля антенного (МА). Программа поддерживает множественность конфигураций, в числе параметров которых: тип антенны (микрополосковая антенная решетка (МАР), МА, АФАР), геометрия антенны, частота, поляризация, тип излучателя, параметры расчета, маска (перечень выключенных излучателей приемо-передающих модулей (ППМ)) и позволяет просчитать разные конфигурации АФАР (например, АФАР-1024).

В качестве источника исследования для моделирования ДН была взята АФАР с 1280 излучающими элементами (Рис. 1), изображающая 40 МА (расположенных в конфигурации 5×8). Каждый МА состоит из 4 МАРов (1×4); каждый МАР состоит из 8 излучающих линеек (8×1) в диапазоне частот 9.3–9.8 ГГц с рабочей частотой в 9.55 ГГц.

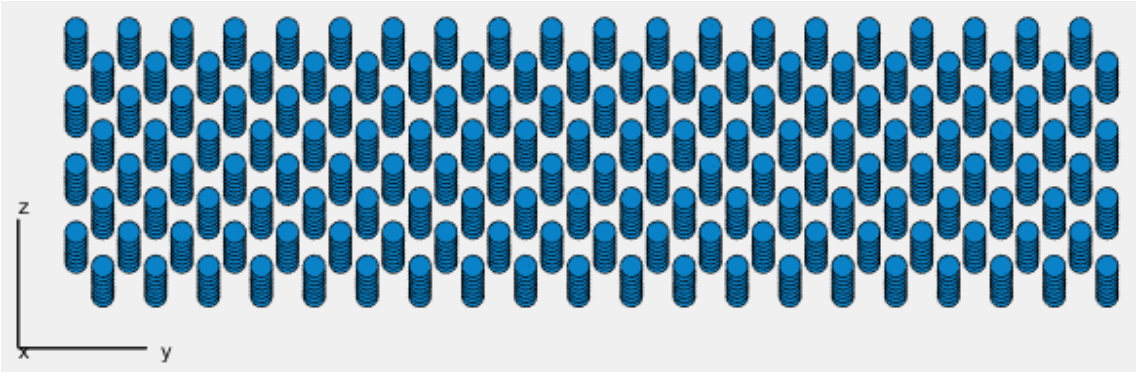
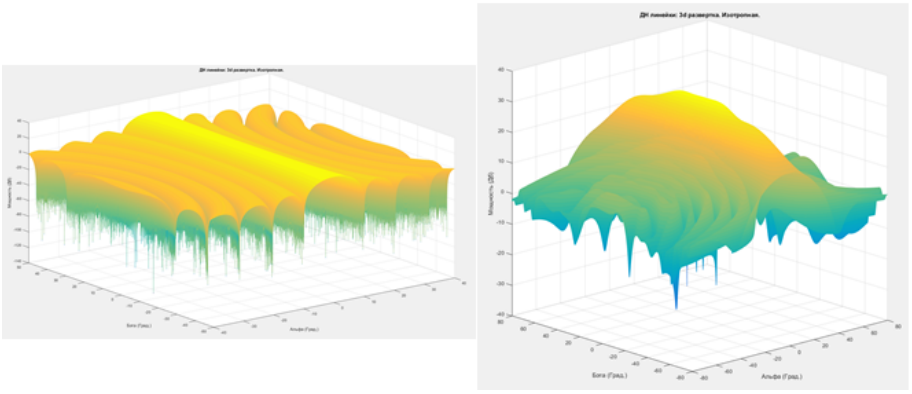


Рис. 1. Модель АФАР из 1280 линеек. Синие кружки представляют собой фазовые центры (ФЦ) линеек из 12 излучателей. Один столбик — 1 МАР, 4 столбика вдоль оси Y — 1 МА

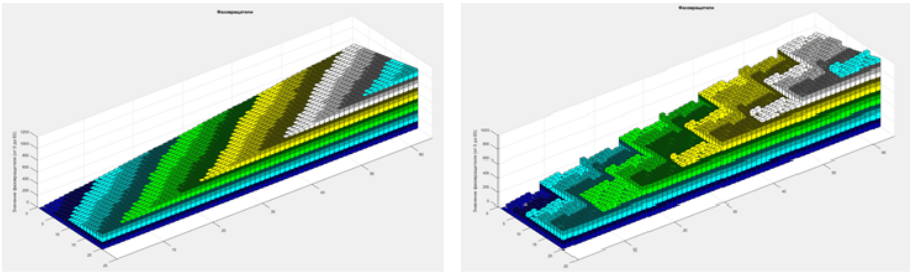
Излучатель представляет собой линейку из 12 элементарных излучателей длиной в 8.8 длин волн. При расчете всей АФАР сначала обсчитывалась ДН излучения одной линейки в направлении $[0; 0]$, а потом ее подставляли в структуру всей АФАР как единичный излучатель. Расчет ДН АФАР производили со следующими линейками, полученными: 1) при моделировании в MatLab (Рис. 2а); 2) в программе моделирования высокочастотных устройств CST Microwave Studio (Рис. 2б)

В ходе работы был разработан алгоритм расчета таблицы задержек фазовращателей для АФАР для каждого угла с минимальным шагом по альфе (азимуту) 0.03°, по бете (углу места) 0.12°, которая записывается в файл сценария всех режимов работы антенны. Пример изображения задержек для направления луча $[-1.5; 15]$ показан на Рис. 3. Диапазон углов по альфе от $-1.5°$ до $1.5°$, по бете $-15°$ до $15°$. Проверка достоверности данной модели управления производилась путем расчета ДН по заданным значениям задержек с последующими анализами: нахождением истинного максимума ДН на вершине, по уровню 3 дБ, расчет ширины пятна по уровню 3 дБ, ошибки расчетов (дельты) углов и шага — номинальных углов (заданных) от найденных по максимуму, а также по уровню 3 дБ.



а) б)

Рис. 2. ДН 3D-развертки одной линейки из 12 излучателей. Модели ДН как точечного излучателя посчитаны: а) в MatLab; б) в CST Microwave Studio расчет линейки выполнен А. В. Конновым в АО «НПП «Пульсар». Направление $[0; 0]$



а) б)

Рис. 3. Значения фазовращателей и задержек для всей антенны АФАР: а) идеальные; б) реальные. При направлении луча $[-1.5; 15]$

Выводы.

Несмотря на то, что линейка одного канала ППМ очень длинная (8.8 длины волны) и она не фазирована, для АФАР с 1280 излучающими элементами не наблюдается разница между теоретически рассчитанными значениями фазовращателя и номинальными, которые нужно устанавливать для достижения заданного направления.

При изменении частоты с 9.55 на 9.3 ГГц наблюдается ступенчатое отклонение луча по альфе не более 0.045°. По бете отклонение составляет не более 0.242°. Отклонение луча (точность наведения) в процентах от ширины пятна составляет: 14.46% по альфе, и 18.26% по бете.

Список литературы

1. Phased Array System Toolbox: Element and Array Radiation and Response Patterns. URL: https://www.mathworks.com/help/phased/ug/element-and-array-radiation-patterns-and-responses.html.

2. Пудовкин А.П., Ю.Н. Панасюк, А.А. Иванков. Основы теории антенн. Тамбов: ГОУ ВПО ТГТУ, 2011.

СИСТЕМА ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ РАДИОЛИНИИ ПЕРЕДАЧИ ЦИФРОВОЙ ИНФОРМАЦИИ С КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЗЕМЛЮ

Мысин А. С.[1], Чапурин А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Аппаратура дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) позволяет получать важную и достаточно обширную информацию о наблюдаемой поверхности Земли и решать широкий круг задач социально-экономической сферы. В результате съемки получаемая информация ДЗЗ в течение суток составляет сотни гигабайт, которую необходимо своевременно передать на Землю [1]. Для реализации оперативной передачи информации на Землю необходимо обеспечить скорость передачи информации не менее 1 Гбит/с.

Исходя из требований обеспечения передачи сигнала частотой от 8 до 8,4 ГГц (X-диапазон), в бортовой системе высокоскоростной передачи информации (СВРЛ) космического аппарата (КА) требуется использование передатчиков с видом модуляции 8PSK и выше, с современными видами помехоустойчивого кодирования типа LDPC, а также использование перенацеливаемых антенн с большим коэффициентом усиления.

Для передачи информации в радиолинии рекомендуется использовать структуру сигналов стандарта CCSDS [2].

В качестве передатчиков можно рассматривать использование оборудования как зарубежного, так и отечественного производства, однако по экономическим соображениям целесообразнее использовать отечественные средства.

В настоящее время имеются передатчики, позволяющие обеспечить передачу информации со скоростью не менее 600 Мбит/с. При использовании одновременно двух передатчиков, работающих на разных поляризациях, можно обеспечить скорость передачи информации в радиоканале не менее 1200 Мбит/с.

В докладе рассмотрена возможность включения в состав КА высокоскоростной радиолинии, обеспечивающей скорость передачи информации до 1200 Мбит/с, что позволит передавать информацию ДЗЗ объемом до 78 Гбайт в течение сеанса связи (за 10 минут). Применение наводимой антенны с коэффициентом усиления 25 дБ позволит исключить помехи, возникающие при отражении передаваемого сигнала от элементов конструкции КА.

Определены основные технические характеристики СВРЛ КА (табл. 1).

Таблица 1. Технические характеристики СВРЛ КА

Выходная мощность передающего устройства, Вт, не менее	6
Диапазон частот	X-диапазон
Скорость передачи информации, Мбит/с, не менее	1200 (2×600)
Символьная скорость передачи, Мсимв/с	200
Вид модуляции данных	8PSK
Помехоустойчивое кодирование	LDPC (8160, 7136)

Проработана структурная схема аппаратуры СВРЛ, обеспечивающая высокую надёжность при работе в составе КА (рис. 1): СВРЛ состоит из четырех блоков передатчиков (ПРД), антенно-фидерного устройства (АФУ) и LVDS кабелей.

Для работы с данной системой предполагается использование наземных антенн с диаметрами не менее 5,4 м, позволяющими работать на приём с двумя поляризациями.

Результаты расчёта энергетики радиолинии показали гарантированный прием сигнала на антенну наземного комплекса приёма информации с антенной диаметром 5,4 м при обязательном использовании в демодуляторе фильтров, которые обеспечивают оптимальную фильтрацию цифрового сигнала [3]. При этом наземная станция при работе в двух поляризациях обеспечивает прием целевой информации с вероятностью битовой

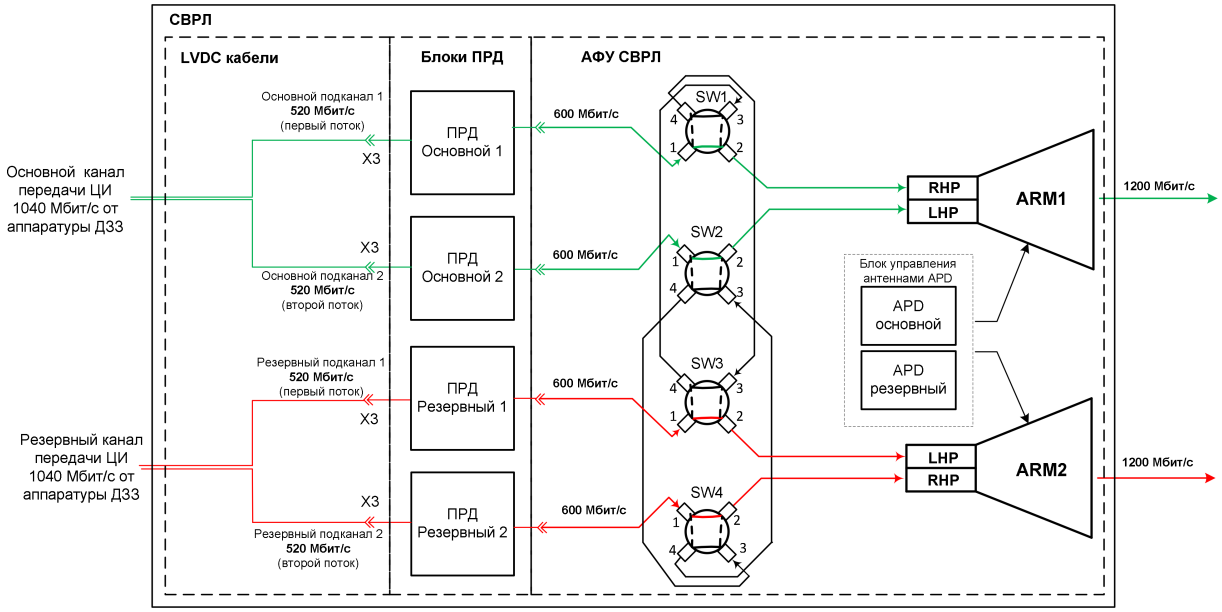


Рис. 1. Структура схема СВРЛ

ошибки не хуже $1 \cdot 10^{-6}$ в каждом подканале при угле места 5° с запасом по энергетике радиолинии 4,79 дБ.

Рассмотренная система планируется к применению на КА дистанционного зондирования Земли для передачи целевой информации на земную станцию.

Список литературы

1. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений. М.: Техносфера, 2010. 560 с.

2. Recommended standard CCSDS 131.0-B-2, Issue 2.: August 2011, Washington, DC, USA. 92 с.

3. Вимберг Г.П., Виноградов Ю.В., Фомин А.Ф. Энергетические характеристики космических радиолиний. М.: Советское радио, 1972. 436 с.

ПОИСК АЛГОРИТМОВ ВОССТАНОВЛЕНИЯ СИГНАЛА

Кулешова А. А.[1,2], Щелоков Е. А.[1,2]
[1]АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия
[2]Самарский национальный исследовательский университет им. С. П. Королёва, г. Самара

Поиск быстрых алгоритмов для восстановления сигнала без фаз актуален в настоящее время. Главное свойство фреймов, которое делает их настолько полезными в прикладных задачах — их избыточность. Хорошо выбранный фрейм может обеспечить численную устойчивость для восстановления сигнала и получение важных характеристик сигнала [1]. Семейство фреймов восстанавливает сигнал по абсолютному значению фреймовых коэффициентов в полиномиальное время.

Показано, что в действительном случае фрейм общего положения, состоящий из $(2m-1)$-векторов может при определенных условиях восстанавливать сигнал без фаз. Аналогичный результат в комплексном пространстве был получен для $(4m-2)$ векторов.

Наряду с вариантом «восстановление без фаз» рассматривается другой вариант постановки дискретной фазовой проблемы — «восстановление фаз» [3]. Поставлен и частично решен вопрос об эквивалентности этих вариантов.

В данной работе продолжены исследования в этом направлении и построены примеры восстановления сигнала в пространствах малой размерности.

Поиск алгоритмов для восстановления сигнала актуален в настоящее время. Дискретизация и квантование аналогового сигнала приводят к рассмотрению сигнала как элемента конечномерного пространства V. По ортонормированному базису $\{u_i\}|_{i=1}^m$ «сигнал» $\nu \in V$ единственным образом представляется суммой: $\nu = \sum\limits_{i=1}^{m} \langle \nu, u_i \rangle u_i$. Реальные измерения получаются вещественными, и зазор между $\langle \nu, u_i \rangle$ и амплитудами измерений $|\langle \nu, u_i \rangle|$ оказывается непреодолимым при восстановлении сигнала [1, С. 280], [4, С. 281].

Последние годы значительное количество работ посвящено решению следующей задаче: построить такие системы «измерительных» векторов $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$, которые позволяют восстановить произвольный сигнал $\nu \in V$ по набору вещественных чисел $|\langle \nu, \varphi_i \rangle|$.

В классе ОНБ такая задача не имеет решения.

Основная проблема, поставленная в [3], до сих пор далека от окончательного решения:

Найти необходимые и достаточные условия на систему векторов представления $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ (т. н. «измерительных векторов»), которые обеспечивают инъективность и устойчивость отображения «измерения амплитуды» сигнала x $(A(x))(i) := |\langle \nu, \varphi_i \rangle|^2$.

Доказана теоретическая возможность точного восстановления сигнала (с точностью до унимодулярного множителя), если в качестве системы представления используются полные избыточные системы [2, P. 354]. Такими избыточными системами являются фреймы.

В 2006 году Balan/Casazza/Edidin [4,5] определили один из вариантов дискретной фазовой проблемы, который они назвали «Phaseless reconstruction» или «восстановление без фаз». Было показано, что в действительном случае фрейм общего положения, состоящий из $(2m-1)$-векторов может при определенных условиях восстанавливать сигнал без фаз. Аналогичный результат в комплексном пространстве был получен для $(4m-2)$ векторов.

Пусть $x = (a_1, a_2, \ldots, a_m)$ и $y = (b_1, b_2, \ldots, b_m)$ — векторы в пространстве H^m.

Определение 1: Фазой числа $z \in C^m$ будем называть значение угла $\varphi = \text{ph } z_i + 2\pi k, k \in Z$, определяющее отклонение радиус-вектора точки на плоскости, соответствующей числу z от вещественной оси в C^m. В вещественном случае фаза в R^m равна 0 или π.

Будем говорить, что x, y — имеют одинаковые фазы, если:

$$\text{ph } a_i = \text{ph } b_i, i = 1, 2, \ldots, m$$

Определение 2: Пусть $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ — набор векторов в H^m (соответственно $\{P_i\}_{i=1}^n$ — набор ортопроекторов в H^m, удовлетворяющих следующему свойству: для каждого x, y выполняется:

$$|\langle x, \varphi_i\rangle| = |\langle y, \varphi_i\rangle|, i = 1, 2, \ldots, n$$

соответственно

$$\|P_i x\| = \|P_i y\|, i = 1, 2, \ldots, n.$$

Тогда,

1) если существует $|\theta| = 1$ такое, что x и θ имеют одинаковые фазы, то говорят что $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ осуществляет восстановление фаз (соответственно $\{P_i\}_{i=1}^n$ осуществляет восстановление фаз).

2) если существует $|\theta| = 1$ такое, что $x = \theta y$, то говорят что $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ осуществляет восстановление без фаз (соответственно $\{P_i\}_{i=1}^n$ осуществляет восстановление без фаз).

Определение 3: Набор векторов $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ в H^m назовем альтернативно полным (АП), если для любого $I \subseteq \{1, \ldots, n\}$, либо $\{\varphi_i\}_{i\in I}$, либо $\{\varphi_i\}_{i\in I^C}$ полно в H^m.

Если $\{\varphi_i\}_{i=1}^n$ восстанавливает фазы в H^m, то $\mathrm{span}\{\varphi_i\}_{i=1}^n = H^m$. Это означает, что $\{\varphi_i\}_{i=1}^n$ является фреймом в пространстве H^m. В противном случае найдется $0 \neq x \in H^m$, такой что $\langle x, \varphi_i\rangle = \langle y, \varphi_i\rangle = 0, i = 1, 2, \ldots, n$, в то время как фазы векторов x и 0 не совпадают.

Если $x = (a_1, a_2, \ldots, a_m)$ и $y = (b_1, b_2, \ldots, b_m)$ имеют одинаковые фазы, то $a_i = 0$ тогда и только тогда, когда $b_i = 0$, так как фаза числа 0 не определена.

Теорема 1: Пусть $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ — набор векторов в H^m. Отображение $A : R^m/\{\pm 1\} \to R^n$ $(n > m)$ определено равенствами: $(A(x))(i) := |\langle x, \varphi_i\rangle|^2, i = 1, \ldots, n$. Если $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ восстанавливает без фазы, то он обладает свойством АП. В вещественном случае эти понятия эквивалентны.

Теорема 2: Пусть $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ — набор векторов в R^m. Отображение $A : R^m/\{\pm 1\} \to R^n$ $(n > m)$ определено равенствами: $(A(x))(i) := |\langle x, \varphi_i\rangle|^2, i = 1, \ldots, n$. Если $\Phi = \{\varphi_i\}_{i=1}^n$ восстанавливает фазы, то он обладает свойством АП. В вещественном случае понятия эквивалентны.

Список литературы

1. Botelho-Andrade, S. Phase retrieval verses phaseless reconstruction / Botelho-Andrade, S., Casazza, P., Van Nguyen, H., Tremain, J. // [Electronic resource] arXiv:1507.05815 [math.FA]. 21 Jul 2015.

2. Bandeira A, Cahill J, Mixon D, Nelson A. Saving phase: Injectivity and stability for phase retrieval. Applied and Computational Harmonic Analysis (ACHA). 2014. V. 37. I. 1. PP. 106–125.

3. Balan, R. Fast algorithems for signal reconstruction without phase / Balan, R., Bodmann, B. G., Casazza, P. G., Edidin, D. // Proceedings of SPIE-Wavelets XII, San Diego 6701 (2007) 670111920-670111932

4. Balan, R.. On signal reconstruction without phase / Balan, R., Casazza, P., Edidin, D. // Appl.Comput.Harmon.Anal. 20. 2006. P. 345–356.

5. Balan R, Bodman BG, Casazza PG and Edidin D. Painless reconstruction from magnitudes of frame coefficients, preprint.

ПРЕИМУЩЕСТВА ПРИМЕНЕНИЯ РАДИОКАНАЛА ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ИНТЕРФЕЙСОВ СВЯЗИ МЕЖДУ СИСТЕМАМИ В СОСТАВЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Щелоков Е. А.[1,2], Кулешова А. А.[1,2]
[1]АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия
[2]Самарский национальный исследовательский университет им. С. П. Королёва, г. Самара

Основная задача ракетоносителей, а также всех космических аппаратов — доставка к требуемой точке как можно большей полезной нагрузки с наименьшим числом затрат (экономических, технологических), а также в кратчайшие сроки. Однако не малую долю массы и работ занимает кабельная сеть [1] внутри самого космического аппарата.

Применение радиоканала взамен стандартных интерфейсов связи позволит достичь следующих плюсов:

- уменьшение массо-габаритных показателей аппаратуры;
- частичное исключение работ по монтажу кабельных конструкций;
- простота доработки изделий и реконфигурации систем;
- возможность локализации обнаруженных дефектов без физического контакта и необходимости демонтажа аппаратуры для проведения соответствующего анализа.

Докажем возможность реализации стандартных интерфейсов связи с помощью радиоканала. Для этого построим модель распределения сигнала от одной и нескольких точек доступа внутри космического аппарата с применением передающих устройств типа Wi-Fi (рис. 1) в программе tamograph [2].

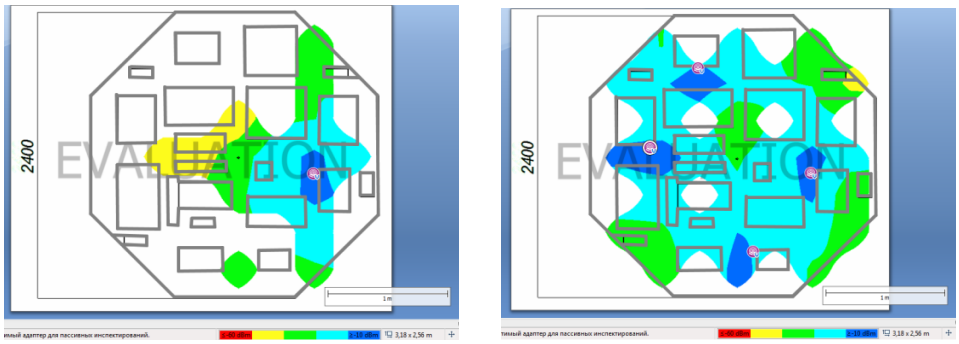


Рис. 1. Распределение сигнала от одной точки доступа (слева) и от четырех точек доступа (справа)

Как видно из модели — зона покрытия одного приемо-передающего устройства составляет примерно 1/5 часть космического аппарата (КА), соответственно, зная расположение каждой системы внутри КА можно реализовать передачу данных по радиоканалу взамен проводным интерфейсам.

Однако в связи со сложной электромагнитной обстановкой, а также плотной компоновкой оборудования требуется проработка ряда вопросов, связанных с обеспечением надежности и выполнения требований по электромагнитной совместимости. Оба этих вопроса накладывают ограничения по излучаемой мощности. В одном случае требуется увеличивать мощность для возможности передачи информации, в другом её необходимо ограничивать, чтобы не создавать помех на находящуюся рядом аппаратуру.

Список литературы

1. Ханеня Н.Н., Майорова В.И., Костенко В.И. Способы уменьшения массы космических аппаратов мультиспектрального дистанционного зондирования земли // Научные чтения памяти К.Э. Циолковского, г. Калуга, Россия, секция «К.Э. Циолковский и проблемы образования», 2011.

2. Site Survey Tool — Tamograph [электронный ресурс]: contents, URL: https://www.tamos.ru/htmlhelp/tg/.

МОДЕРНИЗАЦИЯ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА ПРИЁМА И ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ РАБОТЫ С КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Прокопьев В. П.[1], Негин Ю. С.[1], Кузнецов Е. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Космическая система дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) предназначена для получения изображений высокого разрешения заданных районов земной поверхности с помощью специализированных космических аппаратов, с последующей передачей целевой информации по высокоскоростной радиолинии на стационарный и/или мобильный наземные комплексы приема и ее обработки [2,3].

В 2014 году был выведен на орбиту космический аппарат ДЗЗ, оснащенный системой высокоскоростной радиолинии со скоростью передачи до 300 Мбит/с, который позволял наземному комплексу приема и обработки изображений (НКПОИ) получать изображения земной поверхности с разрешением 1м в панхроматическом и 4м в мультиспектральном каналах. В данном докладе представлены основные принципы построения модернизированного НКПОИ для работы с космическими аппаратами ДЗЗ, оснащенным системой высокоскоростной радиолинии со скоростью передачи до 1200 Мбит/с (два потока по 600 Мбит/с), пуск которого запланирован на 2018 год.

Для обеспечения выполнения контрактных обязательств и создания современной интегрированной системы приема и обработки информации с высокими показателями надежности и качества в ПАО «РКК «Энергия» был спроектирован НКПОИ с автоматизированной организацией взаимодействия между его подсистемами [4].

Разработана новая архитектура организации приема и обработки целевой информации с использованием высокотехнологичного высокопроизводительного оборудования. Для приема целевой информации был разработан и изготовлен новый антенно-приемный комплекс (АПК-5,4-2), работающий в правой и левой поляризациях одновременно со скоростью до 600 Мбит/с (общая скорость — не более 1200 Мбит/с). Линия приема с АПК-5,4, осуществляющая прием в правой поляризации со скоростью не более 600 Мбит/с, переведена в резерв, что повысило надежность функционирования всей системы приема целевой информации (ЦИ).

Прежняя линия приема с АПК-5,4 осуществляющая прием в правой круговой поляризации, была модернизирована для поддержки скорости приема до 600 Мбит/с и переведена в резерв, что повысило надежность функционирования всей системы приема целевой информации.

Особое внимание было уделено процессу проектирования системы предварительной и первичной обработки информации, так как именно к ней предъявляются самые высокие требования по производительности. Результатом проектирования стала инновационная система на основе высокопроизводительного сервера на многоядерной платформе.

Для повышения надежности функционирования НКПОИ в части хранения информации в состав системы хранения информации включены отказоустойчивый серверный кластер, высокопроизводительная система хранения данных и надежная ленточная библиотека для долговременного хранения информации. Кроме того объем новой системы хранения более чем в 2 раза превышает объем хранилища, используемого ранее.

Для обеспечения возросших требований к информационному обмену в существующей 1Гбит/с локальной вычислительной сети (ЛВС) был создан сегмент сети, поддерживающий скорость до 10 Гбит/с, в котором и будет размещено новое высокопроизводительное оборудование.

Пересмотрены принципы организации построения системы планирования НКПОИ. Ручной и монотонный труд выдачи заданий и составлений отчетов о работе всех систем, ранее выполняемый руководителем НКПОИ, в значительной степени облегчен созданием автоматизированной системы распределения и контроля задач в рамках обновленной

системы планирования. Для поддержки этого принципа также проведена автоматизация процессов взаимодействия между всеми системами НКПОИ, что существенно сокращает скорость получения готовой продукции.

В рамках проекта по разработке НКПОИ создается стенд отработки НКПОИ, основными задачами которого являются [1]:

- интеграция и отработка аппаратных и программных средств с учетом реализации автоматизации процессов приема и обработки целевой информации;
- моделирование и формирование требований и ограничений для реализации комплекса функциональных и диалоговых задач НКПОИ;
- обеспечение повышения качества обработанной ЦИ и управления НКПОИ;
- тренировка персонала, привлекаемого в процессе отработки специального программного обеспечения и проведения всех этапов испытаний.
- сопровождение аппаратно-программных средств НКПОИ для оперативного обслуживания.

Список литературы

1. Микрин Е.А. Комплексная отработка программного обеспечения бортового комплекса управления космическими аппаратами и имитационные модели функционирования бортовых систем и внешней среды, М.: Научное издание. Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, 2011, 119 с., (совм. с Кульбой В.В., Косяченко С.А., Сомовым Д.С., Гладковым Ю.М.)

2. Микрин Е.А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 245 с.

3. Чандра А.М., Гош С.К. Дистанционное зондирование и географические информационные системы. Москва, Техносфера, 2008.

4. Бусарова Д.А., Ли М.В., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Создание средств обработки информации системы оптических телескопов. Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике, Москва, 2015, с. 403.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ И ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ЦЕЛЕВОЙ ИНФОРМАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Месяц А. И.[1], Прокопьев В. П.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время ракетно-космическая корпорация «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли, а также наземный комплекс обработки целевой информации, получаемой от аппарата. Данный космический аппарат предназначен для проведения съемок земной поверхности при помощи системы оптико-электронного наблюдения. Обработка целевой информации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли является сложным, многоэтапным и ресурсоёмким процессом. Для организации этого процесса разрабатывается наземный комплекс обработки целевой информации. Одним из ключевых компонентов, входящих в этот комплекс, является система предварительной и первичной обработки изображений [1,2]. Первичная обработка состоит из нескольких промежуточных шагов:

- распаковке целевой информации из пакетов транспортного уровня;
- сортировке целевой информации по отдельным съёмочным маршрутам.

Первичная обработка состоит из следующих этапов:

- декомпрессия изображений;
- анализ и подготовка сопроводительной информации снимков;
- радиометрическая и геометрическая коррекция видеоданных;
- расчёт параметров геопривязки снимков.

Для достижения высокой оперативности подобной многоступенчатой обработки спроектирована и разрабатывается система автоматического управления этими процессами. Данная система решает следующие задачи:

- получение и сопровождение заданий на обработку от системы планирования;
- загрузка и подготовка исходных данных для каждого этапа обработки из системы хранения;
- запуск и сопровождение приложения-обработчика, выполняющего задания;
- формирование отчёта о проведённой обработке;
- размещение результатов обработки в системе хранения наземного комплекса приёма и обработки изображений.

Кроме того, для повышения оперативности, система предварительной и первичной обработки содержит локальное высокопроизводительное хранилище обрабатываемой информации. Для этих же целей этап снятия сжатия с изображений проводится при помощи специализированного программно-аппаратного комплекса декомпрессии с использованием высокопроизводительных модулей на основе программируемых логических интегральных микросхем.

Построенная система состоит из нескольких программных компонентов, которые можно разделить на две группы — специальное программное обеспечение управления и специальное программное обеспечение обработки. Процесс обработки целевой информации представлен в системе в виде последовательности заданий, которые инициируются в системе либо по ее внутренней логике, либо приходят из системы планирования. Специальное программное обеспечение управления обеспечивает корректность процесса выполнения текущих заданий и за выставление новых заданий. Задания подразделяются на несколько типов, за выполнение каждого типа заданий отвечают соответствующие программные компоненты специального программного обеспечения обработки — программы-обработчики.

Схема устройства программного обеспечения системы приведена на рис. 1.

Спроектированная система позволяет осуществлять обработку в полностью автоматическом режиме, начиная от приёма данных с КА и заканчивая формированием радио-

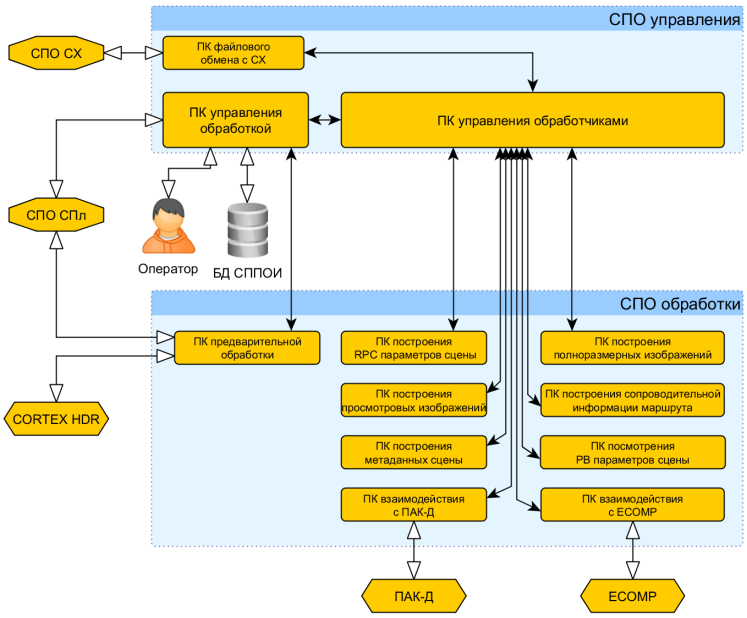


Рис. 1

метрически и геометрически откорректированных геопривязанных изображений. Участие оператора требуется только для мониторинга работы системы и разрешения нештатных ситуаций.

При разработке используются кроссплатформенные технологии. Архитектура системы допускает её горизонтальное масштабирование.

Список литературы

1. Бусарова Д.А., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Применение математических методов для обработки целевой информации системы оптических телескопов // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, Королёв, 2014, с. 172.

2. Бусарова Д.А., Ли М.В., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Создание средств обработки информации системы оптических телескопов // Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике, Москва, 2015, с. 403.

МЕТОД ВИРТУАЛЬНОЙ ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ НЕПРЕРЫВНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Месяц А. И.
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли, а также наземный комплекс обработки целевой информации, поступающей с аппарата. В задачи наземного комплекса входит получение целевой информации с аппарата и обработка её до состояния, пригодного для использония прикладными специалистами в области геодезии и картографии.

Одной из задач, возникающей при наземной обработке полученных данных, является построение непрерывного изображения снимаемой сцены. Эта задача возникает из-за особенностей расположения линеек фоточувствительных элементов системы оптико–электронного наблюдения (СОЭН), которая формирует изображения (см. рис. 1, слева). В настоящей работе излагается метод виртуальной подстилающей поверхности, предназначенный для решения этой задачи.

Метод основывается на использовании координат расположения детекторов на фокальной плоскости, предоставляемых разработчком СОЭН в паспорте устройства, без использования данных навигации и ориентации космического аппарата (КА) или поиска общих точек. Эти координаты известны с достаточно высокой точностью.

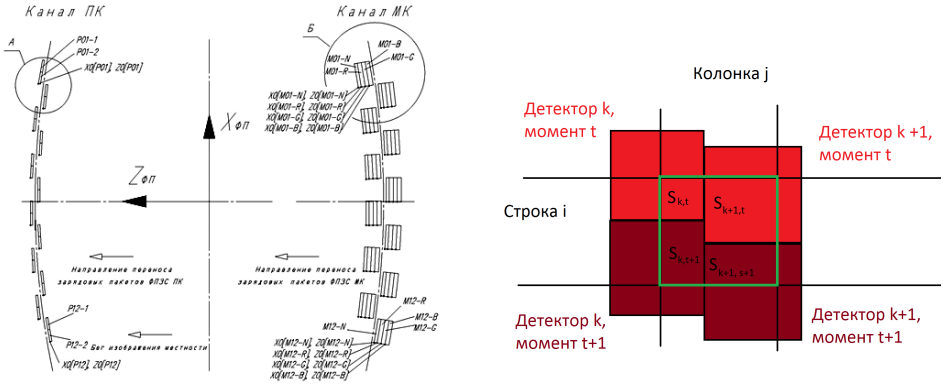


Рис. 1. Слева: расположение линеек на фокальной плоскости. Справа: пиксели подстилающей поверхности

Приведем краткое описание работы метода.

Занумеруем детекторы цветового канала от 1 до M. Пусть обрабатываемая сцена была снята СОЭН в дискретный набор моментов времени $t_0, t_1, \ldots, t_N$. Обозначим через $q_k(t)$ интенсивность, зафиксированную детектором номер k в момент времени t. Множество $\{q_k(t_i)\}_{k=1,i=1}^{N,M}$ представляет собой полную совокупность информации, зафиксированной СОЭН, из которой необходимо построить непрерывное изображение сцены.

Рассмотрим отображение $P_t(\cdot) : \mathbb{R}^2 \to \mathbb{R}^3$, переводящее координаты фокальной плоскости в момент t в некоторое фиксированное пространство географических координат (например, широта, долгота, высота). Это отображение взаимно однозначно в силу своего физического смысла. Рассмотрим «идеальное изображение» — то изображение, которое можно было бы получить, если бы отображение P_t было известно абсолютно точно: $Y = \bigcup\limits_{i,j} Y_{ij}$, где i, j — строка и столбец пиксела в изображении. Здесь Y_{ij} — фиксированная область в пространстве географических координат. Естественно определить «идеальное значение» пиксела как функцию значений всех интенсивностей детекторов, которые засняли отвечающую ему область Y_{ij}:

$$w_{ij} = F\left(i, j, \{(k, l, q_k(t_l)) : \ (k,l) \in Q_{ij}\}\right), \ Q_{ij} = \{(k,l) : \ P_{t_l}(x_k) \in Y_{ij}\}. \qquad (1)$$

Поскольку размер фактически заснятой детектором области не обязан совпадать с размером пиксела выходного изображения, между ними нельзя поставить взаимно однозначное соответсвтие, и поэтому в (1) фигурирует функция-фильтр F, которая по набору интенсивностей выдает скалярное значение (например, это может быть взвешенное среднее).

Формула (1) исходит из движения фокальной плоскости в пространстве географических координат. Перейдем в фокальную плоскость и рассмотрим проекцию выходного изображения, которая теперь будет совершать движение относительно неподвижных детекторов. Тогда

$$Q_{ij} = \hat{Q}_{ij},\ \hat{Q}_{ij} = \{(k,l) : x_k \in P_{t_l}^{-1}(Y_{ij})\}$$

Отображение $\hat{Y}(t) = \bigcup\limits_{i,j} P_t^{-1}(Y_{ij})$ задаёт движение проекции изображения в фокальной плоскости. В силу взаимной однозначности отображения P_t при фиксированном t, задание траектории образа пиксела Y_{ij} однозначно задает Y_{ij}, и, следовательно, результирующее изображение. Задание этих траекторий и определяет *виртуальную подстилающую поверхность*, которая и даёт название методу.

Выбор траекторий отдельных пикселов $\hat{Y}_{ij}(t) = P_t^{-1}(Y_{ij})$ однозначно задаёт движение виртуальной подстилающей поверхности. Эти трактории можно выбирать произвольно (при условии сохранения конфигурации и связности).

Задание конкретных траекторий $\hat{Y}_{ij}(t)$ зависит от параметров съёмки, межстрочного интервала и функции–фильтра F. Удобные для расчётов формулы можно получить, если задать $\hat{Y}(t)$ движущейся вдоль оси Z фокальной плоскости (направление бега местности) с постоянной скоростью, каждый $\hat{Y}_{ij}(t)$ считать квадратом со сторонами, параллельными осям координат, со стороной, не превосходящей размер детектора.

Рассмотрим пиксел на выходном изображении в позиции i, j (на рис. 1, справа обозначенный зелёной рамочкой). За счет выбора скорости движения поверхности можно добиться того, чтобы в момент времени t_n максимум два соседних детектора,k и $k+1$, пересекли его, и они же пересекли его при следующем откладывании линейки, в момент $n+1$, и больше никакие декторы пиксел не пересекали. Пусть $s(k,n)$ — площадь пересечения пиксела поверхности в позиции i, j и пиксела k-го детектора в момент времени n. Тогда в результирующее изображение в позицию i, j будет записано следующее значение:

$$v_{ij} = \Big(q_k(t_n)s(k,t) + q_{k+1}(t_n)s(k+1,t) + q_k(t_{n+1})s(k,t+1) + q_{k+1}(t_{n+1})s(k+1,t+1)\Big)\times \\ \times \Big(s(k,t) + s(k+1,t) + s(k,t+1) + s(k+1,t+1)\Big)^{-1}.$$

Описанный метод был реализован и протестирован на данных аппарата «Egyptsat». Метод позволяет строить непрерывное изображение сцены с хорошей точностью вне зависимости от подстилающей поверхности и угла съемки. При реализации были использованы результаты, полученные в рамках работ по системам оптических телескопов [1,2].

Список литературы

1. Бусарова Д.А., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Применение математических методов для обработки целевой информации системы оптических телескопов // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, Королёв, 2014, с. 172.

2. Бусарова Д.А., Ли М.В., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Создание средств обработки информации системы оптических телескопов // Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике, Москва, 2015, с. 403.

МЕТОД ОБЩИХ ТОЧЕК С УЧЁТОМ ДАННЫХ НАВИГАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ НЕПРЕРЫВНОГО ИЗОБРАЖЕНИЯ СИСТЕМЫ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ КА ДЗЗ EGYPTSAT-A

Бахарев А. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время РКК «Энергия» разрабатывает спутник дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «EgyptSat-A» для Арабской Республики Египет, а также наземный комплекс обработки целевой информации, получаемой от аппарата. Оптическая система данного космического аппарата (КА) состоит из набора линеек фоточувствительных элементов, расположенных вдоль кривых определенного вида на фокальной плоскости. Такая структура позволяет уменьшить нежелательные оптические искажения получаемых снимков. Однако изображения, формируемые соседними линейками фотодетекторов, не являются непрерывно совмещёнными между собой. В связи с этим при наземной обработке целевой информации возникает задача построения (синтеза) непрерывных изображений на основе данных отдельных линеек. Настоящая работа посвящена решению этой задачи при помощи метода общих точек с применением данных навигации и ориентации.

Метод общих точек широко применяем для решения задач совмещения изображений. Этот подход применялся для обработки данных отечественных аппаратов ДЗЗ [3,4]. Метод общих точек состоит из следующих этапов:

- нахождение особых точек на изображениях от разных линеек;
- вычисление дескрипторов особых точек;
- поиск точек с близкими дескрипторами;
- вычисление математического преобразования между найденными точками;
- синтез непрерывного изображения.

Метод обеспечивает высокую точность совмещения в том случае, когда соответствия между особыми точками были найдены правильно. К недостаткам этого метода можно отнести отсутствие гарантии его корректной работы:

- точки могут быть не найдены, если снимаемый аппаратом ландшафт в значительной степени однороден (поля, пустыни);
- точки могут быть найдены неверно, если снимаемый аппаратом ландшафт содержит несколько похожих элементов (стоящие в ряд дома).

В таком случае совмещенный снимок будет непригоден для дальнейшего использования.

Альтернативным подходом построения непрерывного изображения является использование данных навигации и ориентации КА для определения географических координат. Эти данные могут быть использованы либо в точной модели, соответствующей реальной оптической системе, либо в одной из приближенных моделей, например, модели рациональных полиномиальных коэффициентов (RPC).

Применение такого подхода гарантирует корректность результата совмещения вне зависимости от подстилающей поверхности. К недостаткам подхода можно отнести меньшую, по сравнению с методом общих точек, точность из-за погрешностей в знании данных навигации и ориентации.

Логическим развитием данных методов является алгоритм, рассматриваемый в настоящей работе и объединяющий эти два подхода. Алгоритм состоит из следующих шагов:

- при помощи набора коэффициентов RPC, построенного с учётом данных навигации и ориентации, выделяются прямоугольные области перекрытия на изображениях соседних детекторов;
- на втором этапе алгоритм нахождения общих точек находит соответствия в найденных на первом шаге областях;
- по этим соответствиям производится построение преобразования для совмещения фрагментов и синтез непрерывного изображения.

Такое решение позволяет обеспечить высокую точность совмещения изображений и уменьшить зависимость результата от фактической подстилающей поверхности.

Алгоритм был реализован в виде программного компонента с использованием программных библиотек GDAL и OpenCV. При реализации алгоритма были использованы математические методы и решения, основанные на опыте обработки данных системы оптических телескопов [1,2].

Список литературы

1. Бусарова Д.А., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Применение математических методов для обработки целевой информации системы оптических телескопов // Тезисы докладов XX научно-технической конференции молодых ученых и специалистов, Королёв, 2014, с. 172.

2. Бусарова Д.А., Ли М.В., Месяц А.И., Прокопьев В.П. Создание средств обработки информации системы оптических телескопов // Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике, Москва, 2015, с. 403.

3. А.Е. Кузнецов, В.И. Побаруев, В.И. Пошехонов, О.А. Пресняков. Программный комплекс обработки информации от сканерно-кадровых съемочных систем КА «Канопус-В» и «БКА» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2014. Т. 11. № 1. С. 287–300.

4. О.А. Гомозов, В.В. Еремеев, А.Е. Кузнецов, В.В. Лось, О.А. Пресняков, К.К. Соловьева. Алгоритмы и технологии обработки информации от КА «Ресурс-ДК» // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2008. В. 5. Т. 1. С. 69–76.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ПРОВЕРКИ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕТРАНСЛЯТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Орлов Е. В.[1], Мисюрин С. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одной из главных задач космической отрасли является проверка высокочастотных характеристик космических аппаратов (КА). Для выполнения этой задачи международные и государственные корпорации разрабатывают различные измерительные приборы и системы, но для решения частных задач подобрать комплекс средств достаточно трудоемко, а заказать полностью готовую к эксплуатации систему измерений с покрывающим все запросы программным обеспечением (ПО) крайне дорого. В результате исследования рынка технологий возникла необходимость создания собственной измерительной системы и ПО для автоматизированного управления всем комплексом измерительных устройств. В ходе работы были выбраны необходимые измерительные приборы:

- измерители мощности (ИМ),
- анализаторы сигналов (АС),
- анализаторы электрических цепей (АЭЦ),
- генераторы стандартных сигналов (ГС),
- векторные генераторы сигналов,
- генератор сигналов произвольной формы,
- генератор опорной частоты.
- многофункциональные устройства (МФУ),
- источники питания постоянного тока (ИП).

Вышеперечисленные измерительные устройства входят в комплекс «Высокочастотная измерительная наземная аппаратура» (ВЧИНА), предназначенный для измерения радиотехнических характеристик автоматических космических аппаратов связи и вещания в диапазоне частот до 20 ГГц. В состав ФПО ВЧИНА входят ФПО контроллеров и ФПО автоматизированного рабочего места (АРМ). ФПО контроллеров обеспечивает взаимодействие ФПО (АРМ) с измерительными устройствами, а в ФПО АРМ реализованы алгоритмы измерения радиотехнических характеристик, представленные в виде циклограмм, система хранения результатов измерений, формирования отчетов, учета калибровочных коэффициентов и панели удаленного управления измерительными устройствами, у которых нет собственного веб-интерфейса. Новые закупленные измерительные устройства не поддерживали операционную систему Windows XP, поэтому ФПО АРМ было адаптировано в среде разработки Embarcadero RAD Studio, а ФПО Контроллеров было адаптировано в Microsoft Visual Studio.

В ходе работы над проектом КА «Ангосат» потребовалось провести мониторинг стабильности выходной мощности всех стволов ретранслятора одновременно. Для решения этой задачи был разработан алгоритм и программно реализована циклограмма считывания характеристик с нескольких анализаторов спектра одновременно. Для загрузки всех стволов КА использовался векторный генератор сигналов в связке с генератором сигналов произвольной формы, которые формируют многочастотные сигналы для одновременной загрузки бортовой аппаратуры ретранслятора многотоновым сигналом в двух частотных диапазонах в полосах до 1000 МГц. Генератор сигналов произвольной формы формирует с заданным шагом в диапазоне от 0 до 500 МГц сетку частот [1], которой модулируется векторный генератор, формируя загрузочный сигнал ретранслятора. Такой подход к формированию сетки загрузочных сигналов не требует наличия отдельного генератора для каждого ствола ретранслятора, что значительно уменьшает стоимость комплекса измерительных средств.

Перед проведением измерений необходимо выполнить калибровку измерительных трактов в частотном диапазоне КА. Для решения этой задачи использовался векторный

анализатор цепей, который позволяет проводить анализ комплексных коэффициентов передачи и отражения четырёхполюсников. Результаты измерений выводятся в различных форматах: модуль и фаза коэффициента передачи в прямом и обратном направлении; модуль и фаза коэффициента отражения от входа и от выхода четырёхполюсника; групповое время запаздывания (ГВЗ); коэффициент стоячей волны (КСВ). Результаты могут быть выведены в линейном и логарифмическом масштабах, для удобства восприятия графиков имеется набор маркеров. Преимуществом анализатора электрических цепей является то, что встроенные переключатели позволяют менять местами порт-источник сигнала и приёмник, проводя измерение коэффициентов передачи в прямом и обратном направлении [2]. Таким образом, для проведения множества измерений параметров исследуемого тракта, например, калибровки трактов по затуханию и задержке, не требуется перестыковка соединителей. Результаты измерений с помощью ФПО ВЧИНА заносятся в базу данных и используются при последующих измерениях.

ВЧИНА обеспечивает контроль и измерение радиотехнических характеристик бортового ретрансляционного комплекса (БРК) при всех видах заводских испытаний КА (проверочные включения, комплексные испытания, термовакуумные испытания, испытания на электромагнитную совместимость, электростатический разряд).

Во время испытаний КА «Ангосат» проверялись следующие характеристики ретранслятора с помощью ФПО ВЧИНА:

- амплитудная характеристика (поиска точки насыщения),
- амплитудно-частотная характеристика,
- частота сдвига,
- измерение мощности и частоты маяка,
- измерение стабильности выходной мощности на термоциклах.

Измерительный комплекс ВЧИНА использовался в термовакуумных испытаний КА «Ангосат», что позволило существенно снизить расходы по проверке КА. Стоимость комплекса ВЧИНА 1 млн долларов США на момент 2014 года, а коллеги из Франции и Германии предлагали для испытаний КА «Ангосат» арендовать подобный комплекс за 520 тысяч евро в месяц. Отдельные приборы ВЧИНА использовались при испытаниях космического аппарата «Egyptsat» и других проектах.

Список литературы

1. Спутниковая связь и вещание: Справочник. 2-е изд., перераб. И .доп/ Г.Б. Аскинази, В.Л. Быков, М.Н. Дьячкова и др.; под ред. Л.Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1988. 344 с.: ил.

2. Абубакиров Б.А., Гудков К.Г., Нечаев Э.В. Измерение параметров радиотехнических цепей / под ред. В.Г. Андрущенко, Б.П. Фатеева. М.: Радио и связь, 1984. 248 с., ил.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСЛОВИЙ РАДИОВИДИМОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ

Ломаев Ю. С.[1], Иванов И. А.[1]

[1]Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край

Исследование условий радиовидимости навигационных космических аппаратов является важной задачей, позволяющей увеличивать эффективность ретрансляции КА слежения излучаемых спутниками сигналов. Решение указанной задачи приводит к улучшению качества определения местоположения целевых объектов.

В качестве способа, используемого для увеличения эффективности ретрансляции, применяются разработки модифицированных приёмных антенных решёток, создаваемых путём увеличения количества приёмных антенн. Однако реализация данного способа финансово затратная. Увеличение числа приёмных антенн увеличивает массу аппарата в целом, следовательно, необходимо затратить больше ресурсов для вывода КА на орбиту. Теоретическим альтернативным способом увеличения эффективности ретрансляции является увеличение количества передатчиков НКА, однако, в рамках существующих навигационных спутниковых систем практическая состыковка дополнительных передатчиков к уже функционирующим НКА с имеющимися передатчиками (направлены в сторону Земли) фактически невозможна. Так как конструктивное улучшение либо сложно в реализации, либо финансово нерентабельно, возникает идея программного улучшения. Очевидно, что для увеличения эффективности ретрансляции стоит обратить внимание на модуляцию и фильтрацию сигнала. Модуляция позволяет при организации вещания настроить функционирование всех приёмо-передающих устройств на разные частоты с тем, чтобы устройства не создавали помехи друг другу [1]. Фильтрация сигнала необходима для уменьшения влияния теплового шумового излучения Земли, планет, Солнца, звёзд и межзвёздной среды [2]. Схематичное изображение процессов модуляции и фильтрации принимаемых сигналов приведено на рис. 1.

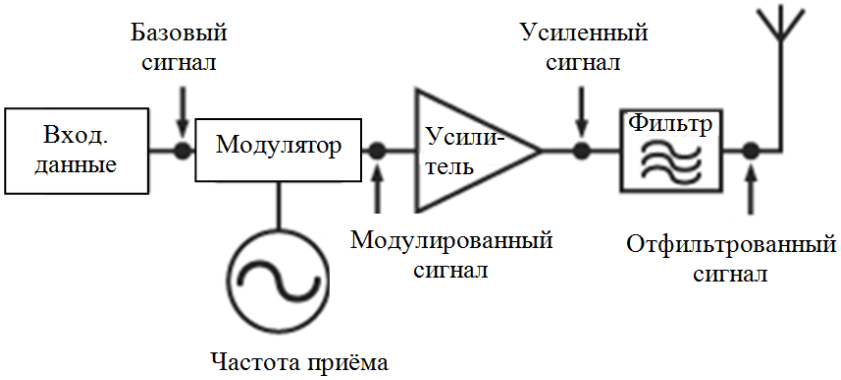


Рис. 1. Модуляция и фильтрация принимаемых сигналов

В работе использовались такие стандартные методы фильтрации, как фильтры Бесселя, Баттерворта, Чебышева, эллиптический фильтр [3-5]. В качестве улучшенного алгоритма фильтрации рассматривался модифицированный алгоритм фильтрации нижних частот (ФНЧ). Алгоритм основан на прямом и обратном преобразованиях Фурье с введением эвклидовой метрики для определения полосы пропускания. В основе определения полосы пропускания заложена идея дискретизации сигнала с последующим рассмотрением среднего расстояния между всеми парами точек и сравнением найденного среднего расстояния с расстоянием между каждыми двумя соседними точками. Расстояние d_{mid} между двумя соседними точками p_{i-1} и p_i (i — номер точки) рассчитывается по формуле

(1), и проверяется условие (2):

$$d_{mid} = \frac{\sqrt{(p_1^1 - p_1^2)^2 + (p_2^1 - p_2^2)^2 + \ldots + \sqrt{(p_1^n - p_1^{n-1})^2 + (p_2^n - p_2^{n-1})^2}}}{n-1} = \\ = \frac{\sum\limits_{i=1}^{n-1} \sqrt{\sum\limits_{j=1}^{2} (p_j^{i+1} - p_j^i)^2}}{n-1}, \quad (1)$$

где n — число точек, j — размерность, i — номер точки.

Для фильтра верхних (нижних) частот:

$$\begin{cases} \textit{если} & d(p^i, p^{i+1}) - d_{mid} > (<)0, \textit{то } d(p^i, p^{i+1}) \in w_{cutoff} \\ \textit{иначе} & d(p^i, p^{i+1}) \in w_{bandwidth} \end{cases}, \quad (2)$$

где $w_{cutoff(bandwidth)}$ — полосы среза и пропускания соответственно.

В качестве модельного примера рассматривается анализ условий распространения навигационных сигналов от НКА до КА слежения в течение 10 дней (от 00:00:00 01.06.2016 до 00:00:00 11.06.2016, время UTC). Результаты влияния алгоритмов фильтрации сигналов на условия радиовидимости НКА приведены в табл. 1. Алгоритмы имеют одинаковые начальные параметры.

Таблица 1

Методы фильтрации (фильтры)	Количество сеансов радиовидимости	Максимальное / минимальное количество радиовидимых спутников	Среднее количество радиовидимых спутников
Бесселя	1939	19/5	13,12
Баттерворта	1940	18/5	12,89
Чебышева	1825	16/2	10,23
Кауэра	1941	19/6	13,17
Модифицированная ФНЧ	1945	19/6	13,41

Наилучшие показатели радиовидимости наблюдаются при использовании модифицированной ФНЧ. Полученные результаты могут быть полезными при проектировании приёмных антенн КА слежения. В дальнейшем планируется исследовать влияние алгоритма модифицированной ФНЧ на условия радиовидимости НКА при долговременном орбитальном движении КА слежения.

Список литературы

1. Сергиенко А. Б. Цифровая обработка сигналов. СПб. : Питер, 2002. 608 с.

2. Джиган В. И. Адаптивная фильтрация сигналов: теория и алгоритмы. М.: Техносфера, 2013. 528 с.

3. Павлов В. Н. Схемотехника аналоговых электронных устройств: учебное пособие для студентов высших учебных заведений. М.: Академия, 2008. 288 с.

4. Айфичер Э., Джервис Б. Цифровая обработка сигналов. Практический подход. 2-е издание. Пер. с англ. М.: Вильямс, 2004. 992 с.

5. Левин В. Л., Микшис М. Н., Теплюк И. Н. Аналоговые и цифровые фильтры: расчет и реализация. М.: Мир, 1982. 592 с.

ВОПРОСЫ МОДЕРНИЗАЦИИ ПРИЕМНОГО ТЕЛЕВИЗИОННОГО КОМПЛЕКСА «ОРИОН»

Лагунов С. И.[1], Аванесов Е. Д.[1], Лоховин В. А.[1]
[1]ФГУП «ЦЭНКИ», г. Москва, Россия

В настоящее время прием телевизионной (ТВ) информации с транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) «Союз-МС», транспортных грузовых кораблей (ТГК) «Прогресс-МС» и Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) в режиме реального времени организована с применением приемных телевизионных комплексов (ПТК) «Орион».

Приемные телевизионные комплексы «Орион» входят в состав радиосредств наземного комплекса управления (НКУ) РС МКС. ПТК «Орион» размещены на космодроме Байконур, который эксплуатируется ФГУП «ЦЭНКИ», и на отдельных командно-измерительных комплексах (ОКИК) (г. Красное село, г. Щелково, г. Барнаул, г. Улан-Удэ, г. Енисейск, г. Уссурийск), которые эксплуатируются космическими войсками ВКС России.

ПТК «Орион» на космодроме Байконур, в отличие от размещенных на ОКИК, задействуется не только на орбитальных витках, но и во время предстартовой подготовки, запусках и на этапе активного участка выведения на промежуточную орбиту ТПК «Союз».

ПТК «Орион» разработаны в 1980-х годах, аппаратура морально и физически устарела и выработала свой технический ресурс. Составные части аппаратуры, комплектующие изделия и радиоэлектронные компоненты из состава аппаратуры в настоящее время промышленностью не выпускаются и не имеют зарубежных аналогов [1].

В период с 2014 г. по 2015 г. была проведена поэтапная модернизация аппаратуры ПТК «Орион» на ОКИК и космодроме Байконур:

1. Проведена отработка цифровой телевизионной радиолинии с применением ПТК «Орион» на космодроме Байконур.

2. Проведено дооснащение ПТК «Орион» аппаратурой обеспечения приема цифрового ТВ-сигнала.

3. Проведена модернизация антенной системы К-526М из состава ПТК «Орион» на ОКИК в части автоматизированной системы наведения.

4. Проведена отработка передачи цифровой телевизионной информации с ПТК «Орион» космодрома Байконур внешним потребителям ЦУП и стенда генерального конструктора.

Работы по модернизации аппаратуры ПТК «Орион» проводились ФГУП «ЦЭНКИ» совместно с АО «НИИ телевидения», ЗАО «КИА Системы».

В настоящее время ФГУП «ЦЭНКИ» проводит работы по созданию цифровой системы передачи цифровых телевизионных сигналов с ПТК «Орион» на ОКИК и космодроме Байконур в ЦУП и стенд Генерального конструктора.

При модернизации ПТК «Орион», применении цифровых технологий решался вопрос синхронизации аппаратуры.

Для обеспечения синхронизации технологических систем применяется система единого времени (СЕВ), с помощью которой решаются задачи частотно-временного обеспечения (ЧВО) при подготовке и запусках ТПК и ТГК, а именно:

- формирование и хранение шкалы времени (ШВ), синхронизированной со шкалой времени Государственного первичного эталона единиц времени, частоты и национальной шкалы времени (ФГУП «ВНИИФТРИ»);
- формирование и выдача составным частям ПТК «Орион» синхроимпульсов, синхрочастот, кодов времени, сигналов «Контакт подъема» и «Старт»;
- часофикация аппаратных ПТК «Орион».

Деятельность, связанная с ЧВО (выполнение измерений, применение средств измерений, методик (методов) измерений и т. д.), регулируется двумя основными Федераль-

ными законами: «Об обеспечении единства измерений» от 18.07.2011 № 242-ФЗ и «Об исчислении времени» от 04.03.2011 г. № 107-ФЗ [2,3].

В 2014-2017 годах, одновременно с модернизацией аппаратуры ПТК «Орион», осуществлялась масштабная модернизация средств и систем ЧВО космодрома Байконур. Работы были развернуты на стартовых комплексах (СК), измерительных пунктах (ИП) космодрома.

Целью модернизации было обновление аппаратуры, обеспечение синхронизации технологических систем с использованием современных технологий передачи информации, а также соединение с помощью волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) разрозненных средств СЕВ, расположенных на площадках космодрома, в единую общекосмодромную систему. Для этого в состав системы был введен центральный пункт СЕВ (ЦП-СЕВ).

Синхронизация цифровых устройств из состава ПТК — цифровых приемников, аппаратуры автоматизированной системы наведения антенной системы и цифрового телекоммуникационного оборудования — в настоящий момент осуществляется по протоколу NTP (стек протоколов TCP/IP).

Работы по модернизации аппаратуры СЕВ космодрома Байконур проводились ФГУП «ЦЭНКИ», совместно с АО «РИРВ».

Модернизации аппаратуры СЕВ выполнялась по следующим направлениям:

- поддержание современных методов синхронизации технологических систем;
- достижение высокого уровня надежности, унификации;
- обеспечение требуемых параметров хранения и воспроизведения шкалы времени и частоты;
- оптимизация массогабаритных характеристик и энергопотребления;
- организация удаленного мониторинга технического состояния аппаратуры СЕВ.

Выводы.

Поэтапная модернизация аппаратуры ПТК «Орион» позволила:

1. Продлить технический ресурс аппаратуры ПТК «Орион» на ОКИК и космодроме Байконур минимум на 10 лет.

2. Повысить качество принимаемой комплексом ТВ-информации с ТПК «Союз МС», ТГК «Прогресс МС» и РС МКС.

3. Повысить эксплуатационные характеристики комплекса:

- снизить энергопотребление аппаратуры;
- оптимизировать обслуживающий персонал, эксплуатирующий комплекс.

4. Создать научно-технический задел в части применения и отработки новых технологических решений, который может применяться в будущем при создании новых телевизионных комплексов.

Список литературы

1. Умбиталиев А.А. Космическое телевидение: скромно в авангарде // Журнал «Экспертный союз» № 0 (33).

2. Федеральный закон «Об обеспечении единства измерений» от 18.07.2011 № 242-ФЗ.

3. Федеральный закон «Об исчислении времени» от 04.03.2011 г. № 107-ФЗ.

СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Галкин К. А.[1], Сашин Д. И.[1], Чиркунова А. А.[1], Баранов П. С.[2], Белоус Д. А.[2]
[1]АО «НИИ телевидения», г. Санкт-Петербург, Россия
[2]Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет им. В. И. Ульянова (Ленина), «ЛЭТИ», г. Санкт-Петербург, Россия

В АО «НИИ телевидения» разрабатывается многокамерная система технического зрения, предназначенная для эксплуатации в условиях открытого космоса.

В систему входит ряд цветных камер, работающих в стандарте ED (Enhanced Definition) 1280H×720V с частотой кадров 25 Гц. Исполнение камер — негерметичное, для передачи цифрового видеосигнала используется интерфейс HD-SDI со скоростью передачи некомпрессированных цифровых видеоданных 1485 Мбит/с. Негерметичное исполнение выбрано для снижения массы и габаритных размеров телевизионных камер. В камерах применены объективы с малыми значениями дисторсии по полю зрения — в пределах 0,1...0,2% при углах поля зрения от 25° до 86° по горизонтали. Столь малые значения дисторсии необходимы из-за того, что телевизионные камеры будут использованы в том числе и для измерительных целей.

Указанные паспортные значения дисторсии объективов проверялись путем съемки с их помощью звездного неба и сравнения полученных с точностью до долей пиксела значений координат звезд со значениями из известных каталогов.

Объективы были диафрагмированы до значений 1:4...1:5,6 для получения максимальной разрешающей способности и требуемой глубины резко изображаемого пространства.

Все камеры снабжены светодиодными осветителями со световым потоком 250... 500 лм.

Для защиты от воздействия солнечной радиации толщина стенок телевизионных камер, выполненных из алюмомагниевого сплава, выбрана равной 8 мм. Этим же целям служит и защита входного зрачка объектива стеклом К-108 толщиной 8 мм.

Для защиты от возникновения тиристорного эффекта в телевизионных камерах используется отечественная микросхема радиационной защиты.

Конструктивно телевизионные камеры выполнены аналогично телевизионной камере звездного датчика, также разработанной в АО «НИИ телевидения» [1].

Для одновременной передачи цифровых видеоданных от трех телевизионных камер по радиоканалу быв выбран диапазон 5...6 ГГц. Выделенная в этом диапазоне частот полоса в 80 МГц обеспечивает передачу цифровых видеоданных до 60 Мбит/с и телеметрии и команд управления в двунаправленном канале 3 Мбит/с.

Приемо-передающие устройства дублируются для обеспечения надежности передачи. Совместно с ними планируется использование квадрифилярных антенн с круговой поляризацией. Данные антенны в настоящее время находятся на стадии разработки.

В радиоканале используются WiFi-подобные сигналы.

Так как пропускная способность канала связи ограничена значением 60 Мбит/с, а цифровой поток видеоданных от трех камер составляет 4455 Мбит/с в системе технического зрения использована компрессия цифровых видеосигналов, которую осуществляет отдельный блок, выполненный также в негерметичном исполнении.

На вход этого блока поступают цифровые видеоданные от шести камер в стандарте HD-SDI, а на выходе формируется интерфейс Ethernet 100. С учетом того, что каждая цветная телевизионная камера формирует цифровой поток до 400 Мбит/с, а в радиоканале каждой из трех камер выделяется не более 20 Мбит/с, коэффициент компрессии оказывается равным примерно 20. Невысокое значение коэффициента компрессии объясняется тем, что несмотря на использование алгоритмов компрессии семейства MPEG, временное предсказание не используется.

Это связано с тем, что в системе технического зрения недопустимы большие значения задержек во времени, которые возникают при использовании во время кодирования последовательности кадров.

В настоящее время проведены экспериментальные исследования макетов отдельных узлов системы технического зрения. В докладе приводятся результаты экспериментов, связанных с температурными режимами работы телевизионных камер [2], с измерением дисторсии объективов, с работой радиоканала.

Список литературы

1. Иванов В. А., Левко Г. В., Манцветов А. А., Степовой А. В., Баранов П. С., Морозов А. В., Пучка Е. Ю., Письменный Е. В., Сашин Д. И. Телевизионная камера для малогабаритного звездного датчика // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2014. Вып. 1. С. 43–51.

2. Стрижнев К. В., Белоус Д. А., Баранов П. С., Литвин В. Т., Манцветов А. А., Михайлов В. А. Анализ количества темновых электронов твердотельных фотоприемников при высокой рабочей температуре // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2017. Вып. 2. С. 31–40.

Секция 6

ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА И РОБОТОТЕХНИКА

Председатель к.т.н. Зорин Ю. А.,
руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Месилина Е. А.

СПЕЦИАЛЬНОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ИМИТАТОРА СТЫКОВОЧНЫХ АГРЕГАТОВ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО УНИВЕРСАЛЬНОГО

Голоскоков Д. Б.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Создание новых космических аппаратов (КА) требует применения накопленного опыта проектирования других КА. При проектировании КА с большим количеством впервые применяемых приборов и агрегатов возникает необходимость в создании комплексного стенда (КС) КА.

Испытания на КС начинаются раньше испытаний штатного изделия, что позволяет выявить ошибки во взаимодействии разработанных новых приборов и агрегатов. Зачастую к этому времени не все из приборов и агрегатов прошли полный цикл испытаний. Поэтому для ускорения ввода в эксплуатацию и начала испытаний КС КА применяются имитаторы составных частей КА.

Для имитации стыковочных агрегатов (СтА) используется имитатор стыковочных агрегатов электрический универсальный (ИСАЭУ). ИСАЭУ позволяет заменить полную номенклатуру стыковочных агрегатов используемых в КА на данный момент (рис. 1).

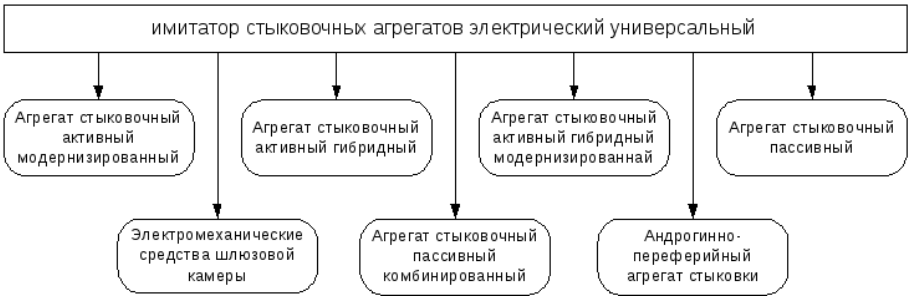


Рис. 1. Имитируемые СтА при помощи ИСАЭУ

ИСАЭУ с установленным специальным программным обеспечением (СПО) для имитирует аналоговые, дискретные и потенциометрические датчики СтА.

СПО позволяет произвести проверку прохождения электрического сигнала от единичного контакта любого датчика или ламели привода СтА. ИСАЭУ с СПО, позволяет имитировать движения приводов СтА, пусковой ток, номинальный ток и перегрузку по току.

Для имитации датчиков и ламелей приводов СтА применяются модули с реле, соединенные по интерфейсу Universal Serial Bus с персональным компьютером с установленным на нем СПО [1]. СПО разработано на языке программирования Borland Delphi 7.0 [2].

Участие оператора ИСАЭУ при работе с СПО сводится к минимуму, так как СПО полностью в автоматическом режиме выполняет имитацию движения приводов СтА. Оператор лишь визуально контролирует выполнение режимов функционирования СтА.

При помощи СПО проводятся все разделы проверок СтА, аналогичные испытаниям со штатными СтА.

Заключение. Предложенное СПО было применено при электрических испытаниях КС многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ), что позволило до завершения испытаний стыковочных агрегатов проверить правильность электрических взаимосвязей и соединений СтА с другими системами МЛМ, проверить функционирование блоков управления систем стыковки и провести полный цикл электрических проверок, аналогичных испытаниям со штатными СтА.

Список литературы

1. Universal Serial Bus (USB). URL: http://www.usb.org. Дата обращения 03.09.2017.
2. С.И. Бобровский Delphi 7. Учебный курс. П.: Питер СПб, 2003. 736 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СИЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ШТАНГ НОВОГО ПЕРИФЕРИЙНОГО СТЫКОВОЧНОГО МЕХАНИЗМА

Чернышев И. Е.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Соединение космических аппаратов (КА) на орбите производится с помощью стыковочных агрегатов (СтА) [1]. Компенсацию промахов сближения, поглощение энергии относительного движения и стягивание КА осуществляет стыковочный механизм (СтМ), установленный на активном агрегате. В настоящее время в рамках инвестиционного проекта разрабатывается андрогинный периферийный СтА (АПАС), удовлетворяющий требованиям Международного стандарта систем стыковки IDSS [2]. Агрегат может быть использован как для сборки российских станций, так и для участия в международных проектах. Основой кинематической схемы его СтМ является платформа Гью-Стюарта [3-4] — параллельный манипулятор, в котором стыковочное кольцо (управляемое тело) соединено с основанием шестью штангами с поступательными шарнирами.

Известные СтМ являются демпферами кинетической энергии относительного движения КА. Разрабатываемый механизм является её аккумулятором [6]. Энергия относительного движения КА накапливается во вращательных спиральных пружинных механизмах (ПМ), связанных со штоками штанг шарико-винтовыми преобразователями и снабженных управляемыми устройствами блокировки отдачи. Каждый ПМ противодействует уменьшению хода штока своей штанги от максимального, соответствующего переднему положению (ПП) СтМ, до промежуточного, соответствующего исходному положению (ИП) перед стыковкой, и до полностью втянутого, соответствующего конечному положению (КП). Управляемая блокировка отдачи не допускает выдвижения штоков поступательных шарниров из корпусов штанг в указанных положениях СтМ и после сцепки. Для улучшения условий сцепки блокировка может быть снята при нахождении СтМ в ИП по сигналу первого контакта для выдвижения кольца СтМ навстречу пассивному СтА. Блокировка ПМ штанг после сцепки предотвращает неконтролируемое движение СтМ и возникновение недемпфируемых контактов звеньев механизма между собой и с корпусом СтА.

Одной из задач при проектировании СтМ является выбор силы сопротивления штоков штанг, которая исключает недемпфируемые контакты звеньев механизма при накоплении энергии после сцепки. Вследствие наличия у СтМ трех фиксированных положений (ПП, ИП и КП) желаемая характеристика изменения этой силы имеет два участка: первый соответствует перемещению из ПП в ИП, второй — из ИП в КП. Первый главным образом определяет податливость СтМ при достижении сцепки, второй в основном предназначен для аккумулирования энергии и выравнивания КА. Каждый участок характеризуется начальной величиной силы сопротивления и отношением конечной (максимальной) и начальной сил сопротивления и ходом (длиной). Начальная сила сопротивления первого участка в ПП для надежного обеспечения сцепки должна с запасом превышать суммарную силу сопротивления защелок и силу, развиваемую устройствами подмотки тросов системы стягивания. Для второго участка сила начального сопротивления в ИП должна быть равна максимальной силе первого, а отношение сил предварительно соответствует нормальной спиральной пружине [7], которая обеспечивает минимальные массу и габариты пружинного механизма. При расчете работы сил сопротивления каждой штанги используется допущение об аккумулировании энергии только на втором участке характеристики. Это создает запас для ограничения хода СтМ до возникновения точек контакта, так как сцепка может быть достигнута на первом участке.

Без учета трения работа сил сопротивления штанг при движении СтМ между двумя его любыми конфигурациями не зависит от траектории движения между ними. Поэтому если работа этих сил при движении от сцепки до возникновения некоторого контакта звеньев будет больше, чем кинетическая энергия относительного движения КА, то при аккумулировании этой энергии данный контакт не будет достигнут. Трение в реальном СтМ рассеивает энергию КА и также создает запас для ограничения движения.

Для расчета параметров сопротивления штанг используется максимально возможное значение энергии относительного движения КА, которое соответствует выбранным его инерционным характеристикам и максимальным значениям всех компонент линейных и угловых скоростей на момент первого контакта. В реальности максимальные значения этих компонент одновременно не достигаются, поэтому выбор для расчета максимальной величины кинетической энергии также создает запас для ограничения движения. Предполагается, что удар выдвигающегося вперед кольца в пассивный СтА не изменяет энергию сближения КА вследствие относительно малой массы кольца.

При решении поставленной задачи формируется список возможных точек контакта звеньев. Для его получения применяется алгоритм сканирования рабочего пространства СтМ [8] по сетке с заданным шагом по трем линейным и трем угловым координатам стыковочного кольца с использованием кинематической и трехмерной контактной модели СтМ [9]. Смещение кольца в выбранном направлении заканчивается, когда обнаружен контакт звеньев или ход хотя бы одной штанги вышел за пределы диапазона, определяемого её конструкцией, что рассматривается как недемпфируемый контакт и ограничение на рабочее пространство СтМ.

Вначале рассчитываются параметры второго участка характеристики силы сопротивления уменьшению штоков штанг. Отношение сил сопротивления этого участка полагается известным. Рассчитывается сила сопротивления штанги в ИП в зависимости от величины хода штока из ИП в КП. Каждой точке контакта из сформированного набора ставится в соответствие неравенство, отражающее требование того, чтобы работа сил сопротивления всех штанг СтМ при его движении из ИП в конфигурацию, соответствующую этой точке, была больше максимальной величины энергии относительного движения КА. Каждое неравенство решается отдельно и для заданного ИП определяется наихудший вариант контакта, которому соответствует наибольшее значение силы сопротивления. Решением поставленной задачи является график зависимости силы сопротивления штока штанги в ИП от хода из КП до ИП.

После выбора ИП и соответствующей ему силы сопротивления определяются параметры первого участка. Величина хода из ИП в ПП есть разность максимальной длины штанги и хода из КП в ИП. Отношением сил сопротивления для первого участка является отношение сил в ИП и ПП.

Заключение. В докладе предложены математические модели, алгоритм сканирования и методика расчёта нелинейной характеристики силы сопротивления штоков штанг, которая позволяет исключить недемпфируемые контакты звеньев механизма между собой и с корпусом СтА во время стыковки КА.

Список литературы

1. В.С. Сыромятников Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984.

2. International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD). URL: http://internationaldockingstandard.com. Дата обращения 28.08.2017.

3. V. E. Gough, Contribution to discussion of papers on research in Automobile stability, control, and tyre performance, Proc. Auto Div., Inst. Mech. Eng., pp 392–394, 1956–1957.

4. D. Stewart, A Platform with Six Degrees of Freedom, Proc. Inst. Mech. Eng., 180(1), No. 15, 1965, pp. 371–386.

5. Заявка №2017119305 от 01.06.2017.

6. Т.А. Гевондян Пружинные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. 368 с.

7. И.Е. Чернышев Алгоритмы сканирования рабочего пространства перспективного периферийного стыковочного механизма космических аппаратов, «Механика и процессы управления» (М.: РАН, 2012), МСНТ.

8. И.Е. Чернышев Комбинированная модель 6-степенной платформы Гью-Стьюарта для проектирования перспективного стыковочного механизма, сборник «Итоги диссертационных исследований» (М.: РАН, 2012), МСНТ.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ УСТРОЙСТВ ПОГЛОЩЕНИЯ ЭНЕРГИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СТЫКОВОЧНЫХ МЕХАНИЗМОВ

Рассказов Я. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Сцепка российских стыковочных агрегатов (СтА) осуществляется за счет кинетической энергии активного космического аппарата (КА). После ее достижения оставшуюся энергию необходимо поглотить до сближения стыковочных плоскостей при стягивании СтА. Поэтому в стыковочных механизмах для этого традиционно используются специальные устройства — фрикционные муфты, пружинные механизмы и электромагнитные демпферы [1]. При проектировании для их расчета традиционно использовались приближенные инженерные методики, основой которых являлись обобщенные экспериментальные данных [2,3]. На современном этапе развития техники стыковки выросли требования к снижению уровня контактных нагрузок. Это обусловило необходимость более качественного проектирования устройств демпфирования с использованием более точных математических моделей и компьютерных методик.

Поэтому при выборе параметров фрикционного тормоза (ФрТ) для перспективного стыковочного механизма (СтМ) со схемой типа «штырь-конус», предназначенного для КА «Федерация», была разработана его аналитическая модель, учитывающая биение момента при срабатывании тормоза. Ее работоспособность подтвердилась как автономными испытаниями ФрТ, так и его испытаниями в составе СтМ на 6-степенном стенде «Конус», имитирующем поведение КА во время стыковки. В докладе рассматривается одна из причин возникновения биения момента сопротивления ФрТ — допускаемая погрешность изготовления и сборки фрикционных дисков; её влияние на характеристику. Предлагается способ уменьшения этого эффекта.

Для участия в перспективных международных программах освоения дальнего космоса в настоящее время в рамках инвестиционного проекта РКК «Энергия» разрабатывается проект нового периферийного СтА, соответствующего международному стандарту систем стыковки (IDSS) [4]. Его амортизационная система обеспечивает аккумулирование, а не демпфирование, кинетической энергии сближения КА в спиральных пружинных механизмах (ПМ), размещённых в штангах СтМ [5]. Необходимое качество функционирования СтМ может быть обеспечено при использовании пружинных механизмов (ПМ) с переменной жесткостью. Для расчета их параметров была разработана принципиально новая математическая модель предварительной технологической обработки пружинной ленты, модели ее деформации с использованием новых цилиндрических конечных элементов и функционирования в составе ПМ, а также компьютерные методики моделирования и визуализации результатов. В докладе рассматриваются основные результаты проделанной работы и приводятся основные характеристики ПМ, которые являются исходными данными для разработки его конструкции.

Заключение. В докладе представлены принципиально новые математические модели и методики расчета фрикционных тормозов с шариковым регулятором, нелинейных спиральных ПМ с пружинной лентой переменной ширины. Эти устройства будут использованы в СтМ СтА для перспективных программ освоения ближнего и дальнего космоса.

Список литературы

1. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984.

2. Гевондян Т.А. Пружинные двигатели. М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1956. 368 с.

3. Ряховский О.А., Иванов С.С. Справочник по муфтам. Л.: Политехника, 1991. 385 с.

4. International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD). URL: http://internationaldockingstandard.com. Дата обращения 28.08.2017.

5. Патентная заявка № 2017119305 от 01.06.2017.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ ШТАНГ ПЕРСПЕКТИВНОГО ПЕРИФЕРИЙНОГО СТЫКОВОЧНОГО МЕХАНИЗМА

Карпенко А. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Стыковочный механизм (СтМ) андрогинного периферийного агрегата стыковочного (АПАС), применявшегося на космических аппаратах Союз и Space Shuttle, представлял собой сложную систему штанг — шарико-винтовых механизмов линейного перемещения, соединенных с общим приводом и демпферами посредством дифференциальных механизмов [1, с.92]. В настоящее время разрабатывается новый АПАС, совместимый с международным стыковочным стандартом IDSS [2]. В докладе рассматривается конструкция штанг его СтМ, позволяющая реализовать кинематическую схему, изложенную в заявке на патент [3].

Разрабатываемая штанга представляет собой привод линейных перемещений со следующими особенностями:

- для поглощения энергия сближения космических аппаратов используется пружинный механизм (ПМ) вращательного типа, с блокировкой отдачи, он обладает меньшими габаритами по сравнению с другими устройствами такого типа;
- для преобразования поступательного движения штока штанги во вращение ПМ применен малогабаритный шарико-винтовой преобразователь (ШВП); с ПМ преобразователь связан простым одноступенчатым редуктором; в отличие от штанг АПАС он не является дифференциальным механизмом;
- выдвижение штока штанги в исходное положение (ИП) осуществляется через ШВП под действием момента ПМ с временно снятой блокировкой отдачи;
- включение и снятие блокировки отдачи пружины обеспечивается управляемым устройством фиксации, в состав которого входят храповой механизм и электромагнитная фрикционная муфта;
- достижение ИП штанги определяется устройством контактным; по его сигналу включается устройство фиксации, блокирующее дальнейшую отдачу пружинного механизма и выдвижение штока;
- в процессе стыковки, после выхода всех штанг в ИП, потеря сигнала этого положения в датчике любой из штанг приводит к формированию в блоке управления статусного сигнала «первый контакт» и снятию блокировки с ПМ всех штанг; это позволяет осуществить быстрое выдвижение кольца СтМ навстречу кольцу пассивного агрегата для улучшения условий сцепки;
- длина штока штанги отслеживается потенциометрическим датчиком;
- масса разрабатываемой штанги составляет примерно 5,5 кг, что значительно меньше других возможных конструкций.

Список литературы

1. Сыромятников В. С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с., ил.

2. Docking International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD) http://www.internationaldockingstandard.com/ (дата обращения: 28.08.2017).

3. Периферийный стыковочный механизм. Заявка на патент, Рег. № 2017119305 от 01.06.2017.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ГИБКОГО НЕСИММЕТРИЧНОГО РОТОРА В АКТИВНОМ МАГНИТНОМ ПОДВЕСЕ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

Поляков М. В.[1,2]

[1]Акционерное общество «Научно-производственный центр «Полюс», г. Томск, Россия

[2]Национальный исследовательский Томский политехнический университет г. Томск, Россия

Активный магнитный подвес является комплексной мехатронной системой, состоящей из объекта управления, исполнительных устройств (электромагнитных подшипников), датчиков обратной связи, системы управления. Одна из основных задач при проектировании и оптимизации активного магнитного подвеса заключается в разработке математического описания его элементов, в том числе и объекта регулирования — вращающегося ротора [1,2]. Математическая модель ротора должна достаточно точно описывать его упругие свойства, поскольку они непосредственно определяют критические частоты и амплитуды вынужденных колебаний — основные параметры, характеризующие надежность и безопасность системы магнитного подвеса.

Ротор электродвигателя-маховика системы ориентации космического аппарата представляет собой массивный обод, соединенный с валом тонкой диафрагмой. Первая упругая собственная частота ротора соответствует угловым колебаниям обода и диафрагмы относительно вала вокруг поперечной оси и может лежать в рабочем диапазоне частоты вращения. При составлении математической модели такая форма колебаний позволяет условно разделить ротор на вал и обод-диафрагму, определенным образом связанные друг с другом: обычно при поперечных перемещениях связь является абсолютно жесткой, при угловых перемещениях она характеризуется угловой жесткостью $R_д$. Таким образом, модель ротора (рис. 1) имеет шесть обобщенных координат: линейные перемещения вала совместно с ободом-диафрагмой x, y, угловые перемещения вала $\varphi_в$, $\theta_в$, угловые перемещения обода-диафрагмы $\varphi_д$, $\theta_д$. Магнитные опоры характеризуются жесткостями C_A и C_B.

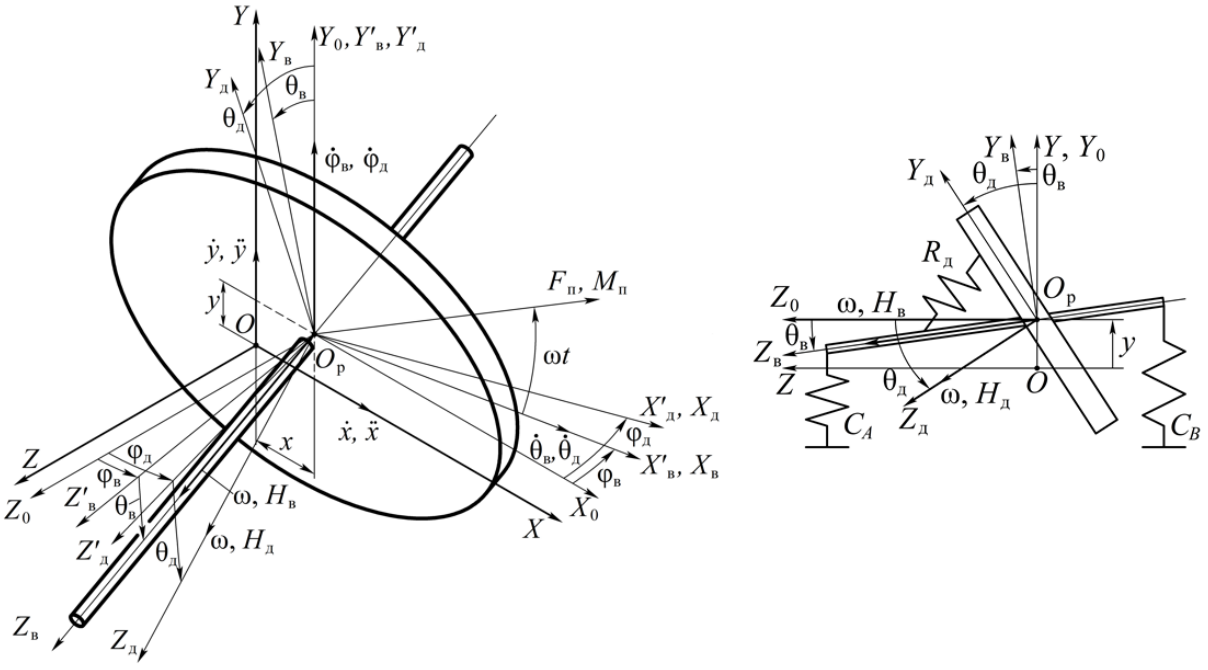


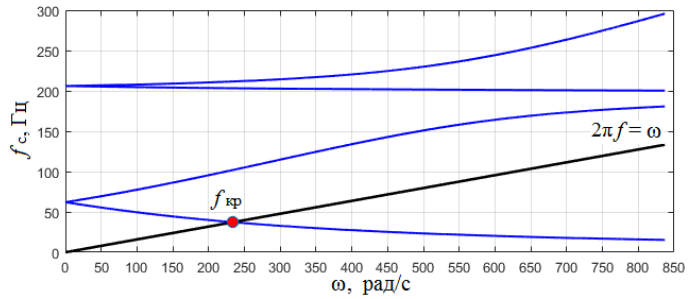
Рис. 1. Модель несимметричного гибкого ротора, вращающегося в магнитном подвесе

Модель несимметричного гибкого ротора описывается системой уравнений (1), которая получена решением уравнения Лагранжа для каждой обобщенной координаты:

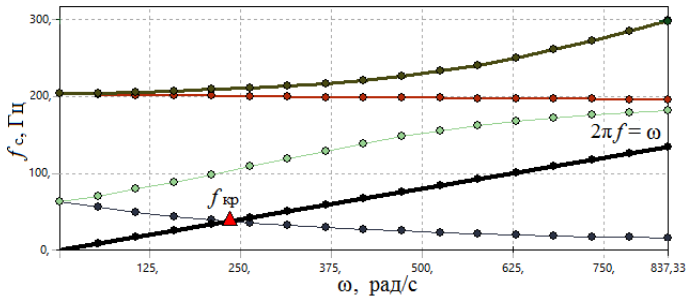
$$\begin{cases} M\ddot{x} + Cx + N\varphi_{\text{в}} = F_{\text{п}}\cos(\omega t + \varphi); \\ M\ddot{y} + Cy + N\theta_{\text{в}} = F_{\text{п}}\sin(\omega t + \varphi); \\ J_{\text{э.в.}}\ddot{\varphi}_{\text{в}} + J_{\text{о.в.}}\omega\dot{\theta}_{\text{в}} + Nx + (R_{\text{в}} + R_{\text{д}})\varphi_{\text{в}} - R_{\text{д}}\varphi_{\text{д}} = M_{\text{п}}\cos(\omega t + \varphi); \\ J_{\text{э.д.}}\ddot{\varphi}_{\text{д}} + J_{\text{о.д.}}\omega\dot{\theta}_{\text{д}} + R_{\text{д}}\varphi_{\text{д}} - R_{\text{д}}\varphi_{\text{в}} = M_{\text{п}}\cos(\omega t + \varphi); \\ J_{\text{э.в.}}\ddot{\theta}_{\text{в}} - J_{\text{о.в.}}\omega\dot{\varphi}_{\text{в}} + Ny + (R_{\text{в}} + R_{\text{д}})\theta_{\text{в}} - R_{\text{д}}\theta_{\text{д}} = M_{\text{п}}\sin(\omega t + \varphi); \\ J_{\text{э.д.}}\ddot{\theta}_{\text{д}} - J_{\text{о.д.}}\omega\dot{\varphi}_{\text{д}} + R_{\text{д}}\theta_{\text{д}} - R_{\text{д}}\theta_{\text{в}} = M_{\text{п}}\sin(\omega t + \varphi), \end{cases} \quad (1)$$

где M — масса ротора; C, $R_{\text{в}}$ — главная жесткость подвеса при поперечных и угловых перемещениях; N — побочная жесткость подвеса; $J_{\text{э.в}}$, $J_{\text{о.в}}$ — экваториальный и осевой моменты инерции вала; $J_{\text{э.д}}$, $J_{\text{о.д}}$ — экваториальный и осевой моменты инерции обода-диафрагмы; ω — угловая скорость ротора; $F_{\text{п}}$, $M_{\text{п}}$ — помеховая сила и момент сил.

Верификация математической модели проводилась сравнением критических частот, полученных при решении системы уравнений (1), с результатами конечно-элементного модального анализа в среде ANSYS (рис. 2). Выбор среды ANSYS обусловлен наличием модуля «Rotordynamics», позволяющего определять динамические характеристики роторных машин, в том числе и критические частоты, а также строить диаграмму Кэмпбелла. Аналитическое решение системы уравнений (1) осуществлялось в среде Matlab с помощью специально разработанного .m-файла. На приведенных графиках критические частоты ротора в магнитном подвесе составляют 234,62 рад/с (ANSYS) и 235,0 рад/с (MATLAB).



а)



б)

Рис. 2. Диаграмма Кэмпбелла, построенная в среде MATLAB (а) и ANSYS (б)

Разработанная математическая модель позволяет определять собственные частоты и критические скорости гибкого ротора электродвигателя-маховика с погрешностью не более 2% и применяется для дальнейшего проектирования и оптимизации системы электромагнитного подвеса и исследования ее динамических характеристик.

Список литературы

1. Сарычев А. П., Руковицын И. Г. Математическая модель ротора для анализа управления магнитными подшипниками // Вопросы электромеханики. 2008. Т. 107. С. 11–15.

2. Абдурагимов А. С., Верещагин В. П., Рогоза А. В. Идентификация динамических свойств ротора в системе магнитного подвеса // Вопросы электромеханики. 2014. Т. 143. С. 7–10.

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МЕХАТРОННЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Креусова А. С.[1]
[1]ЦНИИ РТК, г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время в мире активно ведется разработка космических манипуляторов [1]. Все разработки ведутся на Земле, и нет однозначного понимания, как поведет себя манипулятор в космосе. На Земле существенное влияние на манипулятор оказывает сила тяжести, в космосе ее влияние минимально. Следовательно, повторить происходящие в космосе процессы на реальном шарнире в земных условиях сложно. Для решения этой задачи необходимо создать имитационную модель, повторяющую процессы, происходящие в шарнире.

Построим имитационную модель шарнира манипулятора, включающую двигатель постоянного тока, планетарный и волновой редуктора.

Модель системы была прототипирована в пакете Matlab/Simulink. Поведение модели совпадало с поведением реального шарнира, но время моделирования двух секундного процесса работы шарнира занимало 5,09 с.

Так как модель разрабатывается для последующего использования в конечной системе управления, время расчетов должно быть не больше времени моделируемого процесса. Поэтому модель была реализована с помощью системы линейных дифференциальных уравнений на языке Матлаб. Общий вид системы ЛДУ(1):

$$\dot{X} = AX + BU \tag{1}$$

где A — матрица коэффициентов системы X — вектор состояний B — матрица управления U — вектор управления.

Составляется система уравнений на основе уравнения тока в цепи двигателя постоянного тока, уравнения скорости на валу двигателя[2], уравнения упругости волнового редуктора. Следующая математическая модель описывает динамику шарнира(2):

$$\begin{cases} \frac{dI}{dt} = -\frac{R}{L}I - \frac{K_e}{L}w_{\text{дв}} + \frac{U}{L} \\ \frac{dw_{\text{дв}}}{dt} = \frac{K_{\text{м}}I}{J_{\text{дв}}} - \frac{K_{\text{у}}}{J_{\text{дв}}Z_pZ_v}\left(\frac{\varphi_{\text{дв}}}{Z_pZ_v} - \varphi_v\right) - \frac{M_{\text{тр дв}}}{J_{\text{дв}}} \\ \frac{dw_v}{dt} = \frac{K_{\text{у}}}{J_v}\left(\frac{\varphi_{\text{дв}}}{Z_pZ_v} - \varphi_v\right) - \frac{M_{\text{н}}}{J_v} - \frac{M_{\text{тр дв}}}{J_v} \\ \frac{d\left(\frac{\varphi_{\text{дв}}}{Z_pZ_v} - \varphi_v\right)}{dt} = \left(\frac{w_{\text{дв}}}{Z_pZ_v} - w_v\right) \end{cases}, \tag{2}$$

Положение двигателя и шарнира находим через первообразную от X (3):

$$\dot{Y} = E\dot{X}, \tag{3}$$

где E — единичная матрица, Y — вектор углов.

Верификация модели, описывающая шарнир с помощью ЛДУ, по модели шарнира в пакете Matlab/Simulink дала схожие результаты. Возникшие расхождения в результатах незначительны и связаны с использованием более быстрого алгоритма интегрирования. Время моделирования двух секундного процесса с помощью системы уравнений — 1,79 с, что в три раза быстрее, чем моделирование в пакете Matlab/Simulink.

Модель, описывающая шарнир с помощью ЛДУ, была перенесена на язык С и интегрирована с программным обеспечением реального шарнира для проведения процедуры валидации. Время вычисления функций расчета шарнира на языке С — 4 мкс.

Был поставлен эксперимент, в котором один и тот же входной сигнал был подан на реальный шарнир и на имитационную модель. Результаты эксперимента представлены на рис. 1.

Имитационная модель и реальный шарнир отрабатывают положение и скорость на выходном валу волнового редуктора с пренебрежимо малой погрешностью.

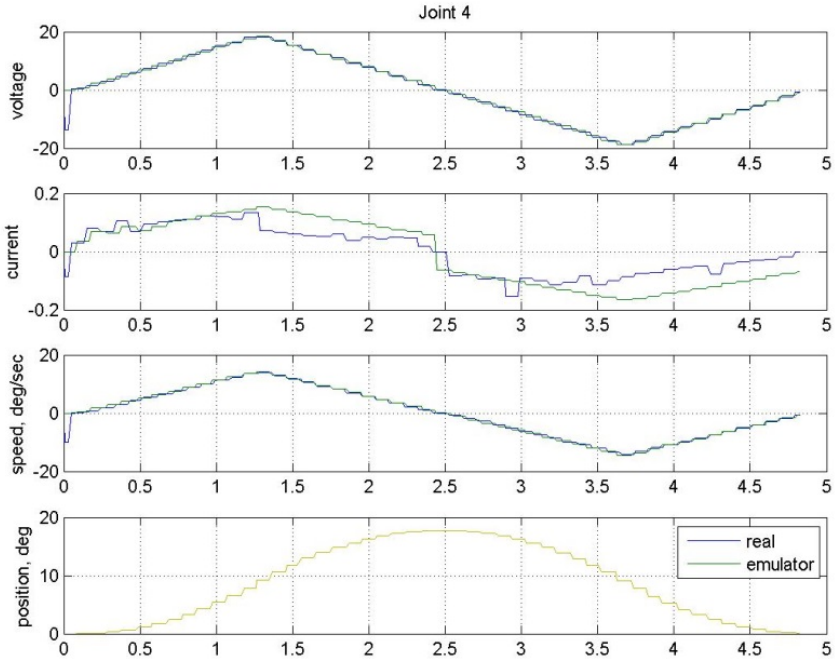


Рис. 1. Результаты эксперимента

В результате проделанной работы была получена модель шарнира, которая совместима с реальным ПО и имитирует работу реального шарнира с приемлемой точностью. Это даёт возможности для настройки системы управления, проверки её работоспособности при изменении параметров, проверки реакции шарнира на нештатные ситуации. Работа имитационной модели в реальном времени позволяет использовать ее для комплексного моделирования и отработки программного обеспечения робототехнических систем до натурных экспериментов.

Список литературы

1. Макетный образец манипуляционной системы сервисного космического аппарата / Даляев И.Ю., Шардыко И.В. // Экстремальная робототехника: Труды международной научно-технической конференции. СПб.: ООО «АП4Принт», 2016. С. 411–415.

2. Моделирование динамики электромеханической части привода системы управления с волновым зубчатым редуктором / Тарабарин В.Б., Тарабарина З.И. // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2015. Вып. 5. С 117–127.

ИМПЕДАНСНОЕ УПРАВЛЕНИЕ В МАНИПУЛЯЦИОННЫХ СИСТЕМАХ — ЭФФЕКТИВНЫЙ СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ И УДОБСТВА УПРАВЛЕНИЯ

Шардыко И. В.[1], Титов В. В.[1]

[1]ГНЦ РФ «Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики» (ЦНИИ РТК), г. Санкт-Петербург, Россия

Технический уровень манипуляционных систем (МС) определяется совокупностью ряда критериев, среди всего многообразия которых велика важность таких критериев, как безопасность функционирования и удобство управления. В робототехнике существуют различные способы повысить как безопасность, так и удобство работы. К числу наиболее популярных можно отнести применение систем технического зрения (СТЗ) [2,3] и силомоментное управление [2–4]. В случае МС космического назначения СТЗ не может обеспечивать в полной мере как удобство, так и безопасность, таким образом, возникает интерес рассмотреть вопрос о применении силомоментного управления, в рамках которого перспективным представляется применение импедансного управления при траекторном управлении МС космического назначения.

Импедансное управление (ИУ) [3] — метод непрямого управления усилием, при котором развиваемое объектом управления усилие зависит от рассогласования от целевого положения. Общий закон для шарнира МС в качестве объекта управления имеет вид:

$$\tau_{req} = \tau_{obj} + S(q)(q_{req} - q_{cur}) + D(q, \dot{q})(\dot{q}_{req} - \dot{q}_{cur}) \quad (1)$$

где τ_{req} — рассчитываемый момент, развиваемый шарниром (задание), τ_{obj} — объективный момент, равный в общем случае сумме моментов действующих на шарнир силы тяжести, центробежных и кориолисовых сил, S — коэффициент упругости импеданса, D — коэффициент затухания импеданса, q_{req} и $\dot{q}_{req}$ — целевое положение и требуемая скорость шарнира, q_{cur} и $\dot{q}_{cur}$ — фактические положение и скорость шарнира.

Распространённым случаем задания для МС является исполнение траектории, т. е. последовательности положений во времени. Как правило, траектория задаётся для рабочей точки (РТ) инструмента и пересчитывается в положения шарниров. На уровне оператора траектория содержит произвольное количество точек, заданных запоминанием отдельных точек для построения линии движения (из отрезков прямых) либо табличным способом при помощи ручного ввода координат, либо при помощи ручного обучения (метод записи и воспроизведения).

По закону (1) формально регулируется усилие (момент), но регулирование момента эквивалентно регулированию положения, при условии точного задания τ_{obj} и отсутствия внешних воздействий, что следует из слагаемого $S(q)(q_{req} - q_{cur})$. В случае же контакта с препятствием, сила реакции влияет на значение фактического момента τ_{ext}, приводя к появлению неуравновешенного момента $\tau_{un} = \tau_{ext} - \tau_{obj} = S \cdot (q_{req} - q_{cur})$ (пренебрегая скоростной составляющей), который в свою очередь приводит к отклонению фактического положения от целевого положения алгоритмически, а не механически. При типовой формулировке задачи манипулятор движется в свободном пространстве. Однако на пути манипулятора могут оказаться объекты внешней среды (препятствия) после завершения планирования (например, появление человека в рабочей зоне) либо из-за ошибок в определении взаимного положения манипулятора и внешних объектов, в таких ситуациях оправдано применение ИУ. Предлагается применение ИУ в МС космического назначения в связи с высокими требованиями к безопасности и сложностью построения полной детерминированной модели окружающей среды.

Практическое применение закона (1) реализуется на уровне контроллера шарнира (КШ), при этом целевые значения и коэффициенты задаются со следующего по иерархии уровня управления — контроллера манипулятора (КМ). Объективный момент для манипуляторов, работающих при сравнительно малых скоростях на земной поверхности (при

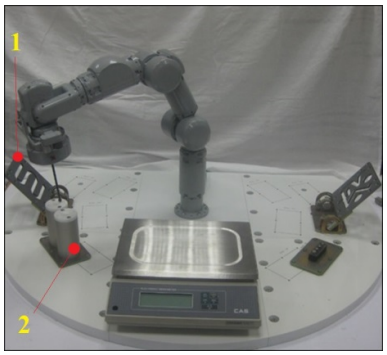
наземной отработке), состоит только из момента сил тяжести. Для работы КШ контроллер манипулятора рассчитывает траекторию и загружает её на КШ до начала движения, а также рассчитывает моменты силы тяжести и передаёт их КШ во время работы.

При испытаниях были выполнены следующие эксперименты:

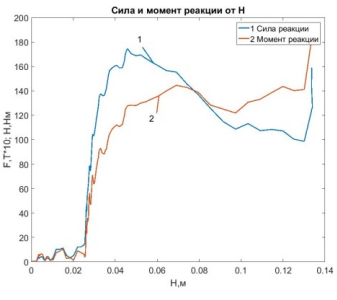
а) помещение стержня в отверстие при исходном осевом рассогласовании;

б) движение вдоль ломаной линии, проходящей через жёсткий объект.

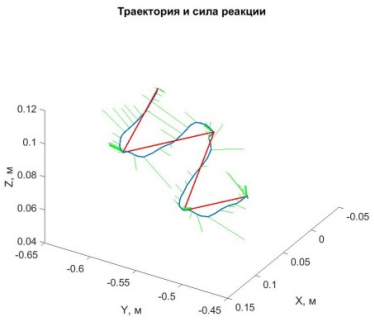
Эксперименты проведены на исследовательском стенде (рис. 1а) [5]. Объектом является шестистепенной тестовый манипулятор для отработки МС сервисного космического аппарата [6,7], также показанный на рис. 1а. Для управления манипулятором разработано ПО, описание которого также приведено в [5]. Эксперимент (а) проведён на панели стенда 1 «Отверстия», график (рис. 1б) показывает изменение усилия при помещении стержня в отверстие. Эксперимент (б) проведён на панели 2 «Траектория», график (рис. 1в) показывает заданную и исполненную траекторию, а также вектор силы реакции в точках траектории. Эксперименты подтвердили повышение безопасности работы и удобства управления МС при импедансном управлении.



а



б



в

Рис. 1. Исследование импедансного управления

Список литературы

1. Система технического зрения для телеуправляемых космических роботов / Горбунов В.И., Кулаков Ф.М. // Экстремальная робототехника: Труды международной научно-технической конференции. СПб.: ООО «АП4Принт», 2016. С. 277–280.

2. Control of generalized contact motion and force in physical human-robot interaction / Magrini E., Flacco F., De Luca A. // Proceedings of 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), May 2015, Seattle, USA.

3. Collision Detection and Reaction: A Contribution to Safe Physical Human-Robot Interaction / Haddadin S., Albu-Schaffer A., De Luca A., Hirzinger G. // Proceedings of 2008 IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), Sept. 2008, Nice, France.

4. Titov V., Shardyko I., Isaenko S. Force-Torque Control Implementation for 2 DoF Manipulator // Procedia Engineering. 2014. Vol. 69. pp. 1232–1241.

5. Макетный образец манипуляционной системы сервисного космического аппарата / Даляев И.Ю., Шардыко И.В. // Экстремальная робототехника: Труды международной научно-технической конференции. СПб.: ООО «АП4Принт», 2016. С. 411–415.

6. Means of robotic support for on-orbit servicing / A. Lopota, I. Dalyaev, I. Shardyko, E. Kuznetcova, I. Belezyakov // Annals of DAAAM and Proceedings of the International DAAAM Symposium. Zadar, Croatia, 2015. pp. 865–870.

7. Даляев И.Ю., Кузнецова Е.М., Шардыко И.В. Перспектива создания роботизированных сервисных спутников для технического обслуживания и продления сроков активного существования космических аппаратов // Робототехника и техническая кибернетика. 2015. № 3(8). С. 27–31.

ЗАДАЧА АДАПТАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАЗЛОЖЕНИЯ К ДИНАМИКЕ СЮЖЕТА

Чепелев А. Г.[1], Морозов А. В.[1]
[1]АО «НИИ Телевидения», г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время системы технического зрения находят применение во всевозможных областях человеческой деятельности, в том числе оно является актуальным для космического телевидения. Задачи обнаружения, классификации и слежения за малоразмерными изображениями объектов находит свое применение в таких системах технического зрения, как телевизионные системы астроориентации, системы обнаружения космического мусора, астероидов и комет, слежения за летательными аппаратами и т. п. Сужая область интересов до телевизионных систем космического применения, данная задача может иметь ряд особенностей, например, в пассивных системах наблюдения за стыковкой космических аппаратов обнаружение и классификация малоразмерных изображений объектов применяется на ранних этапах стыковки, когда целевой аппарат находится на большом удалении и представляет собой точку на изображении. В таком случае телевизионная система должна захватить изображение объекта интереса на фоне множества схожих по параметрам объектов.

Космический сюжет, а именно, процесс стыковки аппаратов, предполагает несколько ситуаций. Первая — удаленный малоразмерный объект ярче фона, тогда вполне вероятно появление ложных объектов в кадре на фоне интересующего объекта — звезд, или других космических аппаратов. При таких условиях не избежать введения межкадровой обработки, так как по одному кадру невозможно получить достоверную информацию об объекте. Данную проблему решает накопление серии кадров (от 2-х и более), а затем анализ накопленных кадров и разделение истинной и ложных целей.

Вторая ситуация противоположна первой — объект темнее фона, т. е. космический аппарат находится на фоне яркого тела, к примеру Земли. В случае, когда фон статичен, возможно обнаружение объекта по одному кадру, однако любая динамика и неоднородность фона приводит к алгоритмам межкадровой обработки.

При контроле сближения и стыковки КА необходимо учитывать принцип итерационного измерения координат, введенный С. П. Королевым: при изменении дистанции между КА меняются методы и параметры измерительных систем. В настоящее время данный принцип дополнен методом адаптации параметров разложения изображения твердотельными матричными фотоприемниками [1–3]. Введение этого принципа связано с ограниченной скоростью считывания сигнала с матричных фотоприемноков. Главным результатом является формализация простого принципа: для каждого сюжета существует свой оптимальный видеоряд, из которого выведено правило динамического выравнивания дисперсий межэлементных (по горизонтали и по вертикали) и межкадровой разностей видеосигнала: $D_{\Delta x} = D_{\Delta y} = D_{\Delta t}$. Это правило является следствием решения оптимизационной задачи, известной как изопериметрическая задача, и аналогичной по постановке и результатам нахождению нижней границы скорости передачи информации при заданной ошибке (эпсилон-энтропии). Такое выравнивание позволяет минимизировать промах при измерении пространственно-временных координат объектов.

Таким образом, оптическая система контроля стыковки, минимизирующая ошибку измерения пространственно-временных координат КА, должна реализовать взаимообмен четкости (число элементов разложения) и кадровой частоты. На дальней дистанции актуальна предельная четкость, так как скорость и размеры объекта малы, а на малой дистанции актуальная высокая кадровая частота — скорость и размеры объекта велики. Изменение четкости изображения может осуществляться только дискретно, так как в матричных фотоприемниках растр дискретный. Эта особенность вносит свою специфику в синтез систем управления.

Решение о взаимообмене принимается системой управления, которая измеряет z статистику, равной текущему отношению оценок дисперсий межэлементной и межкадровой

разностей:

$$z = \frac{D_{\Delta x}}{D_{\Delta t}}. \tag{1}$$

z статистика сравнивается с двумя порогами — верхним $\gamma_{\text{в}}$ и нижним $\gamma_{\text{н}}$. В простейшем случае система, адаптивная к динамике сюжета, может иметь два состояния:

- при $z > \gamma_{\text{в}}$ переход в состояние с максимальной четкостью;
- при $z < \gamma_{\text{н}}$ переход в состояние с максимальной кадровой частотой;
- при $\gamma_{\text{н}} \leq z \leq \gamma_{\text{в}}$ — сохранение имеющегося состояния.

При работе системы с двумя возможными состояниями теоретические значения верхнего и нижнего порогов составляют $\gamma_{\text{В}} = 2$, $\gamma_{\text{Н}} = 1/2$. Минимальное отношение порогов $d = \gamma_{\text{в}}/\gamma_{\text{н}}$ соответствует изменению отношений интервалов пространственной и временной дискретизации, что в рассматриваемом случае составляет 4.

Вместе с тем для обеспечения устойчивости адаптивной системы опоры на отношение порогов $d = \gamma_{\text{в}}/\gamma_{\text{н}} = 4$, обусловленное дискретностью растра, из-за неизбежного наличия в видеосигнале шумов, не достаточно. Если считать, что наблюдаемый сигнал можно моделировать случайным процессом с нормальным распределением, включающим некоррелированные сигнальную и шумовую компоненты, то опорная статистика z, является модифицированной статистикой Фишера–Снедекора [2]. Это распределение $p(z|\varphi)$ при фиксированном математическом ожидании φ статистики z при больших объемах выборки (соответствующих числу элементов в фотоприемной матрице, которое обычно имеет порядок $10^5 \ldots 10^7$) симметрично. Результаты расчета показывают, что при анализе в реальном времени каждого кадра (без задержки) при разумных значениях вероятности ложной тревоги (преждевременного изменения состояния системы, чреватого немедленным обратным изменением; $p_{\text{лт}} \leq 10^{-3}$) пороги существенно отличаются от минимальных, диктуемых дискретностью растра и отношение порогов $d_{1\leftrightarrow 2} = \gamma_{\text{в}}/\gamma_{\text{н}}$, в отсутствие флуктуаций равное 4, должно быть увеличено примерно до 9 [2]. При переходе в режим высокой кадровой частоты могут возникать выбросы Z-статистики, что может вызвать обратное переключение. Для исключения подобных ошибок в алгоритм необходимо вводить гистерезис в петле обратной связи с доверительным интервалом.

Высокое качество функционирования ОЭС измерения координат объектов обеспечивается адаптацией параметров разложения на основе поддержания (приближенного, с определенным доверительным интервалом) равенства оценок дисперсий приращений видеосигнала по всем аргументам.

Алгоритмы минимизации ошибок измерения изменяющихся во времени координат объектов при ограничении скорости считывания информации с фотоприемных матриц и обеспечения устойчивости системы автоматического управления параметрами разложения измерительной системы уже были разработаны и промоделированы на тестовом видеосюжете с монотонно изменяющимся размером объекта на изображении, что характерно для сюжета сближения кооперируемых космических аппаратов. В настоящее время необходимо провести эксперимент в реальных условиях.

Список литературы

1. Измерение качества видеоинформации, формируемой телекамерой / А. К. Цыцулин, Г. В. Левко, А. И. Бобровский, А. В. Морозов. // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2016. Вып. 2. С. 36–32.

2. Синтез прикладных телевизионных систем, адаптивных к динамике сюжета / А. А. Умбиталиев, В. В. Пятков, А. К. Цыцулин и др. // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2015. Вып 3. С. 88–99.

3. Статистический синтез управления телевизионной системой, адаптивной к динамике сюжета / А. А. Умбиталиев, В. В. Пятков, Г. В. Левко и др. // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2016. Вып. 1. С. 3–11.

АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ

Чепелев А. Г.[1], Курников А. С.[1], Морозов А. В.[1]
[1]АО «НИИ Телевидения», г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время системы технического зрения получили широкое распространение. Они используются во многих областях человеческой деятельности для решения всевозможных задач — от распознавания и классификации объектов до систем автоматического вождения. Наиболее актуальным направлением является использование стереозрения в робототехнике [1]. Далее рассмотрим некоторые задачи, решаемые системами технического зрения.

Задача распознавания лиц — одна из первых практических задач, которыми занимались специалисты по техническому зрению. Основная идея состоит в автоматической локализации лица на изображении и, если это требуется, идентификация человека по базе данных. В настоящее время это производится с помощью применения нейронных сетей, в связи с тем, что они имеют функцию самообучения. Нейронные сети «тренируют» на тестовых выборках лиц для получения наиболее полного и точного списка признаков. Из-за особенностей поставленной задачи, таких как различный размер лица на изображении, различные ракурсы и освещённости, используют сверточные нейронные сети, которые устойчивы к искажениям подобного рода [2].

Задача распознавания образов заключается в классификации объектов с помощью выделения определенных признаков, которые характеризуют данный объект.

Стереозрение используется в системах автоматического управления автомобилей для определения сигналов светофора, распознавания объектов, пешеходов и вычисления дальности до них. Основная сложность состоит в необходимости задействовать большие вычислительные мощности. Для построения карты глубины необходимо сопоставлять точки изображения с обоих камер в реальном времени. Пока не установлено соответствие глубина и, следовательно, дальность не могут быть точно определены. Также выделение объектов и построение карты глубины требует достаточной интенсивности изображения, что делает систему стерозрения ненадёжной в сложных погодных условиях [1].

Целью работы является разработка и моделирование мобильной системы технического зрения, основанной на телевизионной стереопаре, которая может быть использована в робототехнических системах транспортного, авиационного, промышленного, и в первую очередь — космического назначения, способной оценивать параметры карты глубины наблюдаемых сюжетов, а также обнаруживать и оценивать параметры объектов интереса на изображении. Для передачи данных используется беспроводной канал связи WiFi.

В макете используются две камеры OV7670 компании OmniVision, микроконтроллер на базе ARM процессора STM32F405VG фирмы STMicroelectronics, и WiFi модуля ESP8266 ESP-12F фирмы Ai-Thinker.

Камера OV7670 в настоящее время является одним из самых доступных модулей получения изображения. Она позволяет снимать цветное видео в максимальном разрешении 640×480 пикселей и скорости передачи до 30 кадров в секунду, поддерживает несколько способов кодирования — YUV 4:2:2, Raw RGB, RGB565/555, контролируется с помощью интерфейса SCCB, который полностью совместим с I2C.

Микроконтроллер STM32 используется в макете преимущественно в виде кодера видеоизображения. На вход поступает несжатое изображение в формате YUV 4:2:2 с обеих камер, на выходе получаем сжатую последовательность данных. Причем, в целях упрощения макетирования, из видеопотока формируется черно-белое изображение — обрабатывается только яркостная составляющая сигнала, что приводит к урезанию разрешения в два раза до размера 320×240 пикселей. Кадры с камер обрабатываются и передаются по-очередно.

WiFi модули ESP8266 серии ESP завоевали большую популярность у радиолюбителей благодаря дешевизне и большому функционалу. По сути это — микроконтроллер

с WiFi передатчиком. ESP-12F, используемый в макете, поддерживает стандарты WiFi IEEE 802.11 b/g/n. Для работы используется стандарт IEEE 802.11n, так как он самый передовой из предложенных — теоретическая скорость передачи 150 Мбит/с, что почти в четыре раза выше, чем у предшественника IEEE 802.11g. Однако теоретическая скорость соединения фактически не достигается из-за влияния помех и загруженности канала связи. Для передачи черно-белого видеопотока с двух камер с разрешением картинки 320×240 пикселей и скоростью потока 30 кадров в секунду необходим канал связи с разрешающей способностью минимум 37 Мбит/с.

В настоящее время повсеместно используется протокол IEEE 802.11n, но уже существует протокол следующего поколения IEEE 802.11ac, и начинают появляться поддерживающие его беспроводные устройства. Данный протокол работает в диапазоне 5 ГГц. и в теории достигает скорости передачи до 7 Гбит/с [3]. На приемной стороне организована цифровая обработка. Цифровая обработка позволяет выделять и классифицировать объекты на изображении, а использование стереозрения позволяет строить 3D модель объекта, карту глубины и вычислять дальность до выделенных объектов или для заданной на изображении точки. Анализ 3D модели позволяет проводить дефектоскопию [4]. Далее рассмотрим методы измерения дальности.

Первым является угломерный метод, основанный на известном размере объекта или некоторой его части, так же данным способом можно решить обратную задачу нахождения размера объекта по известному расстоянию. Недостатком данного способа является необходимость наличия исходной информации либо о размерах объекта, либо о расстоянии до него.

Следующим методом является применение стереопары. Измерение проводится на основе эффекта параллакса, создаваемого системой и смещение точек объекта в каналах системы пропорционально расстоянию до цели. Достоинством данного метода является отсутствие необходимости знать исходные параметры объекта.

Третий метод используется в системе автоматической посадки летательных аппаратов. В нем используется стереоэффект, возникающий при движении камеры переднего обзора. В кадрах видеопотока формируются опорные точки, перемещение которых отслеживается, и по характеру этого перемещения определяется положение точек в трехмерном пространстве, а также ориентации камеры. Таким образом можно распознать взлетную полосу, определить скорость движения летательного аппарата и его крен [5].

Разрабатываемая система стереозрения может быть применена в сфере безопасности — распознавание людей, в производстве — контроль дефектов, в транспортной сфере — распознавание номеров, космической отрасли — контроль стыковки, дефектоскопия. Главные достоинства — это многофункциональность и информативность, которые позволяют применять систему во всевозможных сферах.

Список литературы

1. Потапов А.С. Системы компьютерного зрения: современные задачи и методы // Control Engineering Russia. 2014. Вып. 1. С. 20–26

2. Друки А.А. Система поиска, выделения и распознавания лиц на изображениях // Известия Томского политехнического университета. 2011. Т. 318. Вып. 5. С. 64–70.

3. Белокриницкий А. 802.11ac: что необходимо знать о новом стандарте Wi-Fi // ITC.ua. 2012. URL: http://itc.ua/articles/802-11ac-chto-neobhodimo-znat-o-novom-standarte-wi-fi/

4. Дэвид А. Форсайт, Джин Понс. Компьютерное зрение. Современный подход. Вильямс, 2004. 928 с.

5. Зубарь А.В. Майстренко В.А. Кайков К.В. // Омский научный вестник. 2013. Вып. 3. С. 273–277.

МИКРОКОНТРОЛЛЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА АО «КОРПОРАЦИИ «ВНИИЭМ»

Некрасов В. В.[1]

[1]Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А. Г. Иосифьяна (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

С появлением радиационно-стойкой микроконтроллерной техники появились новые возможности в управлении двигателем-маховиком (ДМ), как то: установка вращения ротора ДМ в заданную скорость и ее высокоточная стабилизация, позволяющая бороться с различными паразитными моментами, при стабилизации КА. Оценив совместную работу с британской компанией Surrey Satellite Technology Limited (совместное создание КА «Канопус-В»); проанализировав доступную информацию передовых аналогов ДМ отечественных и импортных производителей: НПЦ«Полюс», НИИ «Командных приборов», американской корпорации Honeywell; взяв за основу накопленный опыт разработки ДМ в АО «Корпорации «ВНИИЭМ», было принято решение о создании передового ДМ с цифровым микроконтроллерным управлением (ДМ-МК) [1].

Рис. 1. Общий вид двигателя-маховика с микроконтроллерным управлением

За основу разработки была взята надежная схема ДМ, разработанная и применяемая в АО «Корпорации «ВНИИЭМ» (ДМ20-250). Был сформирован перечень режимов цифрового микроконтроллерного управления ДМ. Режим управления величиной скорости вращения ротора ДМ создал необходимость ввода в схему высокоточного оптоэлектрического датчика.

Таблица 1. Основные технические характеристики ДМ20-250 и ДМ-МК

	ДМ20-250	ДМ-МК
Диапазон изменения частоты вращения, об/мин	±1100	±2600
Число импульсов на оборот, N	56	1360
Режимы управления	Аналоговое управление моментом	Цифровое микроконтроллерное управление: моментом, скоростью
Погрешность в режиме управления моментом, %	15	0,3
Погрешность в режиме управления скоростью не более, об/мин	-	1
Интерфейс ГОСТ 52070 2003	-	есть

Для осуществления задач цифрового управления разработан микроконтроллерный модуль (МКМ), схема которого создана на основе унифицированного микроконтроллерного модуля систем ориентации солнечных батарей (СОСБ) малых КА [3].

Технические особенности ДМ-МК, обеспеченные цифровым микроконтроллерным управлением[4]:

• Цифровая схема управления, реализованная МКМ, обеспечила управление во всех необходимых режимах: управление величиной скорости вращения ротора ДМ, управление величиной крутящего момента и управление в случае нештатной потери связи с бортовым комплексом управления (БКУ). В режиме управления величиной скорости применены алгоритмы, позволившие обеспечить выход и стабилизацию заданной скорости более чем в 3 раза быстрее (во всем диапазоне скоростей) по сравнению с классической системой ПИД-регулирования (рис. 2).

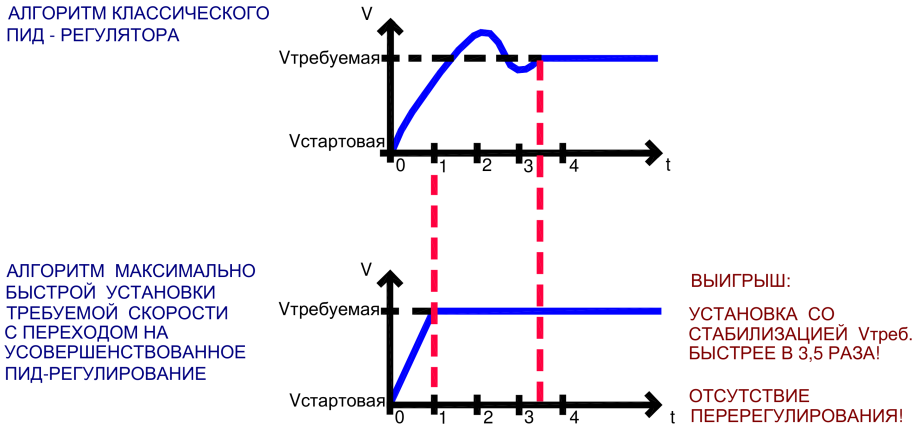


Рис. 2. Варианты алгоритмов выхода на требуемую скорость

• МКМ обеспечила высокие показатели надежности и массогабаритные характеристики.

• В программные алгоритмы введена самодиагностика системы, коррекция нелинейной передаточной функции, оперативное выявление неисправности ДМ-МК.

• На базе МКМ организованна связь по мультиплексному каналу обмена (МКО) с БКУ КА (интерфейс по ГОСТ 52070-2003).

Список литературы

1. Кубрак В.Н., Кузьмин В.Н., Некрасов В.В., Соколунин И.В., Щетинин М.Ю. Двигатель-маховик с цифровым управлением АО «Корпорация «ВНИИЭМ» для высокодинамичных космических аппаратов. Крым, Алушта: ТРУДЫ МКЭЭЭ-2016. С. 115–116.

2. Журавлев В.Я., Кузьмин В.Н., Михайлов Е.М., Рудобаба Е.П., Стома С.А. Электродвигатель-маховик постоянного тока. М.: Труды ВНИИЭМ, 1985. Т. 78. С. 67–74.

3. Некрасов В.В., Щетинин М.Ю. Унифицированный модуль управления СОСБ малых КА на основе микроэвм. М: Труды НПП ВНИИЭМ, 2008. Т. 107. С. 46–50.

4. Городецкий Р.С., Кубрак В.Н., Кузьмин В.Н., Некрасов В.В., Соколунин И.В., Щетинин М.Ю. Двигатель-маховик для высоко-динамичных космических аппаратов и новые возможности, обеспеченные микроконтроллерным управлением. Истра: Тезисы докладов конференции «Иосифьянские чтения 2016». С. 51–52.

ХИРУРГИЧЕСКИЕ ИНСТРУМЕНТЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ МЕДИЦИНЫ

Лебедева В. О.[1]

[1]Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение «Гимназия №5», г. Королёв (мкр. Юбилейный), Московская область, Россия

Принцип действия современных хирургических инструментов основан не только на механическом рассечении ткани, но и на другом воздействии на биологический материал. Создание новых медицинских инструментов приводит к уточнению нормативных документов в этой области [1,2]. Перспективным направлением в хирургии является создание «бескровных» медицинских инструментов. Хирургические операции без кровотечения особенно актуальны в практике длительных космических полётов с состоянием невесомости пациента. При невесомости биологический материал во время операции будет разлетаться по орбитальной станции или космическому кораблю с последующим гниением. Санитарные нормы пребывания экипажа в космосе будут нарушены. Только операция без кровотечения может быть применена в условиях невесомости, но для этого необходимо иметь на борту специальные медицинские инструменты с новым принципом действия.

В работе изучается вопрос создания электроискровых хирургических инструментов, в частности, скальпеля и коагулятора. Принцип действия электроискрового скальпеля основан на разрушающем биологическую ткань воздействии кратковременных электроискровых разрядов. Для применения этого принципа в хирургии сначала надо было изучить стабильность электроискровой дуги [3]. При дальнейшей работе было доказано, что внешняя атмосфера оказывает стабилизирующее воздействие на электроискровую дугу [4]. Эффект стабилизации электроискровой дуги можно усилить, если расположить рядом с ней диэлектрик [5]. Образуется стелющийся по диэлектрику электроискровой разряд. Один из способов управления движением электроискровой дуги заключается в направлении её движения по острому диэлектрическому клину [6]. В точке разворота дуги наблюдается торможение плазменного потока, поэтому температура повышается. Окрестность этой точки является рабочей зоной хирургического горячего электроискрового скальпеля. Иногда в медицинской практике есть возможность двухстороннего доступа к рассекаемой ткани, поэтому возможно применение холодного электроискрового скальпеля, в котором разряды движутся между двумя электродами, между которыми размещается рассекаемая ткань.

Макеты холодного и горячего электроискровых скальпелей были изготовлены и испытаны на неживых тканях. Действующий макет горячего электроискрового скальпеля был представлен на Международном конкурсе Intel-ISEF-2017 в Лос-Анджелесе (США, штат Калифорния) 14-19 мая 2017 года и награждён специальной премией Китайского научно-технологического общества с приглашением на конференцию в Китай [7].

Общение с практикующими хирургами позволило выявить проблему бесконтактной остановки кровотечений. На рис. 1 показана технологическая схема бесконтактного электроискрового коагулятора с вращающимися электродами.

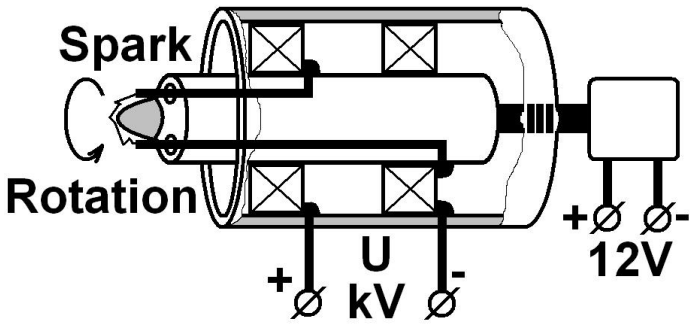


Рис. 1. Конструктивно-технологическая схема бесконтактного коагулятора

Техническая задача подведения высокого напряжения к электродам была решена с помощью двух подшипников. Диэлектрическая трубка с двумя электродами помещена во внутреннюю обойму двух подшипников. Электроды выходят из диэлектрической трубки к основанию сменного диэлектрика, который управляет траекторией электроискровых разрядов, имея определённую форму. Электроискровые разряды стелются по управляющему диэлектрику, который вращается вместе с электродами и с диэлектрической трубкой вместе с внутренними обоймами подшипников с помощью электродвигателя. Внешняя обойма подшипников запрессована в диэлектрический корпус коагулятора. Для подведения высокого напряжения к электродам достаточно осуществить контакт с внутренними обоймами подшипников. Один электрод контактирует с внутренней обоймой одного подшипника, другой электрод — с внутренней обоймой другого подшипника. Электроды неподвижны относительно внутренних обойм подшипников, потому что вращаются вместе с ними в диэлектрике. Высокое напряжение от специального источника питания [5,6,7] подводится к внешним обоймам подшипников. Внешние обоймы подшипников неподвижны относительно корпуса коагулятора, как и подводящие высоковольтные провода. Электрические контакты между внешними и внутренними обоймами подшипников, а значит, между подводящими высоковольтными проводами и электродами, осуществляются через шарики подшипников, которые всегда обязательно одновременно касаются обеих обойм даже при наличии смазки. Для улучшения электрического контакта между обоймами можно применить электропроводящую смазку для обоих подшипников, например, графитовую.

Лабораторный макет бесконтактного вращающегося электроискрового коагулятора изготовлен и находится на этапе испытаний и доработки образца. Планируется патентование предложенного устройства и выдвижение его на конкурс «УМНИК» (Участник молодёжного научно-инновационного конкурса) в 2018 году.

Список литературы

1. ГОСТ 21240-89. Скальпели и ножи медицинские. Общие технические требования и методы испытаний.

2. Семенов Г. М. Современные хирургические инструменты. СПб: Питер, 2006. 352 с.

3. Баракова М.А. Раздвоение токоведущего канала в дуговом разряде / 2-я Всероссийская Интернет-конференция «Грани науки — 2 (2013)». Казанский (Приволжский) федеральный университет. Электронный ресурс:
http://grani2.kznscience.ru/participants/sekciya4/BarakovaMA/

4. Лебедева В.О. Сжатие электроискрового разряда атмосферой и внешним диэлектриком / Сборник тезисов: 59-я Всероссийская научная конференция МФТИ с международным участием в честь 65-летия образования МФТИ и 70-летия образования Физико-технического факультета МГУ им. М.В.Ломоносова. Москва-Долгопрудный-Жуковский: Изд. МФТИ, 21–26 ноября 2016. Доклад № 1454. Электронный ресурс: http://conf59.mipt.ru/static/reports_pdf/1454.pdf

5. Лебедева В.О. Диэлектрические материалы для управления электроискровыми разрядами. Программа II Международной школы-конференции «Биомедицина, материалы и технологии XXI века». К(П)ФУ, 20-23 сентября 2016 г. Электронный ресурс: http://www.mt21kpfu.com/ Диплом «За лучший доклад».

6. Лебедева В.О. Управление движением дуги в электроискровом скальпеле / Наука и инновации в технических университетах : материалы Десятого Всероссийского форума студентов, аспирантов и молодых ученых. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 190 с. С. 104–105. Электронный ресурс: http://ysc.spbstu.ru/archive2016/Program2016.pdf

7. Valeriia Lebedeva, Gymnasium #5, Russian Federation. ENBN034 — An Electric Spark Scalpel. Intel International Science and Engineering Fair 2017 Special Awards Ceremony, May 18, 2017. Los Angeles, CA. https://www.societyforscience.org/content/press-room/intel-isef-2017-special-awards-ceremony

РАЗРАБОТКА КОПИРУЮЩЕГО МАНИПУЛЯТОРА

Давыдов А. К.[1], Ефимов А. С.[1], Обоймов А. С.[1]
[1]ООО «Лаборатория Интеллектуальных Систем», г. Москва, Россия

В реалиях современного мира существует множество различных видов работ, требующих выполнения сложных манипуляций с предметами в условиях, опасных для человека, его жизни и здоровья. К таким случаям относятся, например, работы со взрывчатыми и другими опасными для человека химическими веществами, работы в зонах с радиоактивным излучением, подводно-технические работы, работы в открытом космосе.

При этом сильная неопределенность рабочей зоны при выполнении таких работ делает сложным или невозможным использование роботов, действующих автоматически, остается только возможность использования роботов или механизмов с дистанционным управлением. Наиболее удобным в использовании являются копирующие манипуляторы, управляемые человеком-оператором и полностью копирующие движение его рук.

Эффективность использования копирующих манипуляторов сильно зависит от технологических возможностей их исполнительных органов. В большинстве случаев в таких системах движения человека пропорционально, в некотором масштабе передаются на манипулятор для воспроизведения. При этом остро встают задача обратной связи — передача и воспроизведение усилий, с которым воздействует манипулятор на некоторый объект, на управляющий механизм. Или, другими словами, создание оператору возможности чувствовать и воспринимать результаты оказываемых им воздействий не только визуально, но и по другим каналам чувств.

Целью данной работы является разработка испытательного образца копирующего манипулятора и разработка системы управления с обратной связью, которая обеспечивала бы высокую точность оказываемых оператором посредством манипулятора воздействий.

Лабораторный испытательный образец копирующего манипулятора имеет шесть степеней свободы. Детали манипулятора изготовлены из ABS-пластика применением технологии 3Д печати. В качестве актуаторов выступают цифровые сервоприводы, развивающие усилие до 10 кг/см.

Движения управляющего манипулятора определяются следующим образом. В каждый узел встроены переменные резисторы (потенциометры), так что изменение положения управляющего манипулятора приводит к изменению сопротивления и, соответственно, уровню сигнала, идущего от этого узла. Сигнал линейно (а значит и взаимно-однозначно) преобразуется в угол, который передается на соответствующий сервопривод копирующего манипулятора.

Список литературы

1. Бор-Раменский А. Е. и др., Некоторые принципы построения дистанционно-управляемых копирующих манипуляторов, сб. «Механика машин», вып. 7–8, изд-во «Наука» 1967.

2. Катыс Г.П., Мамиконов Ю.Д., Мельниченко И.К., Ильинский В.М., Карягин О.И. «Информационные роботы и манипуляторы» М.: Энергия, 1968. с.104.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ПРИВОД СТЫКОВОЧНЫХ УЗЛОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Вавилов В. Е.[1], Саяхов И. Ф.[1]
[1]Уфимский государственный авиационный технический университет, г. Уфа, Россия

С 70-х годов в Уфимском государственном авиационном техническом университете (УГАТУ) на кафедре электромеханики научной школой И. Х. Хайруллина ведутся работы по созданию электромагнитных демпферов для стыковочных устройств. В рамках этих работ были созданы системы демпфирования для первых андрогинных стыковочных узлов.

Стыковочные механизмы проектируются как электромеханические, в силовых амортизаторах которых применяется электромеханическое демпфирование. Для позиционирования в пространстве и гашения кинетической энергии сближающихся космических аппаратов применяется стыковочный механизм на базе платформы Стьюарта, который может позиционироваться в пространстве по шести координатам при помощи штанг, управляемых электромеханическими приводами [1,2].

На кафедре электромеханики УГАТУ ведется работа по разработке и изготовлению на отечественной элементной базе электромеханического привода для штанги стыковочного узла (Рис. 1) [3,4].

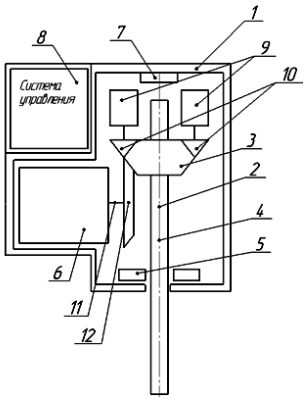


Рис. 1. Конструктивная схема электромеханического привода штанги стыковочного узла. 1 — корпус; 2 — шарико-винтовая передача (ШВП); 3 — гайка ШВП; 4 — винт ШВП; 5 — упорный подшипник; 6 — электродвигатель; 7 — датчик положения ротора; 8 — система управления; 9 — электромеханические ферропорошковые демпферы; 10 — зубчатые колеса; 11 — вал электродвигателя (ЭД); 12 — коническое зубчатое колесо

Штанга стыковочного механизма выполняется в виде винта с шарико-винтовой передачей. При стыковке гайка ШВП посредством мультипликатора вращает ротор электромеханического демпфера. Происходит интенсивное торможение и гашение кинетической энергии, которая выделяется в виде тепла в демпфере. К достоинствам данной конструктивной схемы относится развязка демпферов и ЭД за счет применения управляемых демпферов с электромагнитным возбуждением [5,6]. Кроме того, оригинальная конструкция демпфера с аксиальными прорезями позволит использовать демпфер в качестве датчика угла положения ротора и линейного перемещения.

Для реализации создания эффективного привода проведен многокритериальный анализ и выбрана конструктивная схема ЭД. Для этого в программном комплексе Ansoft Maxwell была разработана модель, позволяющая произвести расчёты различных конструктивных схем, совместно с системой управления. По результатам компьютерного моделирования обоснованы выбор конструкции магнитной системы ротора и статора, типа обмотки и формы паза (Рис. 2).

При этом для обеспечения разных скоростей на выдвижение и втягивание ЭД выполняется двухскоростным. Подключение системой управления первой обмотки обеспе-

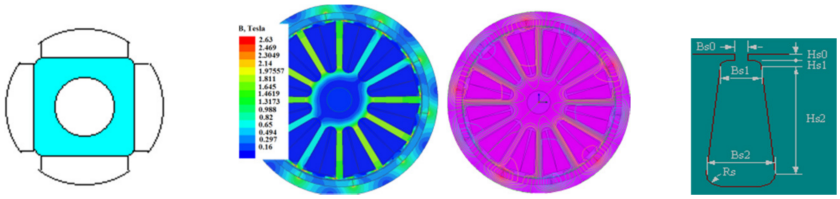


Рис. 2. Результаты исследования электродвигателя: а) магнитная система ротора; б) компьютерная модель ЭД; в) форма паза

чивает вращение ротора с максимальной частотой вращения, а подключение второй — с минимальной частотой для работы под нагрузкой. При этом каждая обмотка используется для своего режима работы как силовая, а для другого режима как измерительная.

Система управления электромеханического привода имеет три замкнутых контура: тока (момента), скорости и положения (Рис. 3).

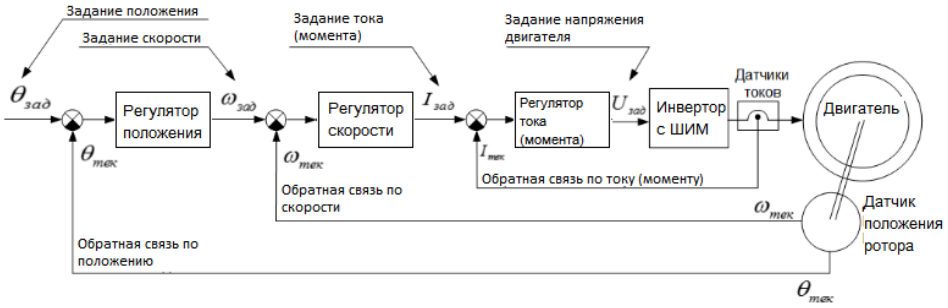


Рис. 3. Система управления системы электромеханического привода

Каждый контур с помощью своего регулятора поддерживает на заданном уровне свою величину.

Предлагаемая конструктивная схема электромеханического привода позволит достичь минимальных массогабаритных показателей всей системы при ее максимальной надежности. Кроме того, предварительная проработка показала возможность реализации системы управления на отечественной элементной базе стойкой к радиации.

Список литературы

1. Сыромятников В. С. Стыковочные устройства космических аппаратов / М.: машиностроение, 1984. 215 с.

2. International Docking System Standard (IDSS). Revision E. 2016. 142 с.

3. Киселев М. А., Исмагилов Ф. Р., Саяхов И. Ф. Электроприводы управления аэродинамическими поверхностями летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 141–148.

4. Электропривод летательного аппарата: п.м. 171949 Российская Федерация: МПК B 64 C 13/00 / Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, И.Ф. Саяхов; заявитель и патентообладатель ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет». № 2016141892; заяв. 25.10.16; опубл. 21.06.17, Бюл. № 18.

5. Хайруллин И.Х., Юшкова О.А., Вавилов В.Е. Исследование влияния геометрии ротора на аксиальные силы в магнитоэлектрическом демпфере амортизационной системы // Электротехника. 2014. № 7. С. 36–39.

6. Хайруллин И.Х., Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е. Эффективность применения комбинированных магнитных систем в магнитоэлектрических демпферах стыковочных механизмов // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 7. С. 44–49.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СВЕРХВЫСОКООБОРОТНЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МИКРОМАШИН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Вавилов В. Е.[1], Бекузин В. И.[1], Айгузина В. В.[1]
[1]ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа, Россия

Развитие космической отрасли требует создание новых сверхвысокоскоростных электрических микромашин (СВЭМ). Как правило, современные СВЭМ имеют частоту вращения ротора от 200 000 об/мин до 1,0 млн. об/мин, мощность до 1 кВт при удельных показателях 0,2–0,25 кг/кВт и выполнены с постоянными магнитами [1–3]. При этом запросы потребителей СВЭМ направлены на повышение мощности и частот вращения ротора СВЭМ при снижении их массогабаритных показателей. Однако на данный момент максимальная достигнутая частота вращения ротора СВЭМ составляет не более 1,0 млн об/мин [4–7]. При этом уже сейчас всё больше появляется потребность в частотах вращения более 1,2 млн. об/мин.

Основной идеей и целью данной статьи является разработка и исследования СВЭМ с частотой вращения ротора 1,2 млн. об/мин. Для получения данного результата необходимо разработать алгоритм многодисциплинарного расчёта СВЭМ, учитывающий взаимовлияние тепловых, механических и электромагнитных процессов, а также динамику ротора. При этом в известных работах [4–7] представлены методики расчёта СВЭМ, но общего алгоритма многодисциплинарного подхода к расчёту СВЭМ не приведено. Известны алгоритмы многодисциплинарного проектирования высокооборотных электрических машин с частотами вращения от 48000 до 120 000 об/мин и мощностью более 10 кВт [8–10]. Но требуются частоты вращения ротора и мощности СВЭМ в 10 раз больше, поэтому результаты этих работ использовать не представляется возможным.

Поэтому предлагается использовать новый алгоритм многодисциплинарного проектирования, позволяющий учитывать все проходящие в СВЭМ процессов. При этом максимально допустимый диаметр ротора и его длина определяются, исходя из аэродинамических потерь, то есть определяются такие геометрические размеры, при которых СВЭМ имеет эффективность по аэродинамическим потерям не менее 80%. Затем величина диаметра проверяется на механическую прочность, строятся электромагнитные и тепловые модели, оценивается динамика ротора и выбираются подшипниковые опоры СВЭМ. Это позволяет изначально проектировать СВЭМ с высоким КПД и учитывать практически все процессы, протекающие в нем на расчетном этапе, что минимизирует затраты на создание и доработку прототипа.

На основе предлагаемого алгоритма был разработан проект СВЭМ с частотой вращения ротора 1,2 млн. об/мин (рис. 1). Статор СВЭМ беспазовый с тороидальной обмоткой, ротор выполнен из цельного цилиндрического магнита, запрессованного в титановый бандаж.

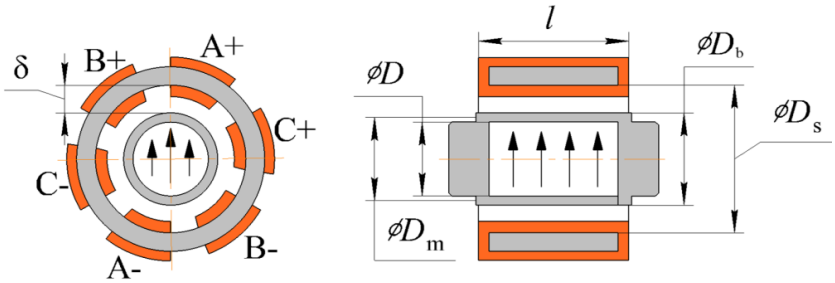


Рис. 1. Расчетная схема СВЭМ

Для представленной конструкции были выполнены взаимосвязанные механические, тепловые и электромагнитные расчеты, определен тип подшипниковых опор, основные конструктивные материалы, проведено компьютерное моделирование разрабатываемой

конструкции СВЭМ. В результате были получены следующие параметры и характеристики СВЭМ: мощность равна 138 ВА; фазное напряжение — 16,1 В; фазный ток — 4 А. Тип магнита — Sm_2Co_{17} (H = 850 кА/м, Br = 1.08 Тл); материал сердечника статора Epcos N78. Магнитная индукция в воздушном зазоре равна 0,114 Тл.

Для оценки эффективности разработанных компьютерных моделей и алгоритма расчета были проведены испытания СВЭМ, разработанного по представленному алгоритму, на частоте вращения 500 000 об/мин (ввиду отсутствия подшипников на 1,2 млн. об/мин) и мощностью 100 Вт режиме электродвигателя. Различие результатов компьютерного моделирования и экспериментальных данных не превышает 5–7%.

Таким образом, экспериментальные исследования подтвердили представленные выше теоретические рассуждения, и позволяют рекомендовать предложенную методику и проект к использованию. А также показана возможность создания СВЭМ с частотой вращения ротора 1,2 млн. об/мин. Результаты работы могут быть использованы при проектировании и создании электрических микромашин для электроснабжения космических аппаратов.

Список литературы

1. K. Isomura, M. Murayama, S. Teramoto, K. Hikichi, Y. Endo, S. Togo, S. Tanaka. Experimental Verification of the Feasibility of a 100W Class Micro-scale Gas Turbine at an Impeller Diameter of 10 mm // J. Micromech. Microeng, 200. № 16. С. 254–261.

2. C. H. Park, S. K. Choi, S. Y. Ham. Design and experiment of 400,000 rpm high speed rotor and bearings for 500W class micro gas turbine generator // International Conference on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications (PowerMEMS). 2011. С. 1–4.

3. A. Borisavljevic. Limits, Modeling and Design of High-Speed Permanent Magnet Machines. Wormann Print Service. Zutphen, the Netherlands, 2011, 209 с.

4. C. Zwyssig, J. W. Kolar, S. D. Round. Mega-Speed Drive Systems: Pushing Beyond 1 Million RPM // Mechatronics, IEEE/ASME Transactions on, 2009. Vol. 14. № 5. С. 564–574.

5. C. Zwyssig, S. D. Round, J. W. Kolar. An ultra-high-speed, low power electrical drive system // IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2008. Vol. 55. № 2. С. 577–585.

6. D. Krähenbühl, C. Zwyssig, H. Weser, J. W. Kolar. A miniature 500000-r/min electrically driven turbocompressor // IEEE Transactions on Industry Applications, 2010. Vol. 46. № 6. С. 2459–2466.

7. N. Uzhegov, E. Kurvinen, J. Nerg, J. T. Sopanen, S. Shirinskii. Multidisciplinary Design Process of a 6-Slot 2-Pole High-Speed Permanent-Magnet Synchronous Machine // IEEE Transactions On Industrial Electronics, 2016. Vol. 63. № 2. С. 784–795.

8. F. R. Ismagilov, I. Khayrullin, V. Vavilov, A. M. Yakupov. Method of Designing High-Speed Generators for the Biogas Plant // International Journal of Renewable Energy Research, 2016. Vol. 6. № 2. С. 447–454.

9. Co Huynh, Liping Zheng, Dipjyoti Acharya. Losses in High Speed Permanent Magnet Machines Used in Microturbine Applications // J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009. Vol. 131. № 2. С. 1–6.

10. F. Ismagilov, I. Khairullin, V. Vavilov, R. Karimov, A. Gorbunov. Features of designing high-rpm electromechanical energy converters operating in short-term mode with high-coercivity permanent magnets // International Review of Electrical Engineering, 2016. Vol. 11. № 1. С. 28–35.

ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ ЗАХВАТА РОБОТА КОСМИЧЕСКОГО ИСПОЛНЕНИЯ

Дудоров Е. А.[1], Жиденко И. Г.[1], Кутлубаев И. М.[1]
[1]АО «НПО «Андроидная техника», Москва, Россия

Развитие космических программ тесно связано с созданием нового класса научной аппаратуры — роботов космического исполнения. Основной объем полетных операций, выполняемых космонавтом, может осуществляться антропоморфным роботом [1]. Кинематическая схема манипулятора и антропоморфного захвата (АЗ) идентична руке человека. Это обеспечивает реализацию моторики и зоны обслуживания, необходимых для осуществления большей части выполняемых космонавтом действий ВнеКД [2,3].

Глобальные перемещения осуществляются манипулятором. Непосредственные действия с инструментом и внешними объектами осуществляются АЗ [4]. В связи с этим АЗ должен обладать рядом обязательных составляющих: наличие от четырех до пяти исполнительных групп звеньев (ИГЗ), возможность одновременного и независимого управления каждой ИГЗ, наличие обратной силомоментной связи ИГЗ – устройство управления, наличие не менее 14 степеней подвижности [4], создание совокупных усилий не менее 100 Н.

Второе и третье требование реализуется за счет использования задающего устройства копирующего типа. Сложнее реализовать последние два требования. В идеальном варианте каждая степень подвижности должна обладать собственным независимым приводом и при этом габариты АЗ не должны превышать параметры кисти скафандра. Размещение на основании захвата такого количества силовых приводов на современном этапе технически невозможно. Приводы могут быть размещены только на звене манипулятора. В ряде выполненных практических работ максимальное число приводов, компонуемых на звене манипулятора, составляет 9 единиц. При этом два привода обеспечивают движение самого захвата. Таким образом, обеспечение движения звеньев ИГЗ может осуществляться только с использованием 7 приводов.

В возникшей ситуации единственным решением является использование принципиально новых подходов к построению системы передачи движения звеньям ИГЗ. Таким решением является использование группового привода в пределах каждой ИГЗ с дифференциальным механизмом. Прямое использование группового привода ведет к кинематической зависимости движения звеньев и исключает надежный охват объекта с контактом в двух и трех точках. Использование дифференциального механизма позволяет снять данное ограничение.

В основе построения дифференциальных механизмов, встроенных в систему передачи движения (СПД) положено разделение потоков мощности, на основе внешних условий, в качестве которых выступают условия взаимодействия выходных звеньев с внешними «объектами».

В этом случае число обобщенных координат, определяющих положения звеньев зависит от числа приводов и числа «внешних» условий. Групповой привод СПД, содержащий дифференциальный механизм, получает более одной обобщенной координаты, определяющей положение выходных звеньев. Это позволяет создавать АЗ обеспечивающий надежный обхват объектов с развитой геометрией.

Разработка кинематических схем, и далее конструкций ИГЗ основывается на использовании функциональных схем [6], позволяющих отображать процессы, протекающие в системе. В настоящий момент создано и исследовано несколько вариантов построения ИГЗ с приводами через гибкие и/или жесткие звенья. Кинематическая схема одного из них представлена на рис. 1.

ИГЗ позволяют развивать усилие до 50 Н и обеспечивают адаптацию положения звеньев к профилю поверхности обхватываемого объекта.

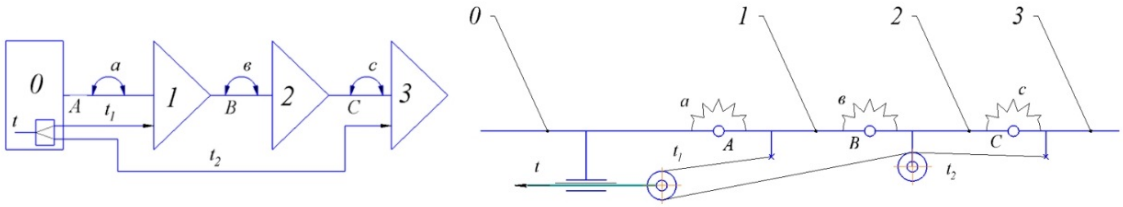


Рис. 1. ИГЗ с приводом через гибкое звено: а — функциональная схема, б — кинематическая схема

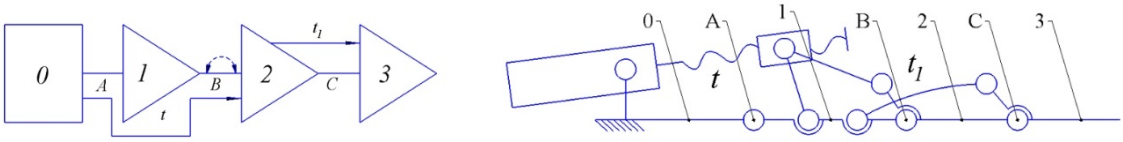


Рис. 2. ИГЗ с приводом через жесткие звенья: а — функциональная схема, б — кинематическая схема

Список литературы

1. Сорокин В.Г., Сохин И.Г. Возможные области применения антропоморфных роботов-помощников экипажей в отсеках перспективных космических комплексов // Пилотируемые полеты в космос. 2015. № 4 (17). С. 71–79.

2. Падалка Г.И., Долгов П.П., Алтунин А.А. Подход к построению робототехнических систем для работы в космосе // Пилотируемые полеты в космос. 2013. № 4 (9). С. 92–94.

3. Богданов А.А., Кутлубаев И.М., Сычков В.Б. Перспективы создания антропоморфных робототехнических систем для работы в космосе // Пилотируемые полеты в космос. 2012. № 1 (3). С. 78–84.

4. Богданов А.А., Горбанева А.С., Кутлубаев И.М., Кутлубаева Ю.И. Принципы построения антропоморфных захватов с групповым приводом звеньев // Решетневские чтения: материалы XVIII Междунар. науч. конф., посвящ. акад. М.Ф. Решетнева (11–14 ноября 2014, г. Красноярск): в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2014. Т. 1. № 18. С. 273–275.

5. Богданов А.А., Пермяков А.Ф., Канаева Е.И., Кутлубаев И.М. Захват манипулятора для работы в экстремальных условиях /Материалы XV Международной научной конференции посвященной памяти генерального конструктора Ракетно-космических систем акад. М.Ф. Решетнева (10-12 ноября 2011, г. Красноярск), Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. Ч. 1. 218 с.

6. Кутлубаев И.М Использование структурных схем для анализа многодвигательных машин // Вестник машиностроения. 2004. № 12. С. 8–11.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ГИДРОАГРЕГАТОВ СОТР ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЁТНОГО РЕСУРСА КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ-МС» И «ПРОГРЕСС-МС» ДО 370 СУТОК, С УЧЁТОМ 150% РЕСУРСА НА МОМЕНТ ПУСКА ИЗДЕЛИЯ

Белоусова О. Н.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Основные гидроагрегаты, ограничивающие ресурс СОТР — электронасосный агрегат (ЭНА), обеспечивающий циркуляцию теплоносителя «ТРИОЛ» (водо-глицериновая смесь) во внутреннем контуре, и регулятор расхода жидкости (РРЖ), перераспределяющий теплоноситель через радиатор или байпасный трубопровод наружного контура.

Существующие агрегаты не обеспечивают достаточный ресурс, удовлетворяющий дополнительным требованиям технического задания на СОТР по расширению полётного ресурса кораблей «Союз-МС» и «Прогресс-МС» до 370 суток, с учётом 150% ресурса на момент пуска изделия. В частности, техническим решением № 11Ф732-88/055-2017/№ 11Ф615А61-54/055-2017 предусмотрены разработка новых конструкций РРЖ и ЭНА.

Техническим решением № 11Ф732-99/055-2017/№ 11Ф615А61-62/055-2017 предусмотрена разработка модифицированного РРЖ, обеспечивающего ресурс 370 суток (документация выпущена).

Техническим решением № 11Ф732-204/055-2017 предусмотрена разработка ЭНА, обеспечивающего назначенный ресурс 14000 часов.

Основным направлением разработки модифицированного РРЖ 11Ф732. 50Ю7002А48-0 явился отказ от имевшейся в составе существующего РРЖ 33У.3531.001 волновой муфты с гибкими подшипниками для передачи вращения от выходного звена редуктора к распределительному элементу — заслонке, размещённой в жидкостной полости РРЖ, за счёт расположения редуктора непосредственно в жидкостной полости РРЖ. Применение электродвигателей серии БК-2 с герметизирующей гильзой между ротором (постоянным магнитом) и статором [1], а также хорошие смазывающие свойства используемых в наружном контуре СОТР теплоносителей (ПМС-1,5р, ЛЗТК-2) позволяют обеспечить внешнюю герметичность РРЖ и нормальные условия погружённого в среду теплоносителя редуктора РРЖ, в то же время устранение герметизирующей волновой муфты приводит к устранению ограничивающего ресурс элемента (гибкие подшипники волновой муфты).

Резкое увеличение (с 5500 часов до 14000 часов) ресурса разрабатываемого ЭНА 112Ф732. 50Ю7003А48-0 в теплоносителе «ТРИОЛ» внутреннего контура СОТР, который обладает плохими смазывающими свойствами, достижимо применением апробированного в ЭНА 17КС.52Ю5072-0 на служебном модуле МКС и ФГБ принципа разгрузки вала электродвигателя ЭНА от осевых сил, воздействующих на рабочие колёса. Вал насоса размещён в корпусе на своих подшипниках, более грузоподъёмных, чем подшипники электродвигателя, и соединён с валом электродвигателя через торсионную муфту, которая передаёт вращающий момент с вала электродвигателя на вал насоса, компенсирует монтажную несоосность этих валов и не передаёт на вал электродвигателя осевую силу с рабочих колёс насоса [2]. Применение ранее отработанных принципов внесения нормированного количества консистентной смазки на подшипники вала насоса и применение конструктивных средств, препятствующих её вымыванию, даёт оптимистичные прогнозы на автономную отработку и штатную эксплуатацию ЭНА в рамках увеличенного назначенного ресурса.

Список литературы

1. ОСТ В16 0.515.054-80. Электродвигатели постоянного тока бесконтактные серии БК-1, БК-2. Технические условия. Отраслевой стандарт. Издание официальное Гр №В5038, 1980. 53 с.

2. Патент РФ №2357103 по кл. F04D13/06, 2009.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗРЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Назаров Р. А.[1], Романов Д. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Техническое зрение играет одну из ведущих ролей в информационном обеспечении робота. Применение технического зрения позволяет повысить автономность, адаптивность, универсальность робота и частично снять нагрузку с оператора.

Одним из наиболее востребованных и перспективных направлений прикладного применения технического зрения в робототехнических системах (РТС) орбитальных станций является идентификация объекта и определение его положения в пространстве.

В качестве датчиковой аппаратуры системы технического зрения (СТЗ) предлагается использовать камеры роботов, предназначенные для визуальной инспекции и работающие в оптическом диапазоне, что позволит повысить показатели унификации роботов и исключить необходимость в дополнительной аппаратуре. Распознавание объекта и определение его положения в пространстве предлагается осуществлять при помощи специальной мишени-идентификатора.

Целью настоящей работы является:

- формирование предложения по облику мишеней;
- определение требуемых характеристик мишеней с учетом условий работы на внешней поверхности КА.

В настоящей работе принимается, что расстояние между камерой, расположенной условно на рабочем органе робота, и мишенью изменяется в диапазоне от 0,5 до 2,0 м, при этом СТЗ решаются следующие задачи:

- обнаружение мишени;
- распознавание уникального идентификатора мишени;
- определение координат мишени в системе координат камеры.

Анализ открытых источников информации выявил отсутствие ранее проведенных исследований по данному вопросу. В работе [1] исследовались алгоритмы технического зрения для операций приближения в ближней зоне с мишенями, аналогичными мишеням манипулятора ERA [2]. К недостаткам можно отнести существенные габаритные размеры мишени, симметричность мишени, низкую устойчивость предлагаемого алгоритма распознавания при наличии в кадре элементов конструкции КА и невозможность идентификации объекта.

В результате анализа материалов по компьютерному зрению из открытых источников было выявлено, что в качестве основы для СТЗ перспективных космических РТС возможно использовать мишени и алгоритмы распознавания, предлагаемые в работе [3], и реализованные в библиотеке ArUco [4], входящей в библиотеку компьютерного зрения с открытым исходным кодом OpenCV [5].

В рамках данной работы для проведения исследования был сформирован стенд, на котором были размещены мишени с различной размерностью внутреннего поля и различной контрастности. Камера была установлена на подвижной платформе, позволяющей изменять ее положение и ориентацию относительно мишеней. Так же имитировалась различная светотеневая обстановка, характерная для космического пространства, шумы и расфокусировка камеры.

Измеряемые и исследуемые в ходе эксперимента показатели: дальность распознавания; размер распознаваемого маркера; надежность распознавания (наличие ложноположительных срабатываний, отсутствие либо ошибка распознавания контура, некорректное построение осей).

Изменяемые параметры: расстояние до мишени; освещенность и затенение; угол между оптической осью и нормалью маркера; искажения изображения (размытие и шум).

В результате проведенного исследования к применению предлагаются мишени (рис. 1) с внутренним полем размерностью 5×5 и 6×6 ввиду их лучшей устойчивости к

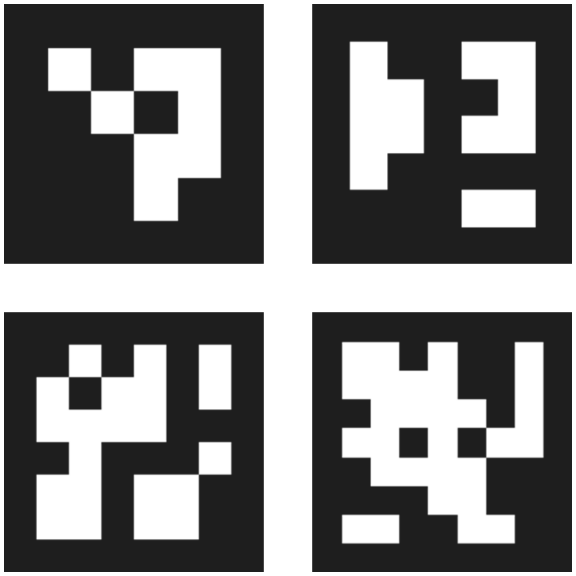


Рис. 1. Прототипы мишеней СТЗ различной размерности

ошибкам распознавания по сравнению с мишенями размерности 4×4 и меньшими требованиями к разрешению датчиковой системы по сравнению с мишенями размерностью 7×7. Достаточное качество расчета координат мишени достигается при размере изображения мишени не менее 30×30 (пикселей). Линейные размеры мишеней предлагается выбирать исходя из этого условия с учетом характеристик используемых камер. Мишень должна быть изготовлена из небликующих материалов, устойчивых к потере цвета от прямых солнечных лучей.

Также проведенные исследования показали необходимость совершенствования алгоритмов распознавания контура мишени для повышения устойчивости к затенению и другим видам повреждения границ объекта. В связи с этим были сформированы предложения по предобработке изображения. В дальнейшем предполагается вести работу в указанном направлении.

Список литературы

1. Лесков А. Г., Илларионов В. В., Калеватых И. А., Морошкин С. Д., Бажинова К. В., Феоктистова Е. В. Моделирование операции приближения космического манипуляционного робота к объекту на функционально-моделирующем стенде с использованием системы технического зрения // Инженерный журнал: наука и инновации, 2015, вып. 1.

2. Petersen H. EUROPEAN ROBOTIC ARM. Flight Operations Manual and Procedures. Dutch Space B.V., an EADS Astrium Company, 2011, 1553 p.

3. S. Garrido-Jurado, R. Muñoz-Salinas, F.J. Madrid-Cuevas, M.J. Marín-Jiménez, Automatic generation and detection of highly reliable fiducial markers under occlusion, Pattern Recognition, Volume 47, Issue 6, 2014, Pages 2280–2292, ISSN 0031-3203.

4. https://www.uco.es/investiga/grupos/ava/node/26 — ArUco: a minimal library for Augmented Reality applications based on OpenCV.

5. http://opencv.org/ — Open Source Computer Vision Library.

КОСМИЧЕСКИЕ РОБОТЫ ДЛЯ ОБИТАЕМЫХ И ПОСЕЩАЕМЫХ СТАНЦИЙ

Даляев И. Ю.[1]

[1]ГНЦ РФ «Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики» (ЦНИИ РТК), г. Санкт-Петербург, Россия

Космос является неблагоприятной средой бля обитания человека, где без определенных средств защиты и жизнеобеспечения человека существование не представляется возможным. Такие среды называются экстремальными, равно как и в условиях жесткого радиационного излучения, нахождения на больших глубинах в мировом океане и т. д. Для замещения человека в условиях, представляющих для него опасность существует направление науки и техники под названием «экстремальная робототехника», к которой также относится и космическая робототехника.

Космическая робототехника сможет увеличить возможности для создания принципиально новых типов космических аппаратов, работающих пилотируемых и беспилотных режимах, что расширит их функциональные возможности, повысит безопасность, надежность и долговечность работы. Космическая робототехника расширяет возможности человека в изучении и освоении космического пространства и космических тел, повышая эффективность решения задач в экстремальных условиях.

На данный момент сформирована и раскрыта стратегия развития космической деятельности. На ее основе определен состав базовых элементов перспективной космической инфраструктуры, в том числе и роли робототехнике в ней [1–3]. Основываясь на данной стратегии с применением собственных подходов к проектирования роботов и развитию космической робототехники в ЦНИИ РТК активно продолжаются работы.

В целом можно отметить основные направления применения робототехники:

- орбитальные долговременные станции типа МКС;
- сервисное обслуживание орбитальных аппаратов [4];
- освоение Луны и других планет [5].

Цель первой задачи — обеспечить обслуживание орбитальных станций, поддержку внекорабельной деятельности космонавтов вплоть до их замещения и постепенное превращение станций в периодически посещаемые, а в конечном итоге — в автономные дистанционно обслуживаемые. Понятно, что освоение околоземного пространства без присутствия человека практически невозможно, но с другой стороны необходимость разработки обитаемых станций накладывает существенные ограничения на их конструкцию, например в части жизнеобеспечения космонавтов, что в случае разработки необитаемых робототехнических станций теряет свою актуальность.

В перспективе часть задач, которые сейчас выполняются на МКС, могут выполняться с помощью робототехнических систем (РТС). МКС же в свою очередь является очень удобной базой для отработки будущих РТС космического назначения.

Для решения задач поддержки внекорабельной деятельности космонавтов, переноса полезного груза, выполнения рутинных технологических операций, освещения рабочей зоны, инспекции внешней поверхности станции и т. п. предлагается робототехническая система, представленная на рис. 1. Робот мобильный состоит из блока базового, который в свою очередь состоит из рамы и блока управления робота мобильного, к раме стыкуется также блок аккумуляторных батарей и устройство приемо-передающее вместе с устройством антенно-фидерным. Сверху к раме стыкуется посредством специальных креплений для внекорабельной деятельности блок обзорный. Посредством тех же специальных креплений снизу к раме крепятся два симметричных манипулятора и узел опорный, в состав которых входит блок телекамер и осветителей. Согласно предварительным тепловым расчетам, экранно-вакуумной теплоизоляцией имеет смысл покрывать только блок управления робота. С другой стороны от аккумулятора к раме стыкуется магазин сменных инструментов.

Рис. 1. Технический облик робототехнической системы для МКС

Отработка подобных роботов на МКС даст большой импульс к дальнейшему развитию космической робототехники, разработке и исследования специализированных робототехнических орбитальных станций, которые будут необходимы при исследовании космоса, построения напланетных и Лунных баз.

Список литературы

1. А.А. Градовцев, И.Ю. Даляев. Космическая робототехника военного назначения: состояние и перспективы развития // Международная выставка «Материально-техническое обеспечение силовых структур»: Сборник докладов. Москва, 20–23 мая 2014 г. С. 168–183.

2. Проект Стратегии развития космической деятельности России до 2030 г. и на дальнейшую перспективу.

3. Системный проект «Проблемы и направления решения задач по развитию перспективных космических средств для дальнейшего исследования и освоения космического пространства». Книга 2 «Варианты и временные рубежи развития перспективной космической инфраструктуры» № 851-2112/09-7.10-1312-01-2010 дсп. Инв. №1312-01 дсп.

4. Lopota, A; Dalyaev, I; Shardyko, I; Kuznetcova, E & Belezyakov, I (2016). Means of Robotic Support for On-Orbit Servicing, Proceedings of the 26th DAAAM International Symposium, pp.0865-0870, B. Katalinic (Ed.), Published by DAAAM International, ISBN 978-3-902734-07-5, ISSN 1726-9679, Vienna, Austria DOI:10.2507/26th.daaam.proceedings.120.

5. Васильев А.В., Кондратьев А.А., Градовцев А.А., Даляев И.Ю. Исследование и разработка проектного облика мобильной робототехнической системы для проведения геологической разведки на поверхности Луны // Труды СПИИРАН. 2016. Вып. 2(45). ISSN 2078-9181 (печ.), ISSN 2078-9599 (онлайн). Санкт-Петербург, 2016. С. 131–141.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИНТЕГРАЦИИ РТС В РС МКС НА ПРИМЕРЕ РМ

Романов И. С.[1], Месилина Е. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одним из важных направлений развития космической отрасли является робототехника. Наличие роботов в составе российского сегмента международной космической станции (РС МКС) позволит повысить эффективность космических полетов, снизить расходы на проведение работ в открытом космосе, а так же повысить безопасность космонавтов.

В РКК «Энергия» ведётся работа по созданию перспективной робототехнической системы (РТС) [1], которую планируется интегрировать в РС МКС на модуле НЭМ. Основной частью РТС является робот мобильный (РМ) (рис. 1).

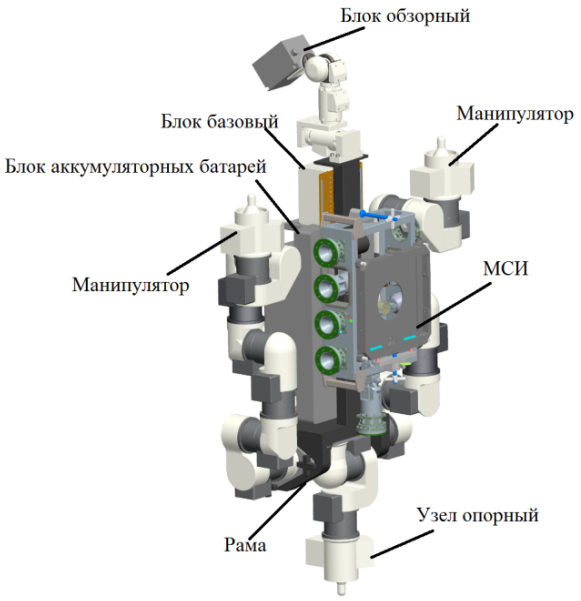


Рис. 1. Общий вид РМ

Доставляться РМ будет разобранным на составные части на ТГК «Прогресс» (одном или нескольких кораблях).

Размеры РМ не позволяют вынести его из шлюзовой камеры модуля «Наука», поэтому планируется выносить его на внешнюю поверхность МКС через шлюз модуля «Поиск». После выноса частей РМ требуется решить вопрос о его сборке и доставке на место установки на модуле НЭМ.

В настоящее время идёт исследование проблемы перемещения и сборки РМ. С учётом сложности переноса космонавтами подобного негабаритного груза, а также принимая во внимание мировой опыт работы робототехники на МКС [3][4] и ресурсы российского сегмента можно разобрать несколько различных вариантов доставки РМ до места установки.

В данной работе были проанализированы пять способов сборки и доставки РМ на место установки с помощью различных автоматических систем:

a) перенос космонавтами (без использования автоматических систем);

b) перенос грузовой стрелой на максимально возможную длину, а затем перенос космонавтами;

c) перенос РМ космонавтом на манипуляторе ERA [2];

d) перенос РМ на манипуляторе ERA с прикреплением РМ к переносному рабочему месту (ПРМ);

e) перенос РМ на манипуляторе ERA с прикреплением РМ к специально разработанной платформе.

В случае переноса космонавтами (вариант a)) потребуется совершить не менее двух переходов с грузом от модуля «Поиск» до НЭМ, потому что РМ в полной сборке не проходит через шлюз и выносится в максимальной сборке без манипуляторов.

В случае переноса грузовой стрелой (вариант b)), установленной на модуле «Поиск», также потребуется не менее двух процедур перемещения составных частей (СЧ) РМ, причём стрела дотягивается лишь до середины модуля «Наука», а далее космонавтам придется нести полезный груз вручную.

В случае переноса РМ манипулятором ERA (варианты c)–d)) РМ или СЧ РМ потребуется закрепить «на весу» (рис. 2), находясь на поверхности модуля «Поиск» или «Звезда». Затем перемещение РМ будет производить манипулятор ERA.

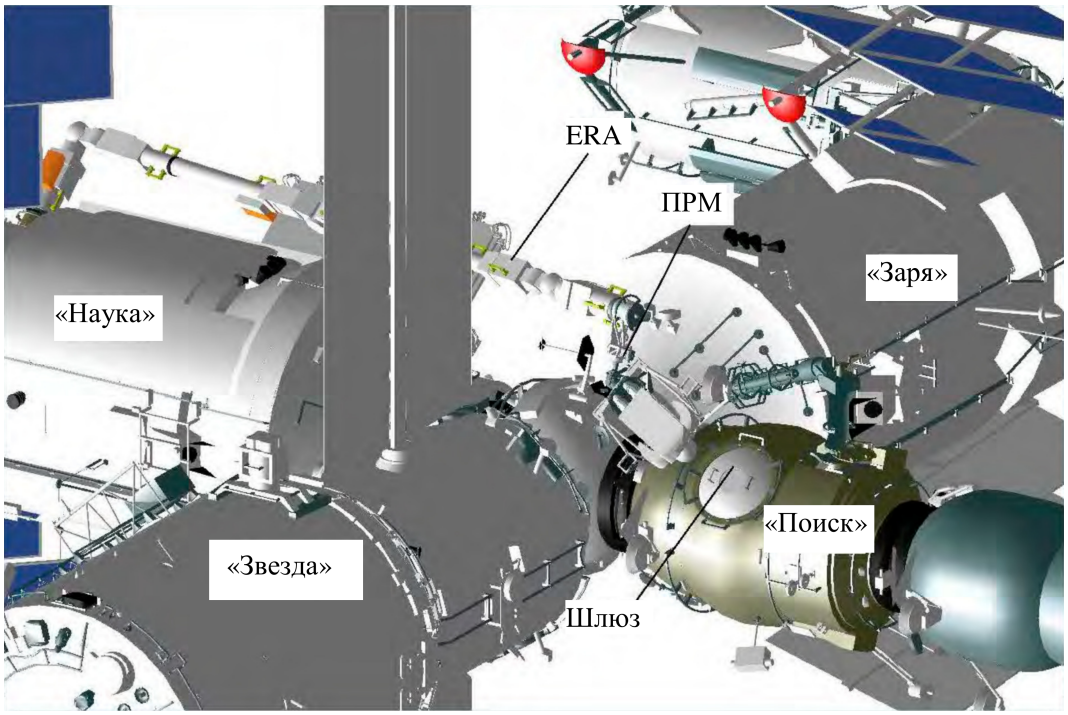


Рис. 2. Досягаемость манипулятором ERA с космонавтом на ПРМ до шлюза модуля «Поиск»

В случае переноса РМ манипулятором ERA (вариант e)) РМ можно собрать и закрепить на платформе, установленной на поручнях модуля «Поиск» или «Звезда». Затем перемещение платформы с РМ будет производить манипулятор ERA. При этом понадобится лишь один переход космонавтов до модуля НЭМ.

Наименее трудозатратными являются варианты с использованием манипулятора ERA.

В результате проведенного анализа для дальнейшей детальной проработки выбран вариант e). Для принятия окончательного решения необходим просчет нагрузок на поручни и шарниры манипулятора ERA, а так же моделирование переноса РМ манипулятором ERA на стенде МРТЕ.

Список литературы

1. http://zakupki.gov.ru/epz/contract/contractCard/common-info.html?reestrNumber=4770238802716000104

2. Робот Космического назначения. Документ контроля интерфейсов с РС МКС.

3. https://www.nasa.gov/content/space-station-crew-removes-ammonia-pump-next-spacewalk-set-for-tuesday

4. https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/sts123/main/index.html

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ МИССИЙ ДЛЯ РТС НА ПРИМЕРЕ МАНИПУЛЯТОРА ERA

Клюев А. Ю.[1], Мелешенкова Л. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одной из перспективных задач на РС МКС является применение РТС для обслуживания и дооснащения станции. Это позволит снизить нагрузку на экипаж при проведении ВКД, а также даст дополнительные возможности по перемещению и установке крупногабаритных узлов и конструкций на внешней поверхности МКС и позволит выполнять перемещение и обслуживание научной аппаратуры без непосредственного участия экипажа при ВКД.

В настоящий момент на РКК Энергия ведутся работы по подготовке к запуску и интеграции европейского манипулятора ERA на РС МКС в составе модуля МЛМ «Наука». Ключевой особенность данного РТС является возможность перемещения между базовыми точками, расположенными на внешней поверхности МЛМ. На данный момент для манипулятора ERA предусмотрены следующие задачи:

- миссия орбитального развертывания манипулятора ERA (переход из стартового положения в рабочее положение на МЛМ и последующая проверка характеристик ERA),
- миссия переноса РТОд (Радиационный теплообменник дополнительный, в данных момент хранится на МИМ1, устанавливается манипулятором ERA на МЛМ),
- миссия перенос ШК МЛМ (аналогично РТОд),
- инспекция солнечных батарей с помощью встроенных видеокамер или дополнительных видеокамер, используемых как полезный груз,
- перемещение научной аппаратуры из герметичного объема станции на внешнюю поверхность посредством ШК МЛМ и последующая установка на устройства фиксации на поверхности станции.

Под миссией манипулятора ERA в широком смысле понимается выполнение определенной задачи по обслуживанию станции с использованием данного манипулятора.

Под миссией в узком смысле понимается специально подготовленный комплект наборов данных, загружаемый в манипулятор ERA и пульты управления ERA, содержащий последовательности команд управления манипулятором и базы данных настроечных параметров манипулятора и 3-хмерных моделей станции.

Для разработки миссий манипулятора ERA используется специальный стенд MPTE (Mission preparation and training equipment), разработанный институтом NLR (Нидерланды) и компанией Spacebel (Бельгия) для манипулятора ERA. Данный стенд использует в своем составе такие программные продукты, как Eurosim (симуляция операций в режиме реального времени), Robcad (построение 3д моделей), IGS (визуализация), CGS(телеметрия). Стенд MPTE позволяет выполнять следующие основные задачи при разработки миссий:

- подготовка 3д моделей МКС для разработки миссий,
- создание 3д моделей МКС для загрузки в манипулятор ERA и пульты управления ERA,
- создание последовательностей команд для загрузки в манипулятор ERA,
- планирование траекторий движения манипулятора ERA в 3д среде,
- симуляция разработанной миссии в программном контуре,
- симуляция разработанной миссии с использованием аппаратной модели бортового компьютера манипулятора ERA,
- визуализация выполнения мисси манипулятора ERA,
- отображение телеметрической информации манипулятора ERA во время симуляции миссий.

Разработка первых миссий манипулятора ERA ведется в тесном сотрудничестве со специалистами ESTEC (ESA) и ADSN — разработчиками манипулятора ERA, т. к. данные

миссии предназначены для валидации манипулятора ERA (подтверждения операционных характеристик манипулятора ERA на борту МКС).

В данной работе описывается опыт разработки миссий манипулятора ERA на примере миссий развертывания, переноса РТОд и ШК МЛМ:

- создание детального плана операций (документация),
- подготовки 3д моделей станции и исходных данных для создания миссии на MPTE,
- создание исходного плана операций на MPTE (EOP),
- планирование траекторий манипулятора ERA,
- верификация миссии (проверка миссии перед симуляцией),
- симуляция миссии в программном контуре,
- симуляция миссии с использованием бортового оборудования, а также с участием стенда НКО СМ,
- управление и контроль версий миссий.

Также в данной работе проводится анализ преимуществ и недостатков используемой технологии разработки миссий и ограничений стенда MPTE, выявленных за время разработки миссий, а также в процессе тестирования миссий с участием стенда НКО СМ и при испытаниях манипулятора ERA в КИС.

Список литературы

1. Манипулятор ERA. Основные положения.
2. Детальный план операций манипулятора ERA. Миссия развертывания.
3. Электромеханические средства технического обслуживания. Техническое описание.

ОТРАБОТКА СТЫКОВКИ ШК К МЛМ МАНИПУЛЯТОРОМ ERA НА ПОЛУНАТУРНОМ И МАТЕМАТИЧЕСКОМ СТЕНДАХ

Мирхайдаров В. М.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Наземная отработка стыковки космического аппарата с использованием реального манипулятора может быть выполнена в очень ограниченном объеме из-за трудности компенсации силы тяжести для пространственной механической системы многих тел. Обычно манипулятор или вся система заменяются математической моделью. В первом случае создаются стенды полунатурного [1], во втором — математического [2,3] моделирования процесса в реальном времени. Последние обеспечивают наиболее корректное воспроизведение динамических свойств механической системы в декартовом пространстве, максимальную гибкость и минимальные затраты в процессе отработки.

Экспериментальная отработка операции установки ШК на МЛМ манипулятором ERA с использованием полунатурного моделирования была проведена в РКК «Энергия» на стенде «Конус» [4]. При этом управление манипулятором осуществлялось на основе визуальной информации об относительном положении объектов с использованием видеоизображений с реальных телекамер. Контактные силы и моменты, влияющие на движение всей электромеханической системы, определялись с использованием силоизмерительной проставки.

Автоматизированная система моделирования (АСМ) [5] предназначена для отработки в реальном времени режимов и способов управления космическим манипулятором ERA (European Robotic Arm) при выполнении им сборочных операций с участием оператора. АСМ включает в себя математическую модель манипулятора ERA, подсистему моделирования телекамер и математическую модель контактного взаимодействия стыковочных интерфейсов. Математическая модель манипулятора ERA и подсистема моделирования телекамер были разработаны Дмитровским филиалом МГТУ имени Н. Э. Баумана. Математическая модель манипулятора ERA осуществляет расчет кинематики и динамики движения манипулятора ERA с перемещаемым полезным грузом и моделирование внутреннего пульта управления IMMI (Intra Vehicular Activity Man-Machine Interface). Идеология, постановка задачи, алгоритмы взаимодействия и синхронизации моделей, математическая модель контактного взаимодействия, которая осуществляет расчет сил и моментов контактного взаимодействия стыковочных интерфейсов, разработаны в РКК «Энергия». С использованием АСМ была проведена предварительная отработка режимов и способов управления манипулятором ERA при установке ШК и РТОд на МЛМ.

Для корректного учета упругих свойств антропоморфного космического манипулятора необходимо использовать его расчетную схему на основе твердотельных конечных элементов, что приводит к увеличению размерности и жесткости дифференциальных уравнений движения, значительному росту объема вычислений и необходимости их распараллеливания, реорганизации вычислительного процесса.

Динамические операции, в которых задействован человек-оператор, должны моделироваться в реальном времени. В настоящее время на математическом стенде используется ОС Windows, которая при отключении лишних служб, процессов и расстановки необходимых приоритетов для выполняемых задач обеспечивает режим только «мягкого» реального времени. Величина кванта времени, выделяемого каждый раз каждому из процессов, определяется ОС Windows и зависит от мощности и числа задействованных процессоров, наличия других процессов, их приоритетов и т. д. Величина выделяемых им квантов времени может колебаться в значительных пределах. Для полной минимизации временных задержек, влияющих на процесс моделирования, необходимо использовать операционную систему реального времени (ОСРВ).

Было проведено тестирование [6] ОСРВ: MS-DOS, Багет, Windows RTX, Linux-RT. Тестирующая программа компилировалась для каждой ОС отдельно. Главная процедура

тестирующей программы производит запуск трех одинаковых независимых потоков, каждому из которых задается максимальный приоритет и ставится в соответствие отдельное свободное ядро процессора. В каждом потоке реализован механизм многократного запуска (10 000 циклов) одной из следующих задач:

- задача увеличения значений счетчика от нуля до 100.000;
- задача однократного перемножения двух матриц размером 100x100.

По результатам сравнительного анализа оптимальным вариантом операционной системы для стенда моделирования космических роботизированных сборочных операций АСМ является Linux-RT ввиду следующих преимуществ:

- уровень задержек в ОС Linux-RT сравним с ОС DOS, являющейся однозадачной ОСРВ;
- по сравнению с Windows RTX Linux-RT имеет открытую лицензию;
- Linux-RT работает с широким набором средств аппаратного обеспечения, в том числе применяемых в математическом стенде АСМ (в отличие от, например, ОС Багет);
- Linux-RT позволяет использовать 64-разрядную адресацию памяти, многоядерность процессора, вытесняющую многозадачность, многопоточность, встроенные средства для синхронизации потоков, высокоточного измерения времени и т. д.

Таким образом, в настоящее время основным направлением развития АСМ является модификация математического обеспечения в части составления библиотеки алгоритмов моделирования динамики космических роботизированных сборочных операций и разработки параллельных схем их расчета, алгоритмов автоматизированного формирования соответствующих вычислительных процедур, использование операционной системы реального времени Linux-RT.

В связи с тем, что аппаратная структура математического стенда АСМ не связана жестко с конкретными сборочными операциями, стенд может быть использован для отработки управления различными манипуляторами при выполнении имеющихся и перспективных космических сборочных операций.

Список литературы

1. Яскевич А.В., Остроухов Л.Н., Егоров С.Н., Чернышев И.Е. Опыт полунатурной отработки причаливания российского модуля к международной космической станции дистанционно управляемым манипулятором SSRMS. Робототехника и техническая кибернетика, № 1 2013.

2. Ma O., Buhariwala K., Roger N., MacLean J., Carr R. MDSF — A generic development and simulation facility for flexible, complex robotic systems // Robotica. 1997. Vol. 15. pp. 49–62.

3. Final test report for pilot-in-the-loop study and berthing loads analysis for ULF4 SSRMS berthing MRM1 to FGB Nadir. JSC-61807. NASA JSC Engineering directorate. Software, robotics and simulation division. August 2010.

4. Экспериментальная отработка операции стыковки ШК к МКС на установке «Конус» П45616.- технический отчет, 2014.

5. Лесков А.Г., Яскевич А.В., Илларионов В.В., Морошкин С.Д., Чернышев И.Е. Математический стенд для отработки управления манипулятором ERA на контактной фазе причаливания // Электронный журнал Инженерный журнал: наука и инновации.

6. Мирхайдаров В.М., Тестирование ОСРВ для использование на стенде моделирования космических роботизированных сборочных операций. Автоматизация в промышленности, с. 27–30, ноябрь 2016.

ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМОРОБОТА ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ОПЕРАЦИИ ВНЕКОРАБЕЛЬНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПО СТЫКОВКЕ — РАССТЫКОВКЕ ЭЛЕКТРОСОЕДИНИТЕЛЕЙ

Подольцев В. П.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время операции внекорабельной деятельности (ВКД) на внешней поверхности МКС выполняют космонавты. Это сопряжено с большими трудностями и рисками для экипажа станции. Для облегчения работы экипажа, ПАО «РКК «Энергия» совместно с ЦНИИ РТК создает робота космического назначения — Косморобота. Робот может осуществлять различные операции на внешней поверхности МКС, под управлением космонавта, находящегося внутри станции. На роботе установлен магазин сменных инструментов (МСИ) в котором находятся различные инструменты, такие как ножницы, гайковерт, инструмент для стыковки и расстыковки электросоединителей (ИСР) и т. д.

Рассмотрим в частности операцию стыковки — расстыковки электросоединителей. В настоящее время существует несколько видов ВКД соединителей которые предназначены для стыковки космонавтами, они с успехом применяются на МКС. Данную операцию возможно выполнить с помощью Косморобота без выхода космонавта за пределы станции. Но это накладывает определенные ограничения. Так как космонавт управляет роботом в телеоператорном режиме, появляются такие проблемы как:

- временные задержки в управлении;
- линейные и угловые промахи;
- сложность правильной ориентации инструмента относительно соединителя;
- сложность визуального определения расстояний и углов;
- отсутствие непосредственного тактильного контакта космонавта с электросоединителем.

Все эти факторы ведут к невозможности стыковки — расстыковки Космороботом имеющихся электросоединителей, которые предназначены для космонавтов.

Для того чтобы решить эти проблемы, разработан специальный инструмент для стыковки и расстыковки электросоединителей (ИСР) который обеспечивает:

- надежную фиксацию соединителя в инструменте;
- однозначную угловую и линейную ориентацию соединителя относительно манипулятора Косморобота;
- возможность стыковки — расстыковки различных типов соединителей.

Так же разработаны 2 вида специальных ВКД соединителей. Один предназначен для стыковки разъемов типа ОНЦ — БС, второй для стыковки разъемов типа ОССР. Каждый соединитель имеет кабельную и блочную часть. Во время эксперимента на борту МКС, обе части будут установлены на грузе электрическом. Блочные части неподвижно, а кабельные закреплены в держателях. Во время эксперимента, робот должен взять кабельную часть соединителя с помощью ИСР, вынуть её из держателя и состыковать с блочной частью. Оба типа соединителей являются байонетными, т. е. стыкуются при помощи поворота кабельной части вокруг блочной на угол равный 90°.

Конструкция ВКД соединителей обеспечивает:

- выполнение операции стыковки — расстыковки как Космороботом так и космонавтом;
- выполнение операции стыковки при линейных промахах ±10 мм., угловых промахах (вокруг оси соединителя) ±22°;
- надежную фиксацию сочлененного положения и стабильность параметров электрического контакта;
- независимую блокировку на непреднамеренную расстыковку частей соединителей.

Таким образом, с помощью конструктивных решений, были решены проблемы стыковки — расстыковки электросоединителей с помощью Косморобота при ВКД, разрабо-

таны универсальные электросоединители и универсальный инструмент, что полностью удовлетворяет требованиям ТЗ [1].

Список литературы

1. Техническое задание на опытно-конструкторскую работу «Создание роботов космического назначения для поддержки внекорабельной деятельности космонавтов», 2016.

Секция 7

КОСМИЧЕСКАЯ БАЛЛИСТИКА, АЭРОГАЗОДИНАМИКА, ТЕПЛООБМЕН, ДИНАМИКА ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ И НАГРУЖЕНИЯ

Председатель д.т.н. Улыбышев Ю. П.,
руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Кузнецова А. В.

ВЕРИФИКАЦИЯ КЭМ КОНСТРУКЦИЙ РКТ ДЛЯ АНАЛИЗА ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЖЕНИЙ С ЭТАПОМ УТОЧНЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ

Авершьев А. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Применение современных программных комплексов с использованием достоверных конечноэлементных моделей (КЭМ) конструкций ракетно-космической техники (РКТ) позволяет значительно повысить точность расчетов при анализе динамических нагружений.

Как правило, уточнение КЭМ проводится с помощью верификации по результатам модальных испытаний. Однако верификации КЭМ конструкций РКТ для анализа динамических нагружений только по результатам модальных испытаний часто недостаточно для качественного определения динамических характеристик на различных этапах ее эксплуатации. Это связано с различием условий, в которых находятся конструкции РКТ при проведении модальных испытаний и условий при эксплуатации, в особенности на орбите в условиях невесомости.

Модальные испытания служат для определения мод колебаний объектов испытаний (штатных изделий, либо макетов их конструкций), т. е. форм, частот и коэффициентов демпфирования тонов собственных колебаний. Верификация КЭМ заключается в итерационном приближении форм и частот целевых мод КЭМ к результатам модальных испытаний путем уточнения условий сочленения элементов конструкций, характеристик материалов, толщин оболочек и т. п.

Для определения динамических характеристик конструкций РКТ в условиях невесомости кроме результатов модальных испытаний необходимо иметь дополнительные данные, в качестве которых могут быть использованы результаты телеметрических измерений процессов ускорений при эксплуатации изделий РКТ.

В РКК «Энергия» проводилась разработка и верификация подробной оболочечной КЭМ КА для анализа динамических нагружений (рис. 1, 2).

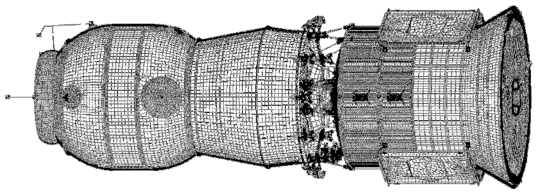


Рис. 1. Общий вид КЭМ КА

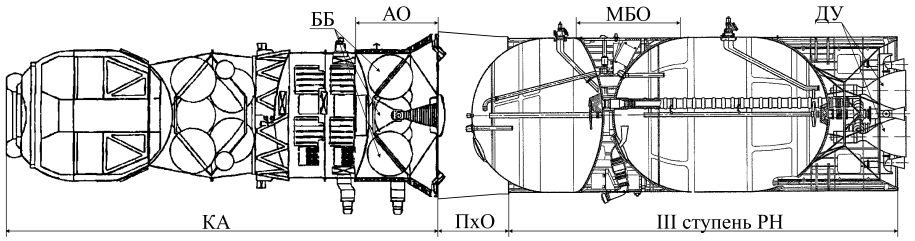


Рис. 2. Компоновочная схема сборки «КА — III ступень РН»
АО — агрегатный отсек; ББ — базовый блок; ДУ — двигательная установка; МБО — межбаковый отсек; ПхО — переходный отсек; РН — ракета-носитель; КА — космический аппарат

Верификация КЭМ КА проводилась в три этапа. Первый этап — уточнение модели по результатам модальных испытаний штатного КА. Корреляция форм колебаний прово-

дилась с помощью MAC-критерия (критерия модальной достоверности), величины которого могут меняться от 0 до 1 (характеризуют степень соответствия форм). Результаты первого этапа верификации кратко представлены в табл. 1.

Таблица 1. Сравнение экспериментальных и расчетных целевых мод колебаний

Частота, Гц		Погрешность, %	MAC-критерий	Описание
Испытания	Расчет			
7,798	7,916	1,49	0,927	первые изгибные тона
8,107	8,003	−1,30	0,974	
24,643	23,954	−2,88	0,745	вторые изгибные тона
25,986	25,208	−3,09	0,813	
30,062	30,890	2,68	0,894	первый продольный тон
31,110	31,387	0,88	0,956	первый крутильный тон
35,680	36,599	2,51	0,923	продольный тон ББ

Второй этап — уточнение жесткостных характеристик АО и стыка КА с ПхО РН по результатам испытаний по определению величины раскрытия стыка АО КА/ПхО РН при действии в стыке растягивающего усилия. Корреляция результатов расчета и испытаний заключалась в сравнении относительных перемещений шпангоутов АО и ПхО (Δu) в точках, соответствующих различным значениям полярного угла φ (рис. 3).

Третий этап — уточнение динамических характеристик модели конструкции КА посредством корреляции результатов расчета с результатами телеметрических измерений ускорений в МБО III ступени РН при выключении ДУ, полученными при различных пусках КА (рис. 4). В качестве воздействия при расчете использовалась верифицированная по результатам огневых испытаний силовая функция спада тяги ДУ III ступени РН. В результате итерационного процесса уточнения модели было получено распределение ускорений, имеющее удовлетворительное совпадение с данными телеметрии (рис. 4).

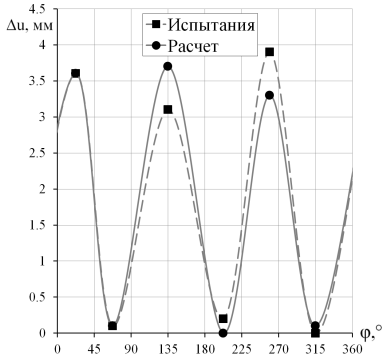


Рис. 3. Сравнение экспериментальных и расчетных значений относительных перемещений шпангоутов АО и ПхО

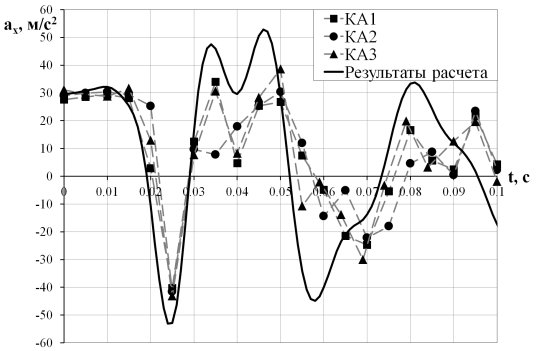


Рис. 4. Сравнение ускорений согласно ТМИ и по результатам расчета

В отличие от верификации только по результатам модальных испытаний верификация с этапом уточнения динамических характеристик по результатам телеметрических измерений позволяет определить параметры КЭМ, соответствующие фактическим динамическим характеристикам конструкции и условиям эксплуатации изделий РКТ.

Верифицированные упомянутым образом модели могут быть использованы как для проведения высокоточных расчетов, отражающих фактическое нагружение изделий РКТ, так и для восстановления фактического динамического поведения при эксплуатации, в том числе в нештатных или аварийных ситуациях в условиях ограниченных телеметрических данных.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ДЕМПФИРОВАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

Александров Э. Н.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одна из важных задач в проектировании возвращаемого аппарата это определение его устойчивости. Одним из параметров характеризующих устойчивость является коэффициент демпфирующего момента [1]. Например, коэффициент демпфирующего момента тангажа входит в уравнение колебательного движения по углу атаки (1) следующим образом:

$$J_z\ddot{\alpha} - m_z^{\bar{\dot{\alpha}}}\frac{qSl^2}{V}\dot{\alpha} - m_z^{\alpha}\alpha qSl = 0, \tag{1}$$

где J_z — момент инерции, α — угол атаки, $m_z^{\bar{\dot{\alpha}}}$ — коэффициент демпфирующего момента тангажа, m_z^{α} — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки, V — скорость набегающего потока, q — скоростной напор, S — характерная площадь, l — характерный размер.

Коэффициент демпфирующего момента определяется в большинстве случаев экспериментальным путем и с большой погрешностью.

В настоящей работе коэффициент демпфирующего момента тангажа модели возвращаемого аппарата пилотируемого транспортного корабля (ВА ПТК) определяется численно. Проведено моделирование режимов обтекания $M_\infty = 1.75,\ 2.00,\ 2.55$. Для этого используются возможности программного пакета Ansys Fluent. Результаты приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты расчетов

M_∞	$\alpha_{\text{бал}}$, (°)	$\Delta\alpha$ (°)	q (Па)	V (м/с)	$Re \cdot 10^{-6}$	$m_z^{\bar{\dot{\alpha}}}$
1.75	22.5	7.5	63275	607.4	1.20	−0.243
2.00	23.9	8.9	71220	694.2	1.20	−0.117
2.55	24.1	9.1	66020	885.1	0.86	−0.320

Проведено сравнение полученных результатов с экспериментальными данными [2]. Анализируются возможные причины расхождения результатов. Обсуждается дальнейшее направление исследований численного моделирования нестационарного обтекания возвращаемого аппарата.

Список литературы

1. Липницкий Ю.М., Красильников А.В., Покровский А.Н., Шманенков В.Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полета. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. 176 с.

2. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Александров Э.Н. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели возвращаемого аппарата на установке свободных колебаний при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23. Вып. 6. С. 825–834.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ

Антипова М. С.[1], Кавун И. Н.[2], Киселев Н. П.[2], Кундасев С. Г.[2]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]ФГБУН «Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича» Сибирского отделения Российской академии наук, г. Новосибирск, Россия

Применение математического моделирования получило широкое распространение в промышленности для решения задач различного класса. Однако использование программных пакетов не обеспечивает абсолютную точность получаемых результатов. Поэтому возникает необходимость проведения дополнительных тестовых расчетов и их верификации с экспериментальными данными для оценки возможности применения данного пакета к определенному классу задач. В данной работе приводятся результаты сравнения расчетных и экспериментальных данных по исследованию взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой.

В качестве объекта исследования выбрана модель, которая представляет собой «кососрезанное» сопло с критическим сечением прямоугольной формы. На рис. 1 представлена схема расположения преграды относительно сопла. Угол наклона преграды $\varphi = 0°$. Варьировалось расстояние H/D_a между срезом сопла и преградой. Расстояние H/D_a от точки O ($x = 0$, $z = 0$) до точки O_w ($x = 0$, $z = 0$) составляет 11,8, 15,7 и 23,5, где $D_a = 2R_a = 20$ мм. Ось сопла совмещена с центральной точкой O_w преграды.

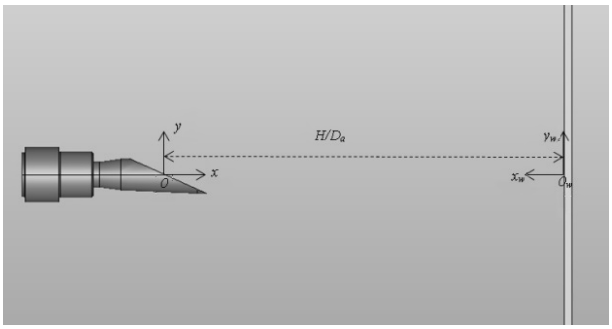


Рис. 1. Модель сопла и преграды

Для верификации результатов численного моделирования используется экспериментальная и расчетная информация, полученная в Институте теоретической и прикладной механики Сибирского отделения Российской академии наук (ИТПМ СО РАН).

Сравнение экспериментальных данных с расчётными проводилось по 3 аспектам:

- распределение давления на стенке сопла;
- распределение давления торможения в поле струи по сечениям;
- распределение давления на поверхности преграды.

На рис. 2 представлено сравнение распределений давлений P/P_e, полученных в ходе: эксперимента, проведенного в ИТПМ СО РАН, расчетов в программных пакетах Aeroshape и FloEFD. Распределение давления по стенке сопла представлено в плоскости OXY относительно системы координат $OXYZ$. Начало координат $x = 0$ мм соответствует радиусу сечения сопла $R_a = 10$ мм.

Сравнение распределения давления торможения P_{pt}/P_e в поле, представленные на рис. 3, проводилось в следующих поперечных сечениях: $x = 40$, 50, 100, 200, 250 мм. В расчетных случаях давление, измеряемое в точке торможения, рассчитывалось по формулам. Экспериментальные данные по давлению торможения получены при помощи трубки Пито в свободной струе (без преграды). Поэтому сравнение расчетных и экспериментальных данных по измерению давления торможения в поле струи проводилось в предположении, что наличие преграды не влияет на начальный участок струи.

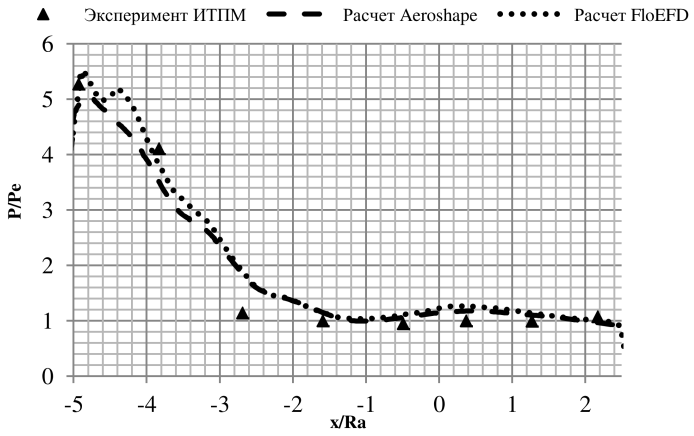


Рис. 2. График распределения давления P/P_e (P — статическое давление, P_e — атмосферное давление — 101325 Па) по стенке сопла

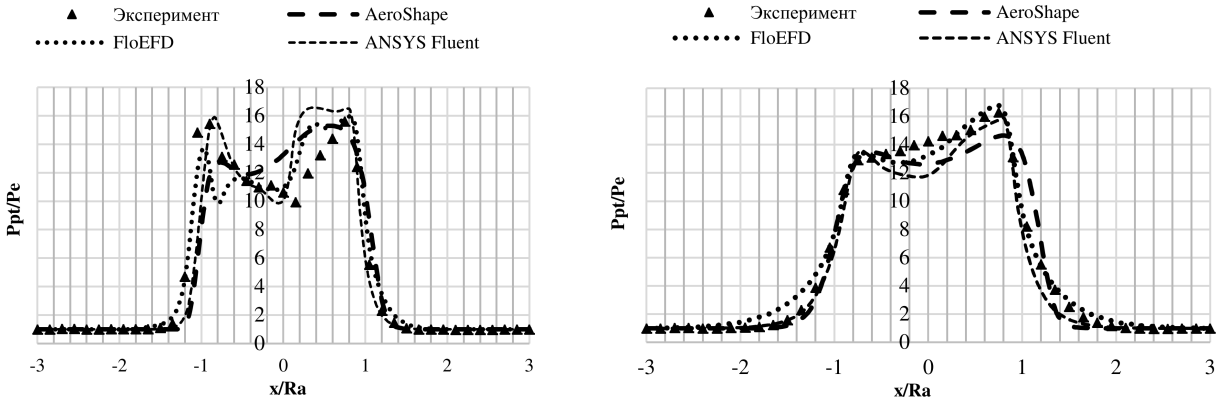


Рис. 3. Графики распределения давления торможения P_{pt}/P_e (P_{pt} — давление, измеренное трубкой Пито, P_e — атмосферное давление — 101325 Па) в сечениях $x = 40$ мм и $x = 100$ мм

Распределение давления (рисунок 4) по поверхности преграды выводились вдоль координаты $x_w = -35$ мм до 50 мм в сечениях $z_w = -45$, -35, -25, -15, -5, 5, 15, 25, 35, 45 мм.

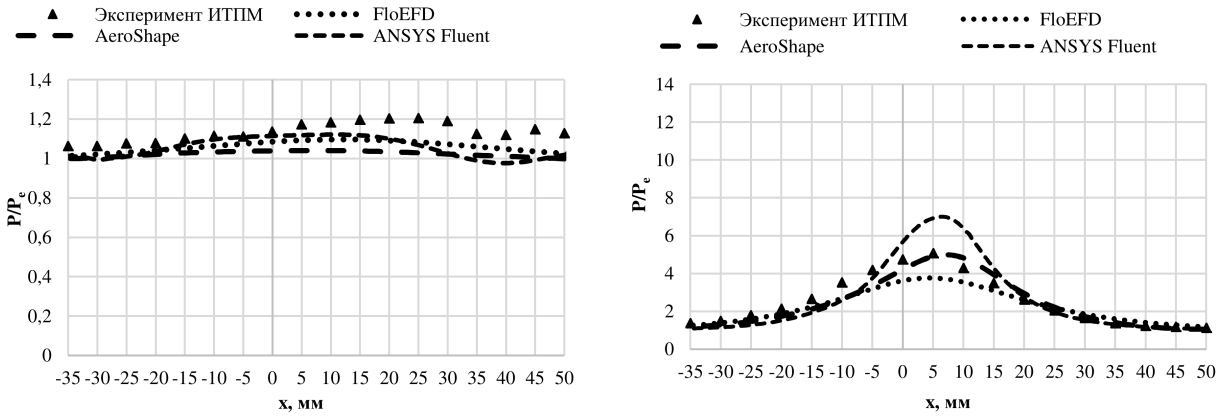


Рис. 4. Графики распределения давления P/P_e (P — статическое давление, P_e — атмосферное давление — 101325 Па) на преграде при расстоянии между соплом и преградой $H/D_a = 15.7$ в сечениях $z_w = 45$ мм и $z_w = 5$ мм

В целом результаты расчетов в программных пакетах показывают удовлетворительные результаты. Отличие данных в определенных сечениях может быть обусловлено особенностями программного пакета, разрешением расчетных сеток и настройкой параметров.

ИССЛЕДОВАНИЕ БЕЗУДАРНОСТИ ПРОЦЕССА ОТДЕЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ МС» ОТ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ В СЛУЧАЕ ПРОБОЯ ЕЕ ГЕРМООБЪЕМА МЕТЕОРОИДОМ ИЛИ ЧАСТИЦЕЙ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Богомолов Н. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одним из актуальных вопросов, связанных с эксплуатацией пилотируемых космических объектов, в настоящее время является обеспечение безопасности экипажа Международной космической станции (МКС) в случае пробоя ее жилого объема метеороидом или частицей космического мусора. Помимо использования средств обнаружения и устранения негерметичности, оповещения космонавтов и предоставления им необходимой информации для проведения мероприятий по локализации (ликвидации) мест утечек воздуха, решение данной проблемы также подразумевает организацию аварийного покидания станции при невозможности парирования возникшей ситуации [1].

При планировании действий необходимо принимать во внимание разнообразие возможных сценариев развития событий [2]. Особый интерес представляют ситуации после пробоя жизненно важных модулей станции.

В свете отмеченного обстоятельства проводится исследование безударности процесса отделения ТПК «Союз МС» от МКС после разгерметизации служебного модуля «Звезда» или функционально-грузового блока «Заря» вследствие пробоя метеороидом диаметром порядка 0,04 м. Предварительная оценка показала, что имеющееся при этом у экипажа располагаемое время позволяет провести только операции по переходу в корабль. Сила, возникающая при истечении воздуха из отверстия, создает момент, который может превышать возможности системы управления. Компенсация возникающих угловых возмущений, ко всему прочему, затруднена из-за ограничений на работу двигателей МКС. Таким образом, станция теряет ориентацию и может длительное время вращаться с угловой скоростью, значительно (на один-два порядка) превышающей номинальное значение, что определяет необходимость оценки возможности безударного отделения ТПК «Союз МС» от МКС при типовых закрутках.

Подобный анализ проводился в работах [3,4] для начальных конфигураций МКС и кораблей серии «Союз ТМА». Разработанная с его учетом методика отделения, включенная в бортовую документацию, предполагала увод ТПК от станции в неуправляемом режиме с помощью одной пары двигателей причаливания и ориентации (ДПО) с последующим определением направления орбитального движения для выдачи соответствующего второго импульса.

Настоящее исследование проводится для текущей и перспективных конфигураций МКС и кораблей серии «Союз МС», увод которых от станции может осуществляться более эффективно за счет задействования имеющейся на них дополнительной пары ДПО. Цель анализа — поиск новых ограничений по угловой скорости МКС, при которой возможно безударное отделение, и оптимального времени выдачи импульса увода.

Моделирование исследуемого процесса проводится в два этапа. Вначале исследуется «раскрутка» МКС под действием реактивной силы истечения воздуха. Варьируемыми параметрами при этом являются координаты места пробоя, начальные отклонения ориентации и угловой скорости станции в орбитальной системе координат. По итогам расчетов составляется банк данных угловых скоростей и ориентаций связки «корабль-станция» в различные моменты времени. На втором этапе оценивается безударность процесса отделения ТПК «Союз МС» от МКС путем анализа траекторий относительного движения объектов для найденных ранее ориентаций и угловых скоростей на момент расстыковки.

Результаты моделирования показали, что в случае пробоя служебного модуля «Звезда» частицей диаметром более 0,04 м угловая скорость, развиваемая МКС с пристыкованным к малому исследовательскому модулю «Рассвет» (МИМ1) ТПК «Союз МС», превы-

шает (рис. 1) максимально допустимую для безударного отделения кораблей от указанного порта, полученную в [3,4].

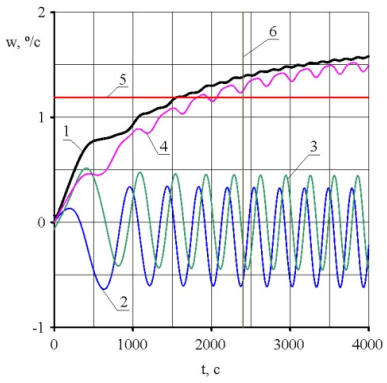


Рис. 1. Зависимость угловой скорости МКС с пристыкованным к порту МИМ1 ТПК «Союз МС» ω от времени после пробоя служебного модуля «Звезда» t частицей $\varnothing$0,04 м: 1 — модуль угловой скорости; 2, 3, 4 — проекции угловой скорости на оси Ox, Oy, Oz связанной с МКС системы координат; 5 — максимально допустимая угловая скорость для безударного отделения ТПК «Союз МС» от МИМ1; 6 — минимальное время, по прошествии которого экипаж корабля будет готов к расстыковке

В целях обеспечения безударности процесса отделения при больших угловых скоростях предлагается использовать алгоритм расстыковки с выдачей импульса вдоль продольной оси корабля в течение 20 с без инерциальной стабилизации. Анализ траекторий относительного движения при отделении соответствующим образом свидетельствует о возможности безударного отделения ТПК «Союз МС» от порта МИМ1 МКС при угловой скорости до 3,5°/с.

Представленные результаты являются предварительными и оценочными. Предполагается проведение дополнительных расчетов для новых конфигураций МКС и разных портов базирования кораблей для уточнения методики расстыковки в случае разгерметизации станции.

Список литературы

1. Береговой Г.Т., Ярополов В.И., Баранецкий И.И и др. Справочник по безопасности космических полетов. М.: Машиностроение, 1989. 336 с.

2. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Анфалов А.С., Богомолов Н.В. Анализ причин и последствий нештатных и аварийных ситуаций, требующих экстренной эвакуации экипажа орбитальной станции. // Материалы XX Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам. М.: Изд-во МАИ, 2017. С. 721–723.

3. Анфалов А.С., Борзых С.В., Петров Н.К., Хомяков М.К., Кокушкин В.В. Анализ отделения кораблей-спасателей от нестабилизированной Международной космической станции. // Космонавтика и ракетостроение. 2008. № 4. С. 107–116.

4. Анфалов А.С., Хомяков М.К., Борзых С.В., Петров Н.К. Исследование динамики процесса отделения космических кораблей «Союз» от нестабилизированной Международной космической станции. // Ракетно-космическая техника. 2008. Серия 12. Вып. 1. С. 158–167.

МЕТОДИКА ТЕПЛОВОГО РАСЧЁТА СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ СИСТЕМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ

Волняков К. А.[1], Копылов В. М.[1]

[1]Федеральное государственное автономное научное учреждение «Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики», г. Санкт-Петербург, Россия

Введение. На сегодняшний день наиболее распространённым методом теплового расчёта крупногабаритных конструкций различного назначения, в том числе и космического, является метод конечных элементов (МКЭ). Несмотря на высокую точность и гибкость данного метода, он имеет большой объём вычислений, что затрудняет его использование на этапе начального проектирования, когда существует значительная вариативность конструкции. Была поставлена задача провести тепловые расчёты бесколлекторного моментного привода робототехнической системы космического назначения. Целью расчета является оценка соответствия конструкции требованиям технического задания в части обеспечения теплового режима. Первоначально расчёт производился методом конечных элементов и его результаты сравнивались с результатами термовакуумных испытаний.

Сравнение результатов эксперимента и моделирования показало, что составленная модель не учитывает некоторые особенности теплопроводности в приводе (рис. 1). Исходя из конструкции двигателя определено, что несоответствия модели с экспериментом возникли из-за наличия дополнительного теплового сопротивления в контактах деталей в следствие неполной фактической площади их контакта. Данная проблема подробно описана в работе [1]. По результатам эксперимента можно получить значения дополнительных тепловых сопротивлений в контактах. Однако для определения их МКЭ требуется провести вычисления, объём которых в разы превосходит процесс теплового расчёта [2].

Описание метода. В большинстве технических объектов используются детали, форму которых можно описать набором тел вращения и вытягивания. Решения нестационарного уравнения теплопроводности для таких тел известны. Однако аналитические решения для простых тел сохраняют свою простоту только в интегральной форме, в виде значений температуры и теплового потока на граничных поверхностях тела. В то же время при тепловом расчете обычно не требуется детальное знание распределения температур по телу, достаточно среднего или экстремального значения температуры и теплового потока в элементе. Таким образом, задача может быть сведена к синтезу системы дифференциальных уравнений теплопроводности, адекватно отражающей потоки тепла в исследуемом объекте, и решению ее характеристической системы.

Предлагаемая методика проектного теплового расчета основывается на представлении исследуемого объекта эквивалентной схемой замещения, которая базируется на принципе электротепловой аналогии [3]. Однако при использовании прямой аналогии возникает проблема при моделировании теплообмена излучением, что является важным пунктом для систем космического назначения.

Предлагаемый метод заключается в:

1) упрощении реальной конструкции до модели, представленной простыми геометрическими телами;

2) подготовке спецификации для модели, которая включает в себя: габаритные размеры, радиальную и осевую площади поверхностей, теплопроводность, теплоёмкость и массу частей конструкции;

3) синтезе тепловой схемы с учётом особых элементов конструкции.

Под особыми элементами подразумеваются элементы, фактическая площадь контакта поверхностей которых является неполной. Примерами таких элементов служат: подшипники, зубчатые колёса редукторов, стыки разъёмных соединений. Учет особенностей теплопередачи через такие элементы авторами данной статьи производился путем

расчёта фактической площади контакта тел по модели Гринвуда-Вильямсона [4], а также определения сопротивлений пленок покрытий и компаундной заливки. В результате, расхождение с результатами испытаний составило не более 8°C. Однако в модели не были учтены потери площади контакта из-за торцевого биения сопрягаемых деталей и других погрешностей формы.

Представление модели в виде системы линейных дифференциальных уравнений позволяет скорректировать значения тепловых сопротивлений особых элементов по достаточному числу экспериментальных точек с помощью метода наименьших квадратов.

После коррекции тепловых сопротивлений контактов получено удовлетворительное совпадение модели с опытом во всех вариантах тепловой нагрузки (рис. 1) по всем показаниям датчиков. Расхождение составило не более 3,5°C. Время расчета одной симуляции составило около 10 секунд при шаге по времени 60 секунд.

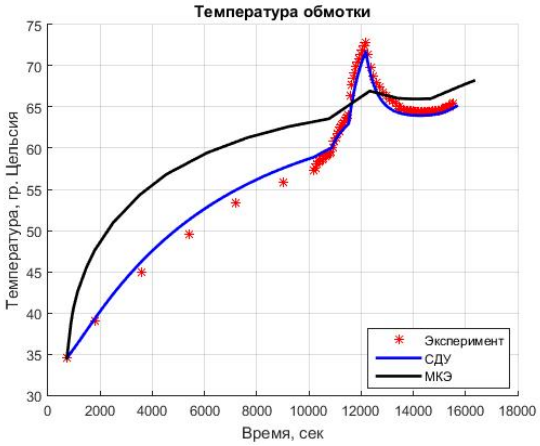


Рис. 1. Зависимости распределения температуры на обмотке двигателя от времени по экспериментальным данным и данным в результате моделирования на основе системы дифференциальных уравнений (СДУ) и метода конечных элементов (МКЭ)

Выводы. Предложенная методика позволяет получить адекватную математическую модель проектируемого изделия без существенных временных затрат. Несмотря на трудоемкость подготовки модели, сравнимую с МКЭ, время счета сокращается на несколько порядков, что позволяет оперативно решать задачи оптимизации модели. По результатам эксперимента определена необходимость тщательного учета контактных сопротивлений, особенно для случая нестационарного расчета, а также желательно экспериментальное определение степени черноты излучающих поверхностей.

Дальнейшее направление работы заключается в создании базы стандартных элементов, таких как: электродвигатели, подшипниковые узлы, аккумуляторные батареи, мехатронные шарниры и прочее. Это позволит ускорить и упростить синтез модели. Также планируется сбор данных о передаче тепла в контактных парах с различными параметрами формы и шероховатости.

Список литературы

1. В. М. Попов. Теплообмен в зоне контакта разъёмных и неразъёмных соединений. М.: Энергия, 1971.

2. Расчёт термического сопротивления контакта элементов энергетических установок с волнистыми поверхностями. Меснянкин С.Ю., Диков А.В. Труды МАИ, выпуск № 81, 2015.

3. Ред. акад. РАН А.И. Леонтьева. Теория тепломассообмена. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1997, С. 139–143.

4. В.Л. Попов. Механика контактного взаимодействия и физика трения. От нанотрибологии до динамики землетрясений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. С. 100.

ПРОГРАММНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К МОДЕЛИРОВАНИЮ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Воронин В. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Под механической системой понимается структурно-сложная система твердых тел с внутренними связями и воздействующими на нее силовыми факторами [1]. Целью моделирования динамических процессов механических систем является определение ключевых характеристик и параметров системы, непосредственно влияющих на систему в целом. По результатам моделирования определяются диапазоны начальных условий, в которых система способна функционировать, формулируются рекомендации для силовых факторов и кинематических связей.

Существуют различные подходы к решению задач моделирования динамических процессов механических систем: использование готовых специализированных программных продуктов [2], разработка собственного инструмента под конкретную задачу[3], либо рациональное сочетание этих двух подходов [4]. В данном случае используется последнее.

Выбор технологий обусловлен их востребованностью в соответствующих областях. Продукты MSC Software покрывают весьма широкий спектр инженерных задач и являются довольно распространенными на профильных производствах. Поэтому масштабные и сложные задачи, в которые, помимо моделирования динамики, входит анализ нагрузок и прочности, весьма успешно реализуются в продуктах MSC Software. Python — язык программирования, используемый в веб-разработке, науке, машинном обучении, обработке данных, аналитики и т. д. Он сочетает в себе мощь языков программирования с простотой использования предметно-ориентированных языков, идеален для прототипирования.

Однако у каждой технологии есть свои сильные и слабые стороны (табл. 1), поэтому, объединив все лучшее от каждой (или дополнив одну другой), можно получить систему, автоматизирующую процесс моделирования и анализа.

Таблица 1

	MSC Adams	Python
Плюсы	• Графический интерфейс. • Скорость разработки модели. • Визуализация. • Аналитика процесса. • Высокая производительность вычислений.	• Высокая скорость разработки. • Простой синтаксис. • Огромное количество прикладных библиотек. • Интерактивный режим.
Минусы	• Ограниченные возможности создания собственных функций. • Неудобное управление процессом решения. • Отсутствие поддержки современных стандартов языков программирования C и Fortran при написании собственных функций.	• Относительно низкая производительность.

На базе принципа декомпозиции сложной и многоэтапной задачи на ряд простых строится методика создания рассматриваемой системы моделирования и анализа. А именно, рассматривается распределение задач между системой Adams и собственной программной реализацией. Основные функциональные этапы системы моделирования и анализа можно определить как:

1. Формирование модели системы тел с их взаимосвязями в Adams и экспорт данных модели для создания прототипа модели.

2. На базе данных модели формирование уравнений движения, уравнений механических связей и формирование системы дифференциально-алгебраических уравнений

(ДАУ). Разработка универсального алгоритма формирования ДАУ в зависимости от топологии системы и типа соединения между телами [5].

3. Разработка алгоритмов и функций силовых факторов. Качественное исследование динамического процесса на разработанной программной реализации. Портирование функций, описывающих силовые факторы, в Adams.

4. Моделирование в Adams.

5. Анализ данных моделирования, выводы.

Полномасштабная реализация данного подхода позволит получить следующие результаты:

1. Создание замкнутой системы моделирования и анализа.

2. Существенное сокращение времени разработки и анализа за счет инструментов отладки, автоматизации и тестирования.

3. Возможное сокращение времени в массовых и статистических расчетах процессов механической трансформации объектов ракетно-космической техники.

Список литературы

1. Борзых С.В., Воронин В.В., Кокушкин В.В., Петров Н.К., Щиблев Ю.Н.. Динамика посадки многоразового космического аппарата с механическим посадочным устройством на жесткий мерзлый грунт. // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 12(24).

2. В. В. Юдинцев. Использование пакета MSC/ADAMS для моделирования механических систем ракетно-космической техники. Сборник трудов IX международной научно-технической конференции «Компьютерное моделирование 2008», г. Санкт-Петербург, С. 269–272.

3. Michael E. Fortunato, Corray M. Colina. Pysimm: A python package for simulation of molecular systems // Sofware X6(2016) Elsevier. Pp. 7–12.

4. Luo Haitao, Liu Yuwang, Chen Zhengcang, Leng Yuquan. Co-simulation control of robot arm dynamics in ADAMS and MATLAB. // Research journal of applied sciences, engineering and technology 6(20). 2013. Pp 3778–3783.

5. Vladimir Aslanov, Genrih Kruglov, Vadim Yudintsev. Newton-Euler equations of multibody systems with changing structures for space applications. // Acta Astronautica. 68(2011). Pp. 2080–2087.

ПРИВЕДЕНИЕ К ЕДИНЫМ УСЛОВИЯМ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛКИ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА РАЗЛИЧНЫЕ ОРБИТЫ

Глушков П. А.[1], Карбанов Н. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В работе рассматривается задача оценки разбросов характеристик КА при выведении на различные орбиты. Рассматриваются два варианта оценки. В первом варианте приведение к единым условиям предлагается осуществлять по отношению масс гарантийных запасов. Во втором варианте приведение осуществляется по отношению времени работы МД. В работе используется метод Монте-Карло.

Список литературы

1. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 440 с.

2. Ермаков С.М. Метод Монте-Карло и смежные вопросы М.: Наука, 1971. 327 с.: рис. 14. (Теория вероятностей и математическая статистика). Библиогр.: с. 316–327.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЕТОВ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ С ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Кветкин А. А.[1], Салмин В. В.[1], Петрухина К. В.[1]
[1]Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, г. Самара, Россия

Комбинированная схема межорбитального перелета предполагает использование на первом этапе химического разгонного блока (ХРБ) для формирования промежуточной эллиптической орбиты, а на втором — солнечной электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) для доведения орбиты до целевой (рис. 1).

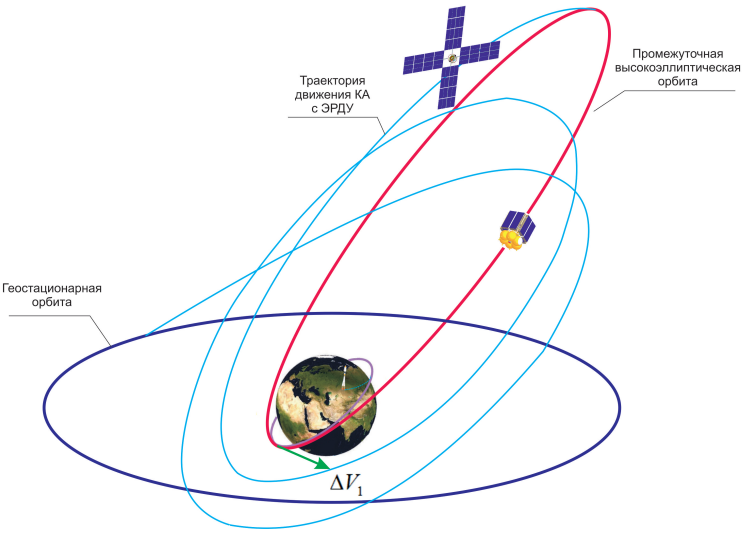


Рис. 1. Комбинированная схема выведения

Такая схема является компромиссной и сочетает в себе достоинства как импульсных маневров (малое время перелета), так и маневров с малой тягой (большая масса полезной нагрузки).

Использование промежуточных эллиптических орбит в настоящее время исследовано значительно слабее, чем круговых. Наличие дополнительных степеней свободы (величины эксцентриситета и аргумента перигея промежуточной орбиты) дает дополнительные возможности по оптимизации схемы выведения КА на рабочую орбиту. Исследования показывают, что использование эллиптической промежуточной орбиты для многих проектов выведения КА на ГСО значительно эффективнее, чем использование круговых промежуточных орбит.

Более того, оптимальное значение эксцентриситета промежуточной орбиты может быть достаточно велико (достигать значения 0,7 и даже больше), поэтому можно говорить о схеме выведения на высокую рабочую орбиту с использованием высокоэллиптической промежуточной орбиты.

Оптимизация подобных комбинированных схем перелетов заключается в выборе параметров баллистической схемы, управлений вектором тяги, траекторий динамического маневра и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата p, удовлетворяющих условию экстремума выбранного главного критерия (обычно в качестве такового выбирается масса полезной нагрузки) при выполнении определенных требований (в том числе, и экстремальных) к совокупности других критериев, дающих комплексную оценку эффективности перелета [1].

В качестве главного критерия оптимальности выбирается относительная масса полезной нагрузки.

Метод решения динамической части задачи состоит в использовании принципа расширения допустимых состояний и управлений при переходе от задачи оптимизации в строгой постановке к задаче локальной оптимизации.

Для решения задачи вводится терминальный критерий в виде квадратичного функционала, представляющий собой сумму квадратов невязок по большой полуоси A, эксцентриситету e и наклонению орбиты i, умноженные на соответствующие им весовые (неопределенные) коэффициенты [3]:

$$I = \Delta x_K^T \alpha \Delta x_K \to \min .$$

Ниже приведены результаты расчета довыведения тяжелого геостационарного спутника связи (типа «Экспресс АМ-5», «AMOS-6»), имеющего в своем составе электроракетную двигательную установку. Исходный эллипс формируется мощным импульсом 3-ей ступени тяжелой ракеты-носителя. Исходные данные для перелета приведены в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные, где H_n — высота перигея; H_a — высота апогея; i — наклонение орбиты; m_0 — стартовая масса КА; $m_{сух}$ — сухая масса КА; P — тяга двигателя; $I_{уд}$ — удельный импульс

H_n, км	H_a, км	i, град.	m_0, кг	$m_{сух}$, кг	P, мН	$I_{уд}$, сек.
200	80000	28	3500	2600	360	1600
200	80000	51.6	3500	2600	360	1600

Время достижения необходимого значения каждого элемента орбиты, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Конечные элементы орбиты, где e — эксцентриситет; R_n — радиус перигея; R_a — радиус апогея; A — большая полуось; p — фокальный параметр

i, град	Элемент орбиты	Необходимое значение	Время достижения необходимого значения
28	e	0	287.2
	A, км	42164	289.5
	i, град.	0	289
	Невязка	0	$< 10^{-4}$ к 282.2
51.6	e	0	323,7
	A, км	42164	327.4
	i, град.	0	326
	Невязка	0	$< 10^{-4}$ к 318

Масса рабочего тела, затраченного на перелет в случае с i=28°, составила 552.9 кг. С наклонением равным 51.6° масса рабочего тела на перелет составляет 618.1 кг.

Список литературы

1. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л, Волоцуев В.В., Гоголев М.Ю., Коровкин Г.А., Петрухина К.В., Ткаченко И.С., Четвериков А.С. Методы оптимизации проектно-баллистических характеристик околоземных и межпланетных ка с электрореактивными двигателями малой тяги [Текст]//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010, № 2. С. 1–25.

2. Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Л.С.Понтрягин, А.Г. Болтянский [и др.]; под ред. Л.С. Понтрягина. М.: Наука, 1976. 392 с.

3. К.В. Петрухина, В.В. Салмин. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги [текст]//Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010, № 3 С. 26–49.

ОБТЕКАНИЕ МОДЕЛЕЙ ФРАГМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫМИ ПОТОКАМИ ГАЗА

Котов М. А.[1]

[1]ФГБУН Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия

При изучении структуры сверхзвуковых и гиперзвуковых течений около моделей фрагментов летательных аппаратов требуются фундаментальные исследования газодинамических процессов. Эти исследования могут эффективно осуществляться путем интеграции численных решений и экспериментов.

Данная работа относится к исследованию проблем аэродинамики фрагментов перспективных летательных аппаратов, обтекаемых газовыми потоками на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях при числах Маха $M = 4 \ldots 7$.

В гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе ИПМех РАН экспериментально исследуются элементы конструкции плоского входного канала гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя, которые аппроксимировались в виде двойных острых и затупленных полуклиньев различных углов раствора с острой или затупленной кромками (рис. 1). Также проводятся эксперименты по сверхзвуковому обтеканию элементов моделей спускаемых аппаратов.

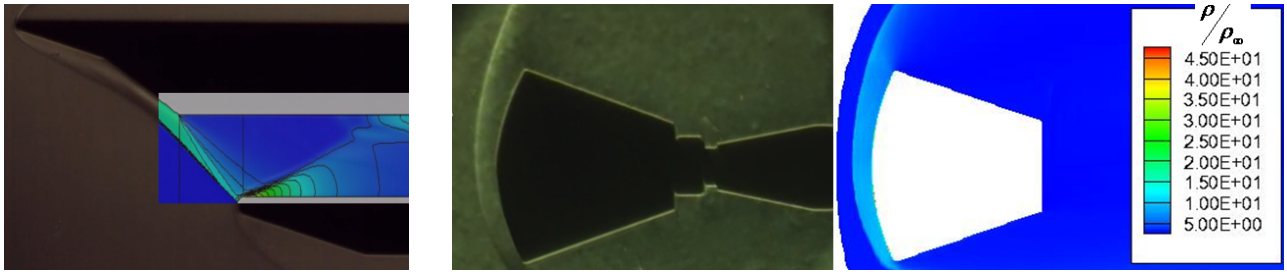


Рис. 1. Сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований

Одновременно с экспериментами проводятся расчеты аэротермодинамики процессов обтеканий по авторским компьютерным кодам [1,2]. Технические характеристики, возможности установки и краткий обзор ранее полученных на ней результатов приведены в [2–4].

Список литературы

1. Суржиков С.Т.. Радиационно-конвективный теплообмен космического аппарата сферической формы в углекислом газе. Теплофизика высоких температур. 2011. т. 49, № 1, с. 92–107.

2. Kotov M., Kryukov I., Ruleva L., Solodovnikov S., Surzhikov S. Supersonic air flows around some geometrical primitives // 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2015, AIAA Pap. 2015. 3012, 20 pp.

3. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Имитационные модели для исследований в экспериментальной установке ГУАТ. XI Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2016) 25–31 мая 2016 г. Алушта, Крым. С. 182–185.

4. M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov, and S.T. Surzhikov. The Incoming Flow Investigation around Geometric Elements in Hypersonic Shock Tube // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2016-0312, 2016.

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ РЕЖИМОВ НАГРУЖЕНИЯ В ПРОЦЕССЕ ТРАНСФОРМАЦИИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

Воронин В. В.[1], Кретова С. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Трансформируемые космические конструкции — неотъемлемая часть практически любого космического аппарата. Примерами такого рода конструкций являются крупногабаритные сетчатые антенны, зеркала телескопов, гелиоконцентраторы перспективных космических энергосистем, солнечные батареи и т. д. На участке выведения ракетой-носителем эти конструкции находятся в компактно сложенном транспортировочном положении. После вывода на целевую орбиту, либо после отделения от последней ступени ракеты-носителя эти конструкции должны быть переведены из транспортировочного положения в конечное рабочее, раскрытое, положение, для чего предусмотрены специальные средства раскрытия. Тип и энергетические характеристики средств раскрытия в значительной мере определяется конструкцией трансформируемых космических конструкции, кинематической схемой раскрытия, конкретным характером механических связей между отдельными элементами конструкции. Так, например, для раскрытия солнечных батарей аппаратов типа «Ямал», «Ангосат» применялись пружинно-рычажные привода.

На начальных этапах разработки трансформируемых космических конструкций основным способом выбора характеристик системы раскрытия является математическое моделирование. Последующая экспериментальная отработка процесса раскрытия имеет целью подтвердить правильность принятых технических решений и работоспособность конструкции при тех нагрузках, которые сопровождают процесс раскрытия.

Представляет интерес изучение динамики процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей под действием приводов с положительной обратной связью. Большие площади батарей при минимизации их массы приводят к выраженным динамическим свойствам конструкции. В процессе раскрытия в случае наличие положительной обратной связи имеется теоретическая возможность возникновения автоколебательных режимов, что приводит к резкому увеличению амплитуды, возрастанию нагрузок, вплоть до разрушения самой конструкции. Это иллюстрируется уравнением $\ddot{q} + n\dot{q} + \omega^2 q = b\dot{q}$, где n — номер тона колебаний, q — обобщенная координата, ω — частота, b — параметр обратной связи привода [1]. При $b > n$ решение будет содержать экспоненту с положительным показателем, содержащим время, т. е. будет резкое возрастание величины q. Задача в данном случае сводится к изучению циклограммы привода и исследованию собственных характеристик конструкции при заданных параметрах привода.

На рис. 1 представлена схема механической системы, состоящей из двух тел, с массами m_1 и m_2, соединенными пружиной жесткостью c, и на тело массой m_2 действует сила с обратной связью $F(v)$, зависящая от скорости первого тела. Таким образом, в данной механической системе потенциально возможны автоколебания.

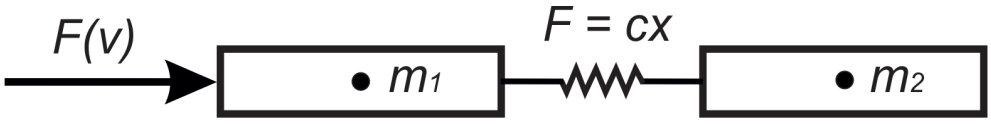


Рис. 1. Схема механической системы

Описанная система очень примитивна и может служить лишь очень грубой моделью для качественной оценки процесса. На практике же в системе может быть гораздо больше тел, с различными механическими и силовыми связями, силами сопротивления и, конечно, упругость тел может вносить значительный, если не основной, вклад в динамический процесс. На начальных этапах разработки изделия в условиях большого количества неопределенностей необходимо проводить именно оценочный анализ, охватив при этом

максимальное количество параметров и их разброс. При таком подходе можно определить сочетание условий и параметров, при которых возможны автоколебания.

Для проведения динамического анализа с более высокой степенью точности могут быть использованы конечно-элементные модели (КЭМ) составных частей механической системы.

Наиболее простые КЭМ представляют собой, как правило, систему сосредоточенных масс и упругих связей между ними.

Подробные КЭМ состоят из оболочечных и твердотельных элементов. Обычно такие модели состоят из большого количества элементов, что существенно увеличивает время расчета по сравнению с использованием более простых КЭМ.

При разработке КЭМ степень подробности модели выбирается на основании требований к точности динамического расчета.

В РКК «Энергия» была разработана модель солнечных батарей космического аппарата с механизмом их выдвижения (рис. 2).

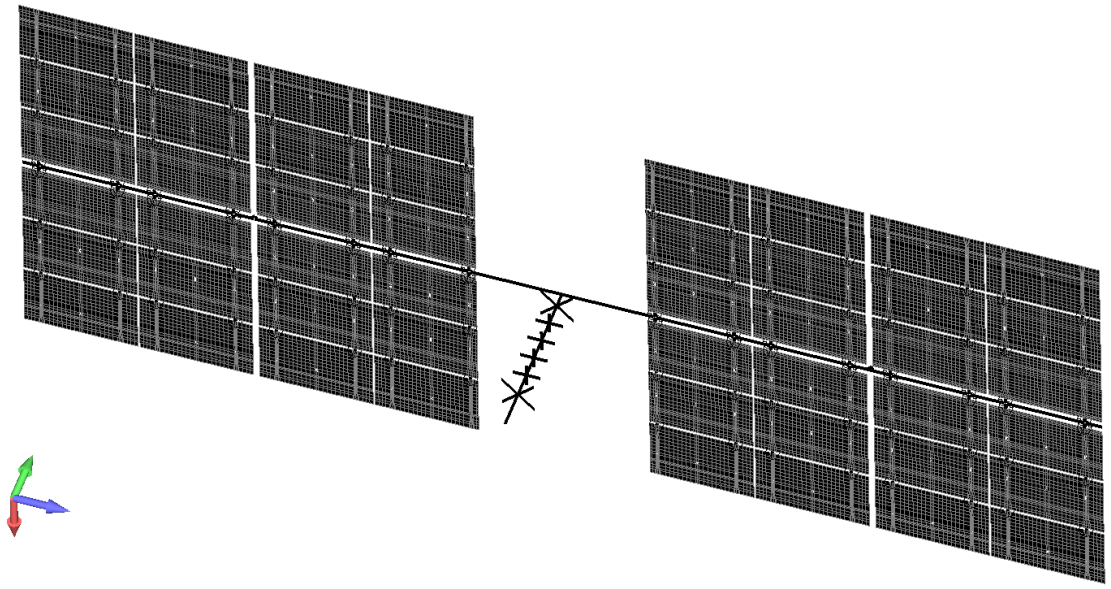


Рис. 2. Конечно-элементная модель солнечных батарей космического аппарата

Данная модель использовалась для исследования нагружения солнечных батарей при различных динамических процессах, в том числе в процессе их раскрытия.

Список литературы

1. Панково Я.Г. Введение в теорию колебаний. М.: Наука, 1991. 256 с.

2. Hung-Chien Do, Vo Trong Cang. An assessment of MSC solutions for ship structural design and analysis. // International Journal of Mechanical Engineering and Applications. 2015, 3(1–3), pp. 47–53.

3. Alejandro Jenkins. Self-oscillation. High Energy Physics, 505 Keen Building, Florida State University, Tallahassee, FL 32306-4350, USA.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПОРЫ ПРИ НАЗНАЧЕНИИ ДОПУСКОВ НА ГЛУБИНУ ПРОФИЛЯ

Кудряшова А. Ю.[1]
[1]АО «НИИ командных приборов», г. Санкт-Петербург, Россия

В докладе показано применение программы, реализующей математическую модель течения в тонком зазоре газодинамической опоры, для назначения допусков на глубину профиля в различных зонах опоры. Математическая модель строится на основе уравнения Рейнольдса для смазочного слоя, образованного сжимаемым газом. Программа позволяет рассчитывать силовые характеристики (радиальную и осевую силы) опоры, момент от аэродинамических сил сопротивления в зависимости от смещения подвижной части в газодинамической опоре.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ МНОГОЗВЕННЫХ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Левитская Ю. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Солнечные батареи (СБ) обеспечивают космический аппарат (КА) электрической энергией после выведения его на целевую орбиту. Это диктует высокие требования к надежности срабатывания системы раскрытия СБ. При наземных экспериментах не удается воспроизвести реальные условия процесса раскрытия, поэтому для проверки работоспособности системы процесс раскрытия СБ детально моделируется [1,2].

Состав рассматриваемой механической системы и принципиальная последовательность соединения тел приведены на рис. 1. Узлы разворота снабжены пружинными приводами и замками фиксации элементов СБ в рабочем положении.

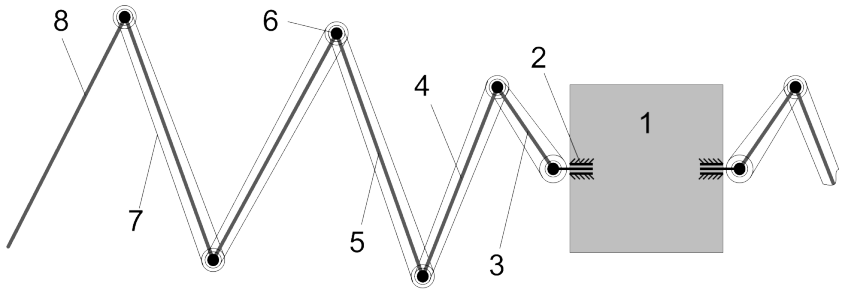


Рис. 1. Расчетная схема: 1 — КА; 2 — устройство поворота СБ (УПСБ); 3 — штанга; 4 — рама; 5 — панель 1; 6 — узлы разворота; 7 — трос; 8 — панель 4

В исходном положении СБ сложена в пакет и удерживается в сложенном состоянии, соударению элементов препятствуют специально предусмотренные упоры. Пружины в зачекованном пакете взведены. Для инициализации раскрытия СБ используются четыре пружинных толкателя, жестко установленных на КА, штоки которых контактируют с первой панелью СБ. При расчековке пакетов освобожденные штанга, рама и панели под действием толкателей, пружинных приводов и системы тросовой синхронизации переходят в рабочее положение и фиксируются замками.

В данной работе моделируется динамика описанной системы тел с учетом наложенных связей и силовых факторов, проводится сравнение процессов раскрытия упругой и твердотельной СБ одинаковой конфигурации, анализируется влияние упругих свойств элементов СБ на процесс её раскрытия [2].

Задача моделирования динамики процесса раскрытия СБ состоит в определении кинетических параметров процесса раскрытия, нагрузок в узлах разворота и времени раскрытия СБ, вычислении эксплуатационных усилий в тросах системы синхронизации и на валу УПСБ, оценке углового возмущения КА [3].

Для моделирования динамики процесса раскрытия СБ КА использовался программный пакет MSC.Adams.

При моделировании КА и УСПБ считались абсолютно твердыми телами, панели СБ — изотропным материалом с заданным приведенным модулем упругости. Упоры моделировались упругодемпфирующими силовыми контактными факторами. Силовые характеристики пружин кручения, размещенных в узлах разворота, и толкателей линейно зависели от угла относительного поворота смежных тел и рабочего хода толкателей соответственно. Усилия в тросах системы синхронизации моделировались упругодемпфирующими силовыми факторами. Механизм фиксации — силовым двусторонним контактом.

Предполагалось, что модули компонент угловой скорости КА к моменту расчековки СБ не превосходят $0{,}1^\circ/\text{с}$. Инерционные, центровочные и геометрические параметры КА и элементов СБ, характеристики тросов и пружин соответствуют реальной конструкции.

Результаты моделирования свидетельствуют, что время раскрытия СБ до полной фиксации ее элементов в рабочем положении может составлять от 15,0 до 18,0 с от момента расчековки первой СБ (рис. 2). Максимальное значение усилия в тросах системы синхронизации не превышает 800 Н. Максимальное возмущенное движение КА по угловой скорости $\omega_{КА}$ реализуется в плоскости раскрытия СБ и носит затухающий колебательный характер с амплитудой не более 6°/с (рис. 3). Значения эксплуатационных усилий на валу УПСБ и в узлах разворота элементов СБ лежат в допустимом диапазоне.

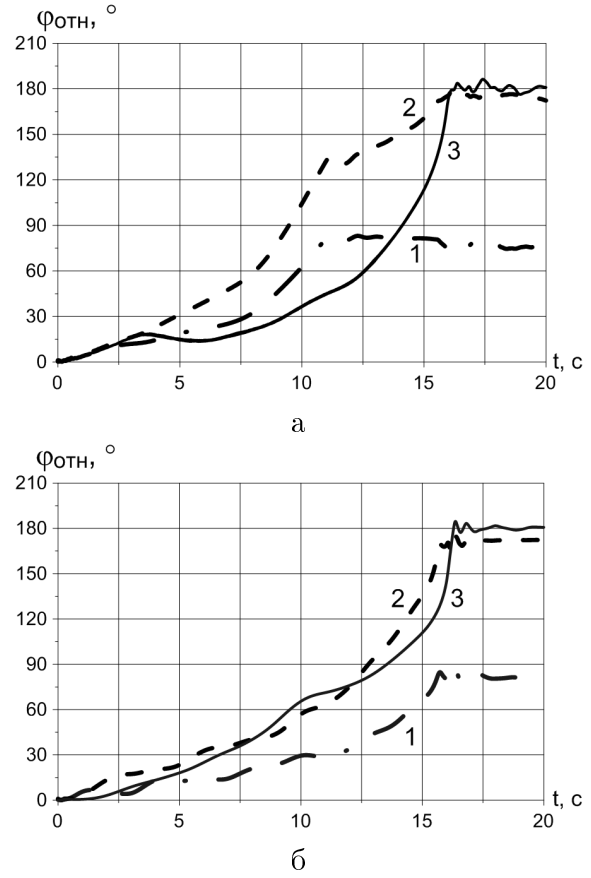


Рис. 2. Относительные углы разворота элементов упругой (а) и твердотельной (б) СБ: 1 — УПСБ — штанга; 2 — штанга — рама; 3 — панель 3 — панель 4

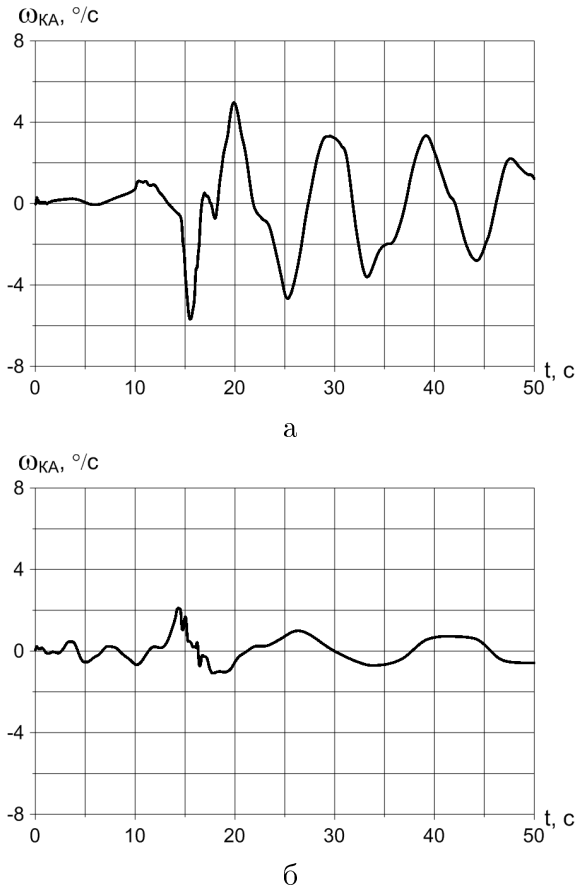


Рис. 3. Угловая скорость КА для упругой (а) и твердотельной (б) СБ

Выводы:

• упругие элементы существенно влияют на процесс раскрытия многозвенных СБ и механическую систему в целом;

• для исключения самопроизвольного неуправляемого проворота СБ необходимо к моменту выдачи команды на раскрытие обеспечить статический момент сопротивления на валу УПСБ не менее 1,0 Н·м.

Список литературы

1. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Ососов Н.С, Щиблев Ю.Н. Моделирование процесса раскрытия крупногабаритных солнечных батарей // Математическое моделирование. 2004. № 6. С. 88–92.

2. Борзых С.В., Ильясова И.Р., Щиблев Ю.Н.Экспериментальное и теоретическое моделирование процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Авиакосмическая техника и технология. 2007. № 4. С. 28–38.

3. Борзых С.В., Ососов Н.С, Щиблев Ю.Н. Динамика раскрытия крупногабаритных солнечных батарей // Ракетно-космическая техника. 2008. сер. 12. вып. 1. С. 158–167.

ЗОНА РЕЛАКСАЦИИ ЗА СИЛЬНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ В АРГОНЕ

Лишанков С. И.[1],
[1]ФГУП «Цнииимаш», г. Королёв, Россия

В данной работе подробно рассмотрен процесс ионизации аргона в области релаксации за ударной волной. Рассматривается одномерное стационарное течение смеси газов, состоящей из аргона в основном и возбуждённых состояниях, его ионов и электронов. Переход через ударную волну и соответствующее изменение параметров (таких, как плотность, скорость, температура, давление) полагаем замороженным, без изменения состава газа и рассматриваем его релаксацию за фронтом ударной волны [1]. После скачка газ сильно нагревается и, вследствие этого, появляются возбуждённые атомы, ионы и электроны. Рассмотренная атомная модель включает в себя 30 энергетических уровней [2]. Столкновительно-радиационная модель включает в себя двухступенчатую ионизацию атомным и электронным ударами, радиационные переходы между возбуждёнными состояниями аргона, трёхчастичную рекомбинацию, фоторекомбинацию и тормозное излучение электронов [3,4]. Основные уравнения (1), описывающие данные процессы — это уравнения изменения плотности каждой отдельной компоненты смеси (атомы на разных энергетических уровнях, ионы и электроны).

$$\frac{d(\rho_i u)}{dx} = \dot{\rho}_i,$$

где ρ_i — плотность i-й компоненты, u — скорость газа.

В этих уравнениях в правой части стоят источниковые члены, соответствующие реакциям. Также их необходимо учитывать в уравнениях изменения энергии тяжёлых частиц и электронов. В данном случае электронная температура значительно отличается от температуры атомов и поэтому нужно отдельное уравнение для электронной энергии.

В целом, зону релаксации можно разделить на три участка.

Сразу за скачком уплотнения, в отсутствии электронов, единственный механизм ионизации — возбуждение атомов неупругими столкновениями с другими атомами и их ионизация в последующих соударениях. При этом температура атомов немного снижается.

Затем, как только появляется достаточное количество электронов, двухступенчатая ионизация с их помощью становится определяющим процессом и начинается электронная лавина. При этом резко растёт степень ионизации газа, температура атомов заметно падает, и электронная возрастает, пока не достигнет значения температуры тяжёлых частиц. Также заметно меняются и другие параметры — давление, плотность, скорость газа.

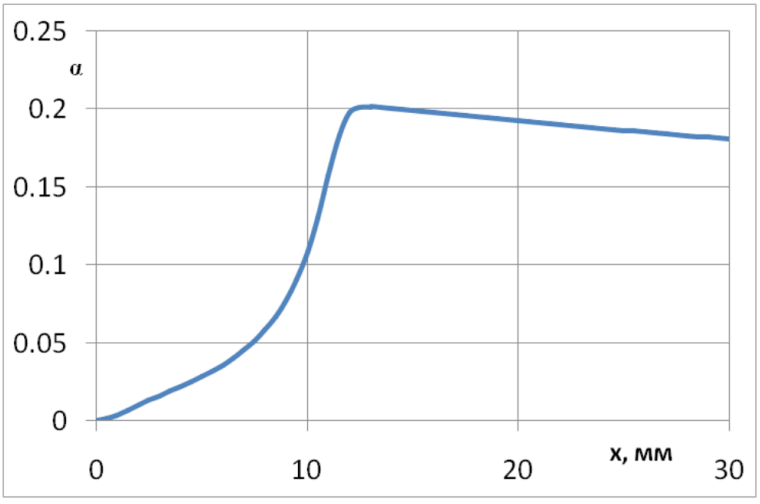


Рис. 1. Распределение степени ионизации аргона в зоне релаксации при параметрах набегающего потока: $M = 18$, $P = 3$ торр и $T = 296$ К

В итоге, достигается некое подобие равновесия, но газ медленно остывает за счёт излучения вовне, поэтому степень ионизации, температура атомов и электронов падают.

Результаты численного расчёта хорошо согласуются с экспериментальными данными.

На рис. 1 представлен пример распределения степени ионизации.

Список литературы

1. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 688 с.

2. Y. Ralchenko, A. E. Kramida, J. Reader, and N. A. Team NIST atomic spectra database (version 3.1.5) Tech. Rep. (NIST, 2008).

3. J. Vlcek A collisional-radiative model applicable to argon discharges over a wide range of conditions. I: Formulation and basic data. J. Phys. D: Appl. Phys., 22, 623 (1989).

4. J.-L. Cambier, M. G. Kapper Ionizing Shocks in Argon. Journal of Applied Physics 109 (2011).

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ РАСЧЕТА ВНУТРЕННИХ СИЛОВЫХ ФАКТОРОВ В КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Малыхина О. И.[1]

[1]АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара, Россия

Весьма важным этапом расчета ракет-носителей (РН) на прочность является расчет нагрузок [1,2], т. е. расчет внутренних усилий, возникающих в элементах конструкции в процессе эксплуатации. Для случая полета в зоне максимального скоростного напора, когда аэродинамические силы вносят существенный вклад в общий уровень нагружения конструкции, выбор подхода к моделированию нормальной аэродинамической нагрузки является актуальной задачей. Данная нагрузка является распределенной по всей длине РН. Функция характеризующая изменение аэродинамической нагрузки по длине изделия может быть знакопеременной, а также иметь сложный нелинейный или скачкообразный характер изменения (в виде ступенек или сосредоточенных сил).

В данной работе рассмотрены основные способы моделирования внешней нагрузки, распределенной по всей длине изделия в контексте проведения расчетов с применением метода конечных элементов (КЭ) в системе инженерных расчетов Nastran.

Для начала рассмотрим способы, применение которых поддерживается пре-процессорами (Patran или Femap). Средствами пре-процессора распределенные по длине изделия нагрузки могут быть смоделированы с помощью элементных нагрузок, распределенных по длине КЭ. При этом нагрузка внутри элемента может распределяться равномерно, или изменяться по линейному закону между начальным и конечным узлом элемента. Кроме того погонная нагрузка может быть представлена эквивалентной системой сосредоточенных сил, приложенных к узлам модели. Параметры элементных и узловых нагрузок могут быть введены непосредственно средствами пре-процессора или импортированы из заранее подготовленного файла, содержащего данные в поддерживаемом пре-процессором формате. Для формирования файла рационально применять специально разработанные программы, позволяющие проводить подготовку исходных данных в автоматическом режиме. Применение непосредственного ввода исходных данных оправдано при незначительной их вариативности.

Использование равномерно распределенной внутри элемента нагрузки является более простым способом с точки зрения подготовки исходных данных. Однако с его помощью не всегда можно получить результаты с необходимой точностью. Применение этого подхода является наиболее обоснованным в том случае, когда имеется достаточно большое число малых конечных элементов, а функция распределения внешней нагрузки сравнительно гладкая.

Применение элементных нагрузок, имеющих линейный закон распределения между начальным и конечным узлом КЭ, оправдано, когда закон распределения исходной нагрузки внутри каждого элемента является близким к линейному.

Если необходимо получить точные значения нагрузок только на стыке элементов, наиболее универсальным из указанных выше способов, который дает хорошие результаты при любом размере КЭ модели и произвольном виде исходной функции распределения нагрузки является расчет эквивалентной системой сосредоточенных узловых сил.

Все рассмотренные выше способы требуют проведение подготовительных расчетов еще до применения возможностей пре-процессора. Однако в некоторых случаях существует возможность использовать исходные данные в виде функции распределения внешней погонной нагрузки без предварительной подготовки. Данная возможность реализуется с помощью применения нагрузок, заданных на геометрии [3]. При этом характер изменение нагрузок вдоль геометрической линии задается в табличном виде. Таблица значений может быть подготовлена в любой другой программе (например, Excel). Геометрическая линия вместе с приложенными к ней нагрузками может быть сопоставлена совокупности расположенных вдоль нее КЭ. Данный способ перекликается с подходом, при котором

применяются равномерные элементные нагрузки, и имеет схожую с ним область применения. При этом он позволяет минимизировать временные затраты на предварительную подготовку к проведению расчетов. Однако при выборе этого способа следует внимательно относиться к анализу исходных данных.

Последний способ, который хотелось бы рассмотреть, не поддерживается препроцессорами, такими как Patran и Femap. Однако он позволяет получить наиболее реалистичные результаты и построить гладкие эпюры силовых факторов. Кроме того, он обладает универсальность и требует минимальных вычислительных затрат при подготовке исходных данных (по сравнению с первыми тремя способами).

Итак, для моделирования распределенной по длине изделия нагрузки предлагается использовать возможности карты PLOAD1 программы MSC/Nastran [4]. Как и для первых трех способов, рассмотренных в данной работе, файл, содержащий данные, характеризующие распределение нагрузки по длине изделия, предполагается формировать с помощью специально разработанной программы. Данный файл необходимо формировать в формате, поддерживаемом программой MSC/Nastran, и подключать его в расчетный файл, сформированный пре-процессорам, с помощью функции INCLUDE.

С целью моделирования распределенной нагрузки внутри какого-либо элемента первоначально он условно разбивается на конечное число участков, на каждом из которых распределенная нагрузка изменяется по линейному закону. Затем для каждого элементарного участка формируется карта PLOAD1, в которой указывается номер элемента, к которому относится участок, координаты точек начала и конца участка в элементной системе координат, а также значения погонной нагрузки в указанных точках. Внутри каждого элемента возможно задать требуемое число участков, которое определяется формой функции распределения нагрузки по изделию.

Данный подход позволяет также задать сосредоточенные силы. При этом точка приложения силы может находиться не только в узлах конечно-элементной сетки, но и в произвольной точки внутри элемента. Указанный подход не накладывает ограничение на размер конечных элементов и вид исходной функции распределения, что его объединяет с подходом, основанном на формировании системы эквивалентных узловых сил. Кроме того при использовании данного подхода учитывается характер распределения силовых факторов внутри каждого элемента. При необходимости величины результирующих нагрузок могут быть выведены для промежуточных точек КЭ. Следует отменить, что внешние распределенные по длине изделия нагрузки, смоделированные данным способом, не могут быть визуализированы средствами пре-процессора.

В заключение отметим, что в зависимости от особенностей решаемой задачи, вида исходных данных и требуемой точности результатов расчета, может быть выбран любой из рассмотренных в настоящей работе способов или использована их комбинация.

Список литературы

1. Кармишин А. В., Лиходед А. И., Паничкин Н. Г., Сухинин С. Н. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.

2. Гладкий, В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. М.: Наука, 1969. 495 с.

3. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NXNastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

4. MSC Nastran 2014. Quick Reference Guide. U.S.A.: MSC Software Corporation. 2014. 3854 p.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ ОТДЕЛЯЕМОГО ГОЛОВНОГО БЛОКА С РАБОТАЮЩИМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ

Михайлов М.В.
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Для обеспечения безопасности экипажей пилотируемых транспортных кораблей на участке выведения в случае аварии ракеты-носителя (РН) используется система аварийного спасения (САС), задачей которой является экстренное отделение возвращаемого аппарата (ВА) с космонавтами от РН и увод его на безопасное расстояние. Одновременно формируются необходимые условия для безударного отделения ВА и штатной его посадки на земную или водную поверхности. Срабатывание САС осуществляется по команде «авария», вырабатываемой системой управления РН в любой точке траектории выведения, начиная с момента старта.

Для выбора энергетических характеристик САС, обеспечения устойчивости и управляемости отделяемого головного блока (ОГБ), включающего в себя блок аварийного спасения, переходный отсек и возвращаемый аппарат, в автономном полете с работающими и неработающими двигательными установками (ДУ) необходимо знание его аэродинамических характеристик (АДХ) в полетном диапазоне значений чисел Маха M_∞, углов атаки $\alpha_\text{п}$ и углов аэродинамического крена $\varphi_\text{п}$. При этом наибольшую сложность представляет определение влияния струй ДУ САС на АДХ ОГБ и газодинамических воздействий струй на поверхность ВА.

Исследование АДХ ОГБ САС с работающими ДУ представляет весьма сложную задачу как в расчетном, так и в экспериментальном плане.

В докладе представлены результаты численных исследований АДХ ОГБ САС типа «Союз», а также валидации результатов расчетных исследований с использованием экспериментальных данных, полученных на масштабной модели в аэродинамических трубах. Показано значительное влияние струй работающих ДУ на АДХ. Выявлены характерные режимы обтекания. Продемонстрирована возможность использования существующих программных комплексов для компьютерного моделирования обтекания ОГБ, в том числе с работающими ДУ, и прогнозирования АДХ на различных режимах полёта.

Проведен анализ особенностей течения и влияния схемы расположения сопел ДУ САС (кольцевое и дискретное) на структуру течения и АДХ ОГБ. Исследования выполнены в диапазоне дозвуковых-гиперзвуковых скоростей полета и переменных значений нерасчетности струй.

Список литературы

1. Дядькин А.А., Казаков М.И., Михайлов М.В., Боровков А.И., Войнов И.Б., Казаков М.Н., Андреев В.Н., Дроздов С.М. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками. // Космическая техника и технологии, № 4(7), 2014.

2. Алабова Н.П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В. Роль компьютерного моделирования и физического эксперимента в исследованиях аэрогазодинамики ракетно-космических систем в процессе проектирования // Космическая техника и технологии, № 3(6) 2014.

3. Gavriliouk V.N., Lipatnikov A.V., Kozlyaev A.N., Odintsov E.V. etc. Computation Modelling of the Combastion Problems with the use of «Aeroshape-3D» Numerical Technique, ISTS 94-d-27, 1994.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЗААТМОСФЕРНЫМ МОДУЛЕМ ПОСРЕДСТВОМ РЕАКТИВНЫХ ИМПУЛЬСОВ

Медведков А. Н.[1], Правидло М. Н.[1], Мынкин В. А.[1]
[1]АО «Гос МКБ «Вымпел» им. И. И. Торопова», г. Москва

Научно-технические результаты расчётных исследований, опубликованные в данной работе, посвящены детерминированному решению актуальной теоретической задачи обеспечения перехвата высокоскоростных заатмосферных объектов прямым попаданием. В гипотетической постановке рассматривается выполнение перехвата цели, движущейся по навесной траекторией полёта в ближнем космосе, посредством маршевой ступени противоракеты некоторой системы воздушно-космической обороны. Предполагается наличие системы самонаведения нового поколения и реактивной многофункциональной двигательной установкой (МФДУ) на жидком топливе, обеспечивающей коррекцию курса, стабилизацию и дополнительный разгон из общего топливного ресурса. Приводится общее аналитическое решение задачи, позволяющее минимизировать расход топлива на поперечное управление в пользу дополнительного разгона модуля и, как следствие, для повышения средней скорости, удалённости и эффективности перехвата.

Рассматривается модуль массы m_0, выведенный в заатмосферное пространство с некоторой скоростью по направлению в область упреждённой точки встречи с объектом перехвата. МФДУ способен формировать в боковых соплах тягу постоянного уровня R с минимальной дискретностью τ_R и системной задержкой τ_U. Известны секундные расходы сопел $\{\dot{m}_V(разгон), \dot{m}_R(коррекция), \dot{m}_\omega(стабилизация)\}$ и количество общего топливного ресурса в наличии $\hat{m}_T^{МФДУ}$. Предполагается наличие точной информации в системе наведения по текущим параметрам дальности и её положения в пространстве $\{D;\varepsilon\}$, включая их динамику до 2-й производной, а также достоверной оценки оставшегося времени до столкновения $\hat{t}_{ост}$ и уровня ускорения свободного падения g.

Как показано в работе [1], для пересечения траекторий в пространстве необходимо перед терминальным участком обеспечить выполнение условия «параллельного сближения», которое может быть определено следующим числовым рядом:

$$(D\cdot\varepsilon)''\cdot t_{ост}^0+(D\cdot\varepsilon)'''\cdot t_{ост}^1+\ldots+(D\cdot\varepsilon)^n\cdot t_{ост}^{n-2}=0 \tag{1}$$

Тогда поперечная перегрузка, необходимая для приведения кинематической системы «ракета-цель» к этому состоянию, с учётом оцениваемых параметров будет иметь вид:

$$n_{ПС}=g^{-1}\cdot\left\{\varepsilon\cdot\left|\ddot{D}\right|+\dot{\varepsilon}\cdot\left(2\left|\dot{D}\right|+3\left|\ddot{D}\cdot\hat{t}_{ост}\right|\right)+\ddot{\varepsilon}\cdot\left(D+3\left|\dot{D}\cdot\hat{t}_{ост}\right|+6\left|\ddot{D}\cdot\hat{t}_{ост}^2\right|\right)\right\} \tag{2}$$

В этом случае решение задачи сводится к вычислению некоторого порогового значения этой перегрузки $n_{ПС}^{\nabla}$, при достижении которого должен сработать корректирующий импульс (КИ). В этом случае необходимо отслеживать и анализировать изменение $n_{ПС}$ под действием корректирующего импульса и без него:

$$\Pi_R=\frac{d\{n_{ПС}-R/(mg)\}}{dt} \tag{3}$$

$$\Pi_0=\frac{dn_{ПС}}{dt}. \tag{4}$$

После первых двух срабатываний КИ, которое целесообразно осуществить по условию

$$n_{ПС}>R/(mg), \tag{5}$$

используя два крайних по временной шкале значения параметров Π_0 и Pi_R представляется возможным оценить их производные $\dot{\Pi}_0$ и $\dot{\Pi}_R$ $[ед/с^2]$ для мгновенного воспроизведения

в памяти ЭВМ прогноза двух предельных случаев (кривые B_0 и B_R) поведения кривой $n_{ПС}(\hat{t}_{ост})$. За оставшееся время $\hat{t}_{ост}$ они достигают в своём пределе теоретических разбросов потребной перегрузки (2), обозначаемые λ_0 и λ_R. Удерживание их суммы, близкой к нулю, приведёт к реализации некоторой средней кривой, обозначенной $B_{ср}$, которая к терминальному участку обеспечивает выполнение условия (1).

Для этого в каждый момент времени вычисляются интегралы под воспроизведёнными кривыми $B_0(t)$ и $B_R(t)$, и формируется пороговое значение $n^{\nabla}_{ПС}$, обеспечивающее уравнивание λ_0 и λ_R через среднее арифметическое этих функций:

$$n^{\nabla}_{ПС} \cong \frac{1}{2 \cdot \hat{t}_{ост}} \cdot \left\{ \int\limits_{t}^{t+\hat{t}_{ост}} B_0(t)dt + \int\limits_{t}^{t+\hat{t}_{ост}} B_R(t)dt \right\} \tag{6}$$

При моделировании установлено, что соотношение модулей изменения производных $|\dot{\Pi}^{кон}_R|$ и $|\dot{\Pi}^{кон}_{ср}|$ (в конце теоретических кривых B_R и $B_{ср}$) тождественно соотношению объёмов затрачиваемого для этих случаев топлива. На этом основании прогнозируемое суммарное время работы КИ на оставшемся участке полёта может быть оценено по формуле:

$$t^{\Sigma_R}_{\min} = \hat{t}_{ост} \cdot \left| \frac{\dot{\Pi}^{кон}_{ср} - \dot{\Pi}^{кон}_0}{\dot{\Pi}^{кон}_R - \dot{\Pi}^{кон}_0} \right| \tag{7}$$

Принимая во внимание выбранную концепцию экономного управления (6) и необходимость стабилизации модуля при каждом импульсе коррекции или разгона, а также апостериорную информацию об израсходованном топливе в полёте $\hat{m}^{расх}_T$, представляется возможным сформулировать условия обязательного включения корректирующей тяги:

$$\begin{cases} |n_{ПС}| \geq \min\left[|n_R| \cdot \left|n^{\nabla}_{ПС}\right|\right] \\ t^{\Sigma_R}_{\min} \cdot (\dot{m}_R + \dot{m}_\omega) \geq \xi \cdot \left(\hat{m}^{МФДУ}_T - \hat{m}^{расх}_T\right) \end{cases} \tag{8}$$

где ξ — коэффициент запаса, выбираемый оператором расчёта; и условия обязательного включения импульса разгонной тяги:

$$\left(\hat{t}_{ост} - t^{\Sigma_R}_{\min}\right) \cdot (\dot{m}_V + \dot{m}_\omega) \leq \xi \cdot \left(\hat{m}^{МФДУ}_T - \hat{m}^{расх}_T\right) - t^{\Sigma_R}_{\min} \cdot (\dot{m}_R + \dot{m}_\omega) \tag{9}$$

Как показали результаты баллистических расчётов с гипотетическими объектами исследования, полученные условия реализации дискретного реактивного управления модулем, реализованные в рассматриваемом алгоритме, обеспечивают решение поставленной задачи с одновременным обнулением промаха $\hbar$. При этом, теоретическая погрешность его обнуления, учитывающая системные задержки и принятые допущения, в эквиваленте поперечной перегрузки будет иметь вид:

$$\sigma_n \leq \left| \dot{\Pi}^{кон}_0 \cdot \tau_U - \frac{R \cdot \tau_R}{2 \cdot (m_0 - \xi \cdot \hat{m}^{МФДУ}_T) \cdot g} \right| \tag{10}$$

Характеристики алгоритма, полученные при моделировании, показывают что автономный доразгон инициируется преимущественно в начале и в конце заатмосферной траектории модуля, а реализация управляющих КИ имеет тенденцию нестационарного нарастания частоты при приближении к терминальному участку. Таким образом, достигается экономия топлива за счёт существенного сокращения КИ обратного знака при дискретном реактивном наведении и разгоне беспилотного модуля в заатмосферном пространстве вплоть до его терминального участка, рассматриваемого в работе [2].

В результате проведенной работы разработана и алгоритмически опробована на имитационной модели универсальная концепция энергетически-оптимального наведения и разгона заатмосферных модулей, оборудованных системой наведения и МФДУ дискретной реактивной тяги.

Список литературы

1. Обносов Б.В, Мынкин В.А, Минимизация систематической составляющей «мгновенного пролёта и спрямление траектории в задаче пересечения траекторий летательных аппаратов // Вестник МАИ, № 2, 2011.

2. Ежов Г.П., Правидло М.Н., Мынкин В.А., «Аналитическая оптимизация управления полезной нагрузкой авиационных средств поражения при моделировании терминальных участков перехвата различных целей», Сборник научных трудов (Часть 1) в/ч № 15650, 2017.

ЧИСЛЕННОЕ И ФИЗИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ТОНКИХ ОБОЛОЧЕК

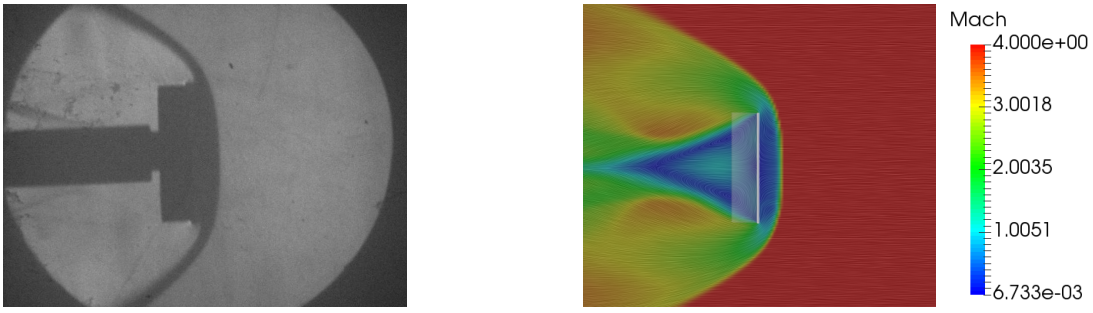
Назарова Д. К.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]ВГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия

В настоящее время актуальной является проблема уменьшения площадей районов падения отделяемых частей ракет-носителей, к которым относятся ступени, переходные и хвостовые отсеки, створки головных обтекателей и т. п. На данный момент рассмотрены такие способы уменьшения районов падения, как, например, синтез оптимальной программы движения ракет-носителей [1], преднамеренное членение конструкции отработавших блоков в процессе их свободного падения [2], реализация управляемого спуска отделяющихся частей [3,4].

Большинство отделяемых элементов представляет собой тонкие изогнутые оболочки конической и цилиндрической форм, которые могут быть круговыми или разрезными. Траектория и, соответственно, размеры районов падения этих оболочек зависят от их аэродинамических характеристик (АДХ) в широком диапазоне скоростей. Обзор литературы показал, что аэродинамика тонких оболочек мало исследована: экспериментальные данные для транс- и сверхзвукового диапазонов скоростей приводятся в работах Петрова К. П. [5], некоторые результаты численного моделирования рассмотрены в статьях [6,7].

Данная работа посвящена анализу результатов численного и физического моделирования обтекания тонких цилиндрических и конических оболочек с различными углами раскрытия в сверхзвуковом диапазоне скоростей.

Эксперимент проведен в сверхзвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н. Э. Баумана, исследовалось обтекание цилиндрических оболочек с углами раскрытия γ 180° и 120° при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 2$ и 4 на углах атаки $\alpha = \pm 90°$. АДХ определялись при помощи шестикомпонентных тензометрических весов, визуализация течения проводилась шлирен-методом (рис. 1а).



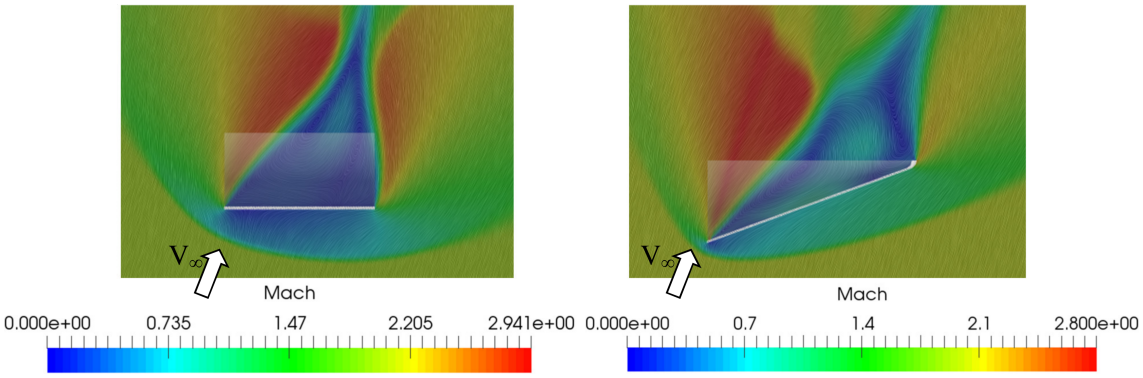
а б

Рис. 1. Картина обтекания оболочки с углом раскрытия $\gamma = 120°$ потоком с $M_\infty = 4$: а — эксперимент, б — расчет

Расчеты проведены в программном пакете AeroShape-3D. АДХ и картины течения цилиндрических оболочек, полученные при численном моделировании, сравнивались с экспериментальными данными (рис. 1); результаты расчета и эксперимента совпадают. Таким образом, показана возможность применения программного пакета AeroShape-3D для моделирования обтекания тонких изогнутых оболочек.

В дальнейших расчетах рассматривалась круговая обдувка оболочек в плоскости симметрии потоком с M_∞ от 0,8 до 4,0. Исследовалось обтекание круговых цилиндрических и конических оболочек, а также разрезных цилиндрических и конических оболочек с углами раскрытия γ 180° и 120°.

Показано, что обтекание оболочек сопровождается образованием большого количества скачков уплотнения, областей отрыва потока (рис. 2), зависимости АДХ от α носят сложный характер. При обтекании цилиндрических и конических оболочек с выпуклой стороны их АДХ сравнимы с АДХ цилиндров и конусов соответственно, при обтекании с вогнутой стороны — с АДХ прямоугольных и треугольных пластин и крыльев. Существенно влияние угла раскрытия оболочки.



а) б)

Рис. 2. Картины обтекания разрезных оболочек с углом раскрытия $\gamma = 180°$ при $\alpha = 105°$: а — цилиндрическая оболочка, б — коническая оболочка

Полученные результаты численного и физического моделирования могут быть использованы для прогнозирования траекторий падения тонких отделяемых оболочек различных форм, а также для разработки способов уменьшения районов падения посредством применения методов пассивной аэродинамической стабилизации.

Список литературы

1. Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А Метод поиска оптимальной программы движения ракет-носителей для минимизации площади рассеивания отделяемых частей // Изв. ВУЗов. Приборостроение. 2013. Т. 56. № 7. С. 10–12.

2. Титов Б.А., Рычков С.А. Уменьшение размеров районов падения отработавших блоков ракеты-носителя типа «Союз» при преднамеренном членении их конструкции // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2007. № 1. С. 90–97.

3. Поляков П.П. Управление отделяемыми частями ракет-носителей с целью сокращения районов падения // Лесной вестник. 2015. № 3. С. 90–94.

4. Трушляков В.И., Куденцов В.Ю. Выведение ракет космического назначения с реализацией управляемого спуска отделяющихся частей в заданные районы падения // Омский научный вестник. 2011. № 1(97). С. 92–95.

5. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. М.: Факториал, 1998. 432 с.

6. Дядькин А.А., Крылов А.Н., Луценко А.Ю., Михайлова М.К., Назарова Д.К. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций // Космическая техника и технологии. 2016. № 3(14). С. 15–25.

7. Дядькин А.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. № 223(1). С. 45–50.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ ОТДЕЛЯЕМОГО ГОЛОВНОГО БЛОКА И СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В СЛУЧАЕ АВАРИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ

Овсянникова Н. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

На участке прохождения плотных слоев атмосферы пилотируемый космический корабль находится под защитой головного обтекателя. В случае штатного выполнения полетного задания обтекатель сбрасывается на высоте порядка 75 км. При возникновении сигнала «Авария» до момента сброса обтекателя спускаемый аппарат (СА) фиксируется относительно обтекателя и вместе с его частью отделяется от ракеты-носителя (РН) под действием тяги центрального ракетного двигателя (ЦРД). В верхней точке траектории автономного полета отделяемого головного обтекателя (ОГБ) подается команда на отделение СА [1]. По мере выгорания топлива ЦРД изменяются массово-центровочные и инерционные характеристики (МЦИХ) головного блока. Для исследования влияния изменения МЦИХ ОГБ на его движение были рассмотрены 3 математические модели [2]:

1. ОГБ представляется собой абсолютно твердое тело (АТТ). Здесь исследовались два варианта:

а) «тяжелый» ОГБ, МЦИХ которого соответствуют моменту отделения от РН;

б) «легкий» ОГБ, МЦИХ которого соответствуют моменту выгорания топлива ЦРД.

2. МЦИХ ОГБ изменяются по известному линейному закону.

3. ОГБ представляет собой 2 тела (АТТ и тело переменной массы), соединенных связью типа «заделка».

На рис. 1 представлены результаты моделирования автономного движения ОГБ после отделения от РН в случае аварии на высоте 38 км. Как видно на графиках расчет движения с помощью 1 модели дает представление о предельных значениях кинематических параметров ОГБ на момент отделения СА, в то время как использование моделей 2 и 3 дает более точную картину движения ОГБ.

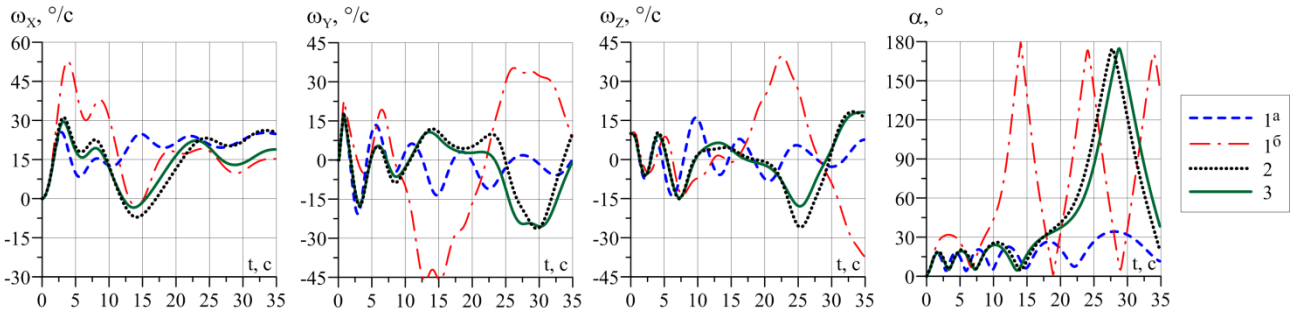


Рис. 1. Графики изменения компонент угловой скорости вращения и пространственного угла атаки ОГБ при аварии РН на высоте 38 км

Результаты статистических испытаний отделения ОГБ от РН показали, что исследуемый участок можно разделить на два:

- при аварии РН на высотах до 33 км ОГБ не теряет устойчивости в потоке, т.е. на момент отделения СА от ОГБ пространственный угол атаки не превышает 10 градусов, угловая скорость вращения ОГБ в канале рыскание-тангаж не превышает 10 градусов/с;
- в случае аварии РН на высотах более 33 км отделение СА может происходить при произвольном положении ОГБ относительно потока и угловых скоростях до 55 градусов/с.

В процессе отделения СА выходит из внутренней полости ОГБ, что предполагает вероятность взаимодействия между корпусом СА и элементами конструкции ОГБ. А поскольку объекты имеют зону взаимного перекрытия, необходимо учитывать аэродинамическую интерференцию.

Для расчета сил взаимодействия элементов конструкции ОГБ (в качестве опасной точки принята нижняя опора ложемента (НОЛ) САС) и корпуса СА используется упругая модель взаимодействия [3]. А для оценки влияния аэродинамической интерференции на процесс отделения СА от ОГБ применяются два подхода: итерационный и операционный [3]. В рамках первого подхода сначала проводится расчет отделения СА от ОГБ без учета воздействия аэродинамического возмущения на СА, выбираются несколько промежуточных относительных положений СА и ОГБ, для которых определяются аэродинамические характеристики (АДХ). Затем проводится расчет отделения СА от ОГБ с использованием уточненных АДХ. Второй подход предполагает вычисление текущих АДХ объектов непосредственно в процессе расчета их относительного движения.

Результаты расчетов отделения СА от ОГБ, полученных с помощью двух подходов, показали, что различие значений кинематических параметров ОГБ и СА не превышает 5%.

Определяющим фактором, влияющим на наличие контакта НОЛ САС и поверхности СА, является значение начальной угловой скорости вращения в плоскости расположения ложемента (более 30 °/с) при отделении для углов атаки, близких к $-90°$ (см. рис. 2). При этом влияние аэродинамического воздействия на СА и эффект аэродинамической интерференции незначительно сказывается на процессе отделения СА от ОГБ, несколько сдвигая вправо начало взаимодействия.

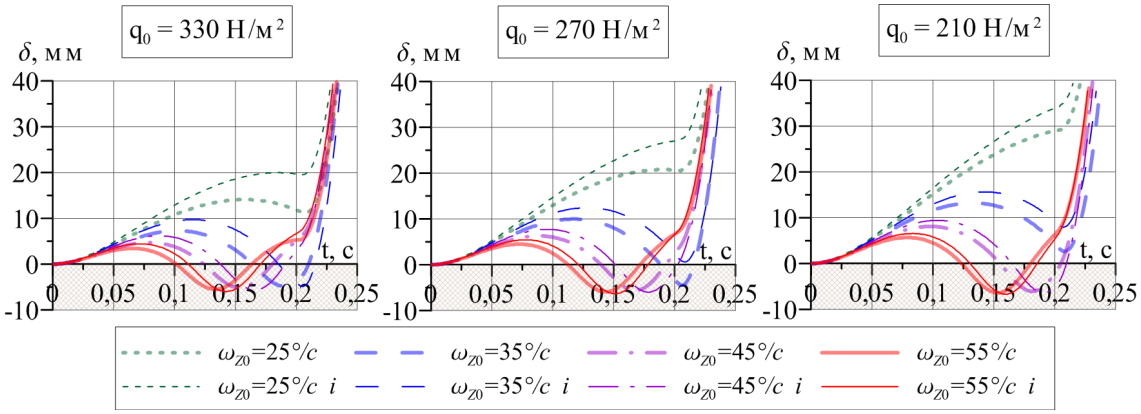


Рис. 2. Графики изменения расстояния между НОЛ САС и поверхностью СА при аварии РН на 113 с полета.

Индекс i указывает на расчет, проведенный с учетом влияния аэродинамических сил на СА

Список литературы

1. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет: Учеб. пособие/К.С. Колесников, В.В. Кокушкин, С.В. Борзых, Н.В. Панкова. Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 376 с.: ил.

2. В.В. Кокушкин, М.К. Хомяков, Н.Ю. Овсянникова , Н.В. Богомолов. Динамика отделения головного блока от ракеты-носителя в случае аварии на атмосферном участке выведения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение», №2 (113), 2017, с. 4–14.

3. Н. Ю. Овсянникова. Динамика отделения спускаемого аппарата космического корабля «Союз» в случае аварии ракеты-носителя на атмосферном участке выведения // Космонавтика и машиностроение, № 4(97), 2017, с. 34–41.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ И ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ ПРИ ПОСАДКЕ НА ВОДУ

Павлов А. О.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Пилотируемый спускаемый аппарат (СА) в нештатных ситуациях может совершать посадку на водную поверхность. Поскольку нагрузки, испытываемые при посадке в этом режиме, могут оказаться критическими с точки зрения прочности конструкции [1], требуется определение воздействий на СА со стороны среды при посадке и дальнейшей динамики его движения в воде после совершения посадки.

Определение характеристик ведётся путём математического моделирования процесса посадки в программном пакете FlowVision, для которого проведена предварительная валидация получаемых данных с использованием результатов экспериментов [2].

В работе представлены данные по гидродинамическим воздействиям на СА при посадке на воду в широком диапазоне начальных параметров его движения: угол входа в воду (между нормалью к поверхности посадки и осью СА), скорость снижения и боковая скорость (рис. 1). Данная информация необходима для дальнейшего анализа прочности конструкции корпуса СА.

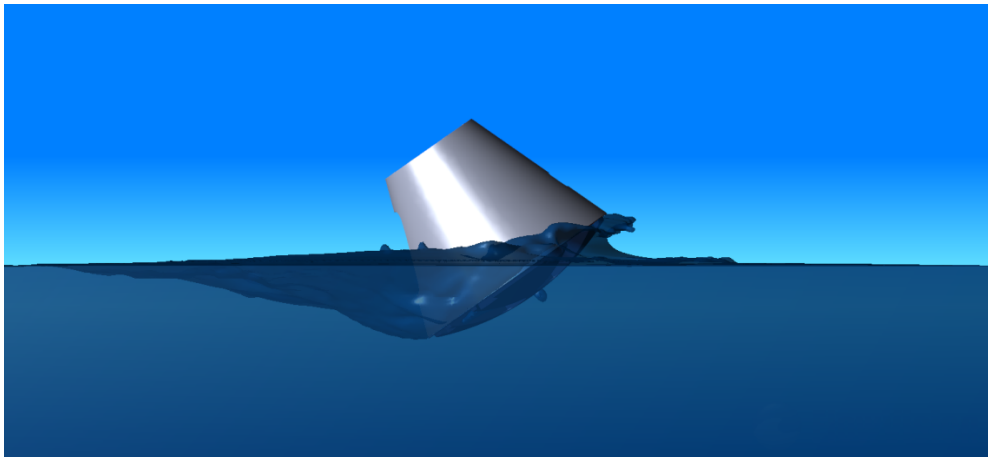


Рис. 1. Фрагмент процесса посадки СА на воду с углом входа в воду 10° и боковой скоростью 15 м/с

Также представлены данные по кинематическим характеристикам СА после приводнения и значениям испытываемых им перегрузок. При выбранной массе и положении центра масс аппарат остойчив в водной среде.

Список литературы

1. Аксёнов А.А., Дядькин А.А., Павлов А.О., Симакова Т.В., Скороваров А.Ю., Щеляев А.Е. Расчётные исследования гидродинамических воздействий на возвращаемый аппарат при посадке на воду // Космическая техника и технологии. 2016. Вып. 3. С. 5–14.

2. Дядькин А.А., Павлов А.О., Симакова Т.В., Чёткин С.В. Анализ возможности использования программного комплекса FlowVision для исследования гидродинамических воздействий на возвращаемый аппарат и динамики его движения при посадке на воду // Компьютерные исследования и моделирование. 2017. Т. 9. Вып. 1. С. 47–55.

ЭЛЕМЕНТЫ И КОНСТРУКЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С УПРУГИМ ЗВЕНОМ

Прокопьев В. П.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Обеспечение мягкой посадки при парашютном десантировании военных и гражданских грузов является актуальной задачей.

Использование парашютной системы (ПС) с упругим звеном позволяет добиться значительных преимуществ по сравнению с традиционными средствами десантирования, а именно: значительное снижения динамических перегрузок при наполнении купола парашюта, высокая скорость снижения, гашение вертикальной и горизонтальной составляющих скоростей при посадке [1]. Для лётных экспериментальных исследований системы такого типа разработан, изготовлен и испытан прототип ПС полётной массой 10 кг. Экспериментальная ПС снабжена электронными приборами для управления и фиксации динамических перегрузок и угловых скоростей.

Электронная система управления (СУ) состоит из следующих модулей:

- бортовой вычислитель на базе микроконтроллера Cortex M3 STM32F103C8T6;
- инерциальный датчик STMicro LSM6DS3 (акселерометр + датчик угловых скоростей);
- электронный авиационный барометрический высотомер: Bosch Sensortec BMP280;
- бортовой накопитель целевой информации на базе microSD карты;
- 4 дискретных силовых выхода для управления исполнительными устройствами на базе MOSFET транзисторов IRF540n.
- 2 дискретных входа для опроса внешних контактных датчиков;
- датчик натяжения шнура на базе тензорезистора [2], изготовленный при помощи аддитивных технологий.

Программное обеспечение вычислителя СУ разработано на языке программирования C и использует операционную систему реального времени FreeRTOS [3]. Операционная система выполняет три задачи, реализующие следующие функции:

- опрос инерциальных датчиков;
- опрос датчика натяжения и реализация управляющей циклограммы;
- сохранение потока ЦИ на внутренний накопитель.

Устройство СУ позволяет записывать на внутренний накопитель информацию о собственной угловой скорости и динамических перегрузках с частотой до 1кГц в диапазонах до 2000 град/с и до 16g с 16ти битным разрешением; информацию с датчика натяжения шнура с частотой 100Гц. Так же, в программном обеспечении на основе опыта лётных испытаний разработаны средства парирующие отказы аппаратуры.

Проведено 5 лётных испытаний, в результате которых были получены данные, позволившие зафиксировать динамические и кинематические параметры системы, доработать конструкцию, уточнить параметры СУ, оптимизировать организацию экспериментов. Частичный пример результатов анализа таких данных приведен на рис. 1.

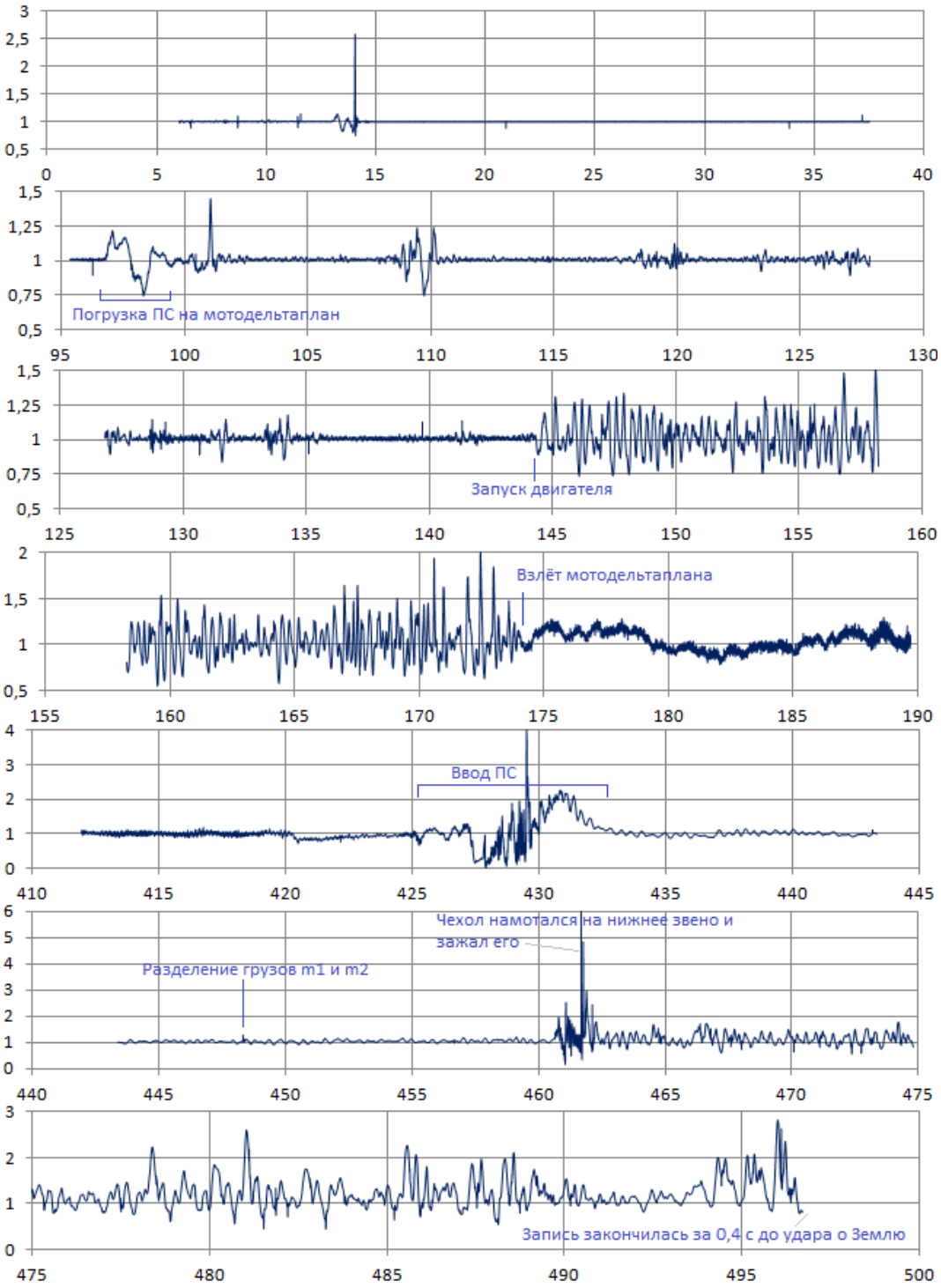


Рис. 1. Суммарные перегрузки во время проведения лётного эксперимента внутри полезного груза

Список литературы

1. Журин С.В. Парашютно-реактивная система мягкой посадки с упругим звеном.// Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23, № 1 С. 107–114.

2. Тензометрический метод измерения деформаций: учеб. пособие / В.А. Мехеда. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. 56 с.

3. Using The FreeRTOS Real Time Kernel — Microchip PIC32 Edition (FreeRTOS Tutorial Books); pages; ISBN 13: 9781446171080.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ О СТРУКТУРЕ РЕЛАКСАЦИОННОЙ ЗОНЫ ЗА СИЛЬНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНОЙ С УЧЕТОМ ИЗЛУЧЕНИЯ

Прутько К. А.[1]
[1]ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, РФ

Возвращение спускаемого аппарата (СА) сегментально-конической формы в атмосферу Земли со второй космической скоростью сопровождается сильным нагревом лобовой части корабля. На отдельных участках траектории кроме конвективного теплового потока существенный вклад в нагрев дают радиационные процессы. При таких скоростях на высотах 55–80 км газ за ударной волной можно считать полностью диссоциированным, а сам ударный слой плоским [1]. Основными радиационными процессами в этом диапазоне параметров являются: тормозное излучение электронов, фоторекомбинация и линейчатое излучение атомов при электронных переходах между возбужденными дискретными состояниями. В данной работе при расчете линейчатого спектра учтены доплеровское и штарковское уширения профиля линий.

Интенсивность лучистого потока определяется концентрацией возбужденных состояний. В ряде случаев (например, при достаточно больших давлениях газа) заселенность электронных состояний атомов можно считать равновесной и их концентрации определяются с помощью распределения Больцмана. Однако полет СА на больших высотах может привести к существенной протяженности неравновесной зоны ударного слоя и необходимости учета неравновесных процессов [1].

В данной работе реализован расчёт неравновесной структуры релаксационной зоны за сильной ударной волной с помощью поуровневой радиационно-столкновительной модели [2] с использованием итерационной процедуры. Решается одномерная нестационарная задача Коши с начальными условиями. В начальный момент газ считается полностью диссоциированным, заселены только основные состояния, степень ионизации равна нулю. Рассчитываются соответствующие поступательная температура и давление. Система уравнений включает обычные газодинамические уравнения сохранения, а также дифференциальные уравнения кинетики возбужденных состояний атомов, ионов и уравнение энергии электронов. Переходы между возбужденными состояниями, процессы ионизации и рекомбинации протекают как за счёт соударения с электронами, так и в радиационных процессах. Также учтены реакции ассоциативной ионизации, которые являются источником затравочных электронов для лавинной ионизации электронным ударом. В уравнениях кинетики и уравнениях энергии учитываются источниковые члены, которые возникают из-за переноса излучения (от ионизованного газа к фронту ударной волны). Толщина ударного слоя выбирается исходя из расстояния отхода фронта ударной волны от лобовой части аппарата или протяженности пробки в ударной трубе. Итерации (как правило, до 20) выполняются до сходимости решения.

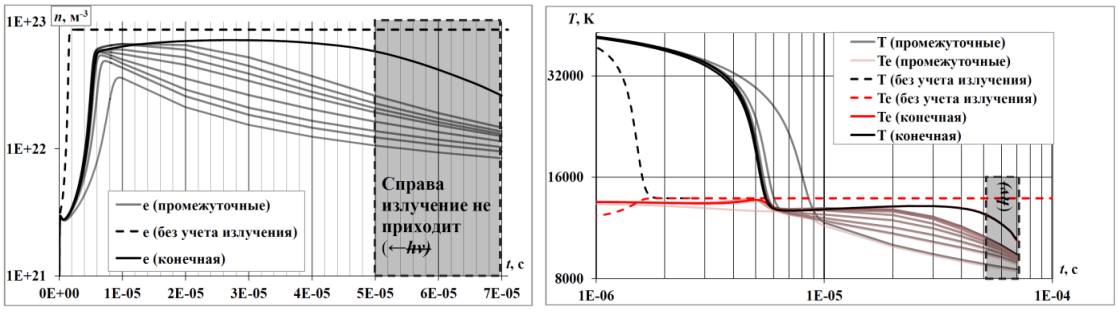


Рис. 1. Концентрация электронов (слева), поступательная и электронная температура (справа) в зависимости от времени на разных итерациях

Результаты расчётов структуры релаксационной зоны за ударной волной в ударной трубе показали, что за зоной релаксации параметры газа выходят на квазистационарные

значения (рис. 1). Учёт излучения приводит к охлаждению газа. В итоге, температура газа получается ниже температуры, рассчитанной без учета излучения. Концентрация электронов в квазистационарной области является равновесной при местных параметрах газа. Поскольку, как упоминалось выше, учет излучения приводит к меньшей температуре, чем при расчете без учета излучения, концентрация электронов также оказывается ниже. Лучистый поток от пробки в равновесной постановке задачи превышает поток при расчёте неравновесной структуры релаксационной зоны за ударной волной. В работе приведены результаты расчётов релаксационной зоны для скоростей ударной волны 11–14 км/с с различными толщинами пробки.

Разработанная модель может быть применена для расчета структуры релаксационной зоны за ударной волны при спуске СА и лучистых потоков к его поверхности.

Список литературы

1. Власов В.И., Залогин Г.Н., Прутько К.А., Чураков Д.А. Влияние излучения атомов на лучистый теплообмен аппаратов при входе их в атмосферусо второй космической скоростью // Космонавтика и ракетостроение. Королев, 2013.

2. Прутько К.А. Влияние неравновесного заселения электронных состояний на радиационный поток высокотемпературного воздуха при сверхорбитальных скоростях СА // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. № 3. 13 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КАПЕЛЬ ПРОДУКТОВ НЕПОЛНОГО СГОРАНИЯ В СТРУЯХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

Пятакова Ю. С.[1], Скороваров А. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В процессе создания летательных аппаратов возникает потребность в определении параметров течения в сверхзвуковых недорасширенных струях, истекающих из сопел жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ), и нагрузок на элементы космического аппарата (КА), возникающих при воздействии на них реактивной струи. Под воздействием струи элементы конструкции КА подвергаются силовому, тепловому и физико-химическому воздействию. Структура таких струй.

Целью работы является численное исследование истечения капель продуктов неполного сгорания (ПНС) в затопленное пространство в центральной зоне струи сопла жидкостных ракетных двигателей ориентации (ДО) малой тяги. Эти исследования необходимы для определения параметров загрязняющего воздействия ДО на элементы космических кораблей и космических станций.

Исходными данными для ЖРД МТ являются геометрическая форма сопла и параметры газа. Сила тяги данных двигателей составляет 250 Н. В качестве топлива в них используются самовоспламеняющиеся компоненты — смесь горючего, несимметричного диметилгидразина (НДМГ, гептил) и окислителя, азотного тетраоксида (АТ, амил). Полное сгорание углерода и водорода, содержащихся в горючем, достигается при идеальном соотношении массовых расходов окислителя и горючего $G_O/G_F \sim 3$. Температура газа в камере сгорания составляет около 3000 К при давлении $8 \cdot 10^5$ Па. В реальных конструкциях ЖРД МТ используются материалы с меньшим значением допустимых эксплуатационных температур, это достигается путём уменьшения величины отношения G_O/G_F до 1.6–1.8, что приводит к образованию ПНС топлива, которые в виде капель и молекулярных соединений (молекулярных кластеров) выбрасываются в окружающее пространство.

Структура зон разлета капель ПНС в пространстве за соплом показана на рис. 1.

В работе рассчитаны параметры ПНС для зоны 1 — это центральная зона, в ней летят капли внутри конуса с полууглом $\alpha_1 = 15°$–$35°$, которые вылетают из камеры сгорания через критическое сечение сопла вместе с газовой струёй. В эту зону вылетает от 40% до 70% от суммарного количества капель.

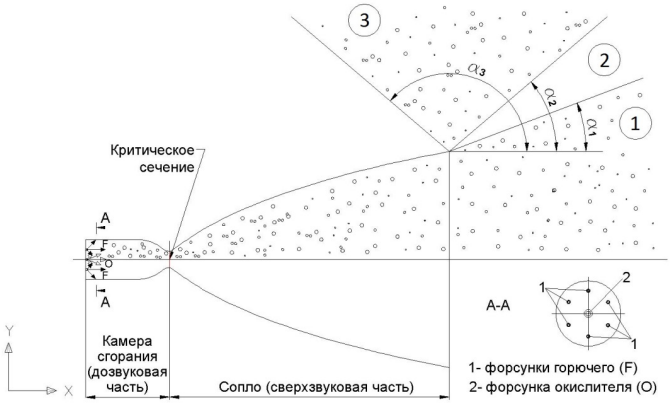


Рис. 1. Схема зон выбросов капель ПНС: 1 — центральная зона, 2 — зона отсутствия выбросов капель, 3 — зона выбросов с кромки сопла

На первом этапе определялось поле газодинамического течения (давление, скорость, температура, число Маха). На втором этапе определялись параметры движения капель продуктов неполного сгорания, истекающих из сопла (начальное положение частиц, траектория, угол траектории, функция распределения массы капель) [1].

Расчёт траектории движения капель проведён методом приближённого подхода, при котором раздельно считается движение газового потока и капель [2]. Численные исследования истечения газа из сопла ДО, построение адаптивной сетки, определение поля газодинамического течения произведено средствами программного комплекса FloEFD [3].

Начальное положение частицы в камере сгорания задаётся параметром $\bar{S} = (Y/R_{KC})$, где Y — расстояние от оси камеры сгорания (КС), R_{KC} — радиус цилиндра КС.

Соотношение массовых характеристик капельных фракций ПНС, пролетевших через горло сопла КС, определяется по формуле:

$$M_{si}(r,\theta) = M_{sKCi} \cdot dS_{KC}(r,\theta), \tag{1}$$

где $M_{si}(r,\theta)$ и M_{sKCi} — масса капель ПНС i-ой фракции по Dp, пролетевших за импульс ЖРД через единицу площади на поверхностях $dS(r,\theta)$ и dS_{KC} соответственно, θ — угол отклонения капли от оси, r — расстояние от среза сопла до контрольной поверхности $dS(r,\theta)$ (рис. 2).

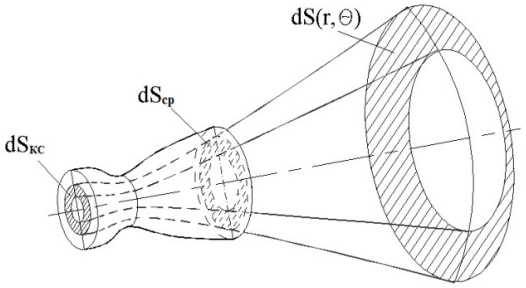


Рис. 2. Контрольные поверхности

Функция пространственного распределения массы капельных фракций для диаметров (Dp) 1, 5, 10, 20 и 50 мкм на расстоянии 60 см от критического сечения сопла представлена на рис. 3. Дробление, испарение и конденсация капель не учитывается.

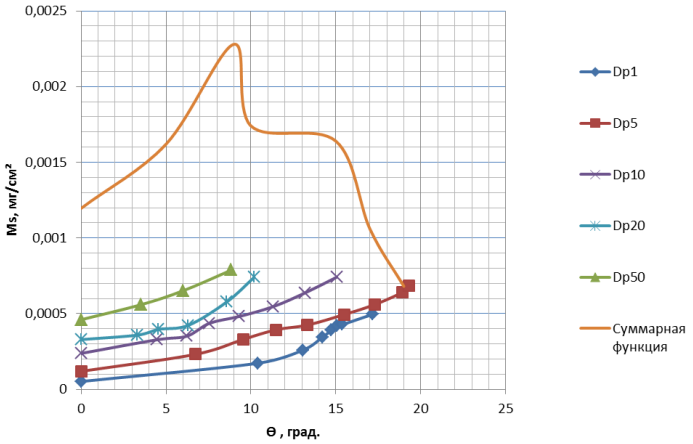


Рис. 3. Расчётная функция распределения массы капель ПНС разных капельных фракций в струе ДО за цикл работы

Список литературы

1. Герасимов Ю.И. Параметры капель продуктов неполного сгорания в соплах жидкостных ракетных двигателей малой тяги. // Хим. физика. 2006. Т. 25. № 11. С. 25–34.

2. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Течение в соплах. М.: Изд. МГУ, 1990.

3. Скороваров А.Ю. Технология задания погрешностей определения аэродинамических характеристик возвращаемых аппаратов для баллистических расчётов // В данном сборнике.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ КОНИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В ANSYS НА РАЗЛИЧНЫХ ТИПАХ СЕТОК

Ремизова О. И.[1]

[1]АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение», г. Москва, Россия

Введение. Для многих режимов движения летательных аппаратов аэродинамический эксперимент трудноосуществим и зачастую требует больших материальных затрат. Численные подходы представляют одно из важнейших средств для достаточно полного теоретического исследования. Высокую точность численных методов обеспечивает расчет на верифицированных схемах. Их проверка на физическую адекватность проводится на телах простейшей конфигурации. В качестве такого тела в данной работе рассмотрен затупленный конус (угол полураствора 12.5 град).

Целью работы является задание и подтверждение верности численных схем расчета аэродинамических характеристик затупленного конуса в программах пакета ANSYS: ANSYS CFX и ANSYS Fluent. Поставленная цель может быть достигнута путем решения следующих задач:

- получение аэродинамических характеристик конуса (коэффициент продольной силы, коэффициент нормальной силы и коэффициент момента тангажа (относительно носика)) с помощью численного моделирования обтекания в ANSYS CFX и ANSYS Fluent;
- сравнение результатов численного моделирования с данными эксперимента (см. рис. 1).

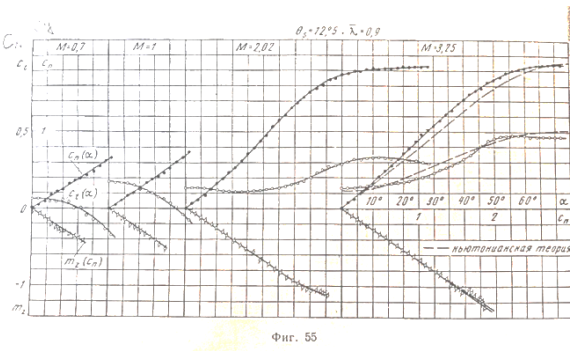


Рис. 1. График аэродинамических коэффициентов, полученных экспериментально в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского

Постановка задачи. Геометрия тела и параметры потока аналогичны эксперименту: число Маха 3.25; статическое давление воздуха 10000 Па; температура набегающего потока 90 K; расчетные углы атаки 0, 5, 10, 15, 20, 30, 40 град.

Необходимо рассчитать аэродинамические коэффициенты.

Ход решения. Расчетной областью является параллелепипед с пустотной частью, описывающей геометрию исследуемого тела.

На основе детали, построенной в Solidworks, производится построение структурированной (гексаэдрической) и неструктурированной (тетраэдрической) расчетных сеток в ANSYS ICEM CFD (448164 и 796068 ячеек соответственно).

После этого производится настройка параметров решателей ANSYS CFX и ANSYS Fluent (см. [1, с.144]) в соответствии с условиями эксперимента. В качестве модели турбулентности в ANSYS CFX выбирается модель Ментера (SST-модель — перенос без напряжений), в ANSYS Fluent назначается модель турбулентности Спалларта-Алмареса (см. [2, с.64]).

Результаты. Моделирование обтекания затупленного конуса воздушным потоком дало значения аэродинамических коэффициентов при различных углах атаки, анализ которых представлен в табл. 1. Заметим, что в ходе решения в ANSYS Fluent было произведено большее число итераций (машинный ресурс), чем в ANSYS CFX (для достижение

одного порядка невязок). В противовес этому: время построения структурированной сетки много больше продолжительности создания неструктурированной сетки (человеческий ресурс).

Таблица 1. Погрешности аэродинамических коэффициентов относительно экспериментально полученных значений

α, град	Относительная погрешность, %					
	Cx		Cy		mz	
	CFX	Fluent	CFX	Fluent	CFX	Fluent
0	1.2	0.8	—	—	—	—
5	0	6.4	8.9	5.0	11.9	10.9
10	0.6	2.7	2.2	4.8	7.1	7.1
20	5.0	8.2	4.3	1.9	5.6	5.8
30	6.5	9.1	6.0	3.3	2.1	1.7
40	0.3	1.6	5.3	2.6	4.1	3.7

С помощью приближенных зависимостей (1) и (2) для расчета параметров осесимметричного обтекания заостренного конуса (см. [3, с.433]) были получены значения угла наклона скачка уплотнения и давления на поверхности конуса:

$$(\sin\theta_c)^2 = \frac{1}{M_\infty^2} + \frac{k+1}{2}\cdot(\sin\beta_k)^2 \to \theta_c = 22^\circ 51'; \tag{1}$$

$$p_k = 2\cdot 10^{-3}\cdot(0.8 + M_\infty^{-2})\cdot\beta_k^{1.7} = 0.129, \tag{2}$$

которые достаточно близко к аналогичным величинам, полученным в результате моделирования:

$$p_{k(CFX)} = 0.125;\ p_{k(Fluent)} = 0.131.$$

Относительная ошибка $E_{\bar{p}_k}$ равна 3.8% и 0.8% соответственно. Данные характеристики подтверждают верность используемых численных схем расчета.

Заключение. Путем сравнения с экспериментом произведена проверка численных схем решения задачи обтекания в программных модулях ANSYS CFX и ANSYS Fluent на структурированной и неструктурированной сетках соответственно. Результаты расчета двух решателей близки между собой (средняя относительная ошибка двух решателей по значениям трех аэродинамических коэффициентов — 1.4%) и к эксперименту (средняя относительная погрешность расчета в ANSYS CFX — 2.96%, для ANSYS Fluent — 3.15%). В связи с этим можно заключить, что для определения значений аэродинамических коэффициентов проведение эксперимента перестает быть обязательным, уступая место менее дорогостоящему методу численного расчета.

Список литературы

1. Чигарев А.В., Кравчюк А.С., Смалюк А.Ф. Ansys для инженеров. Справочное пособие. М.: Машиностроение-1, 2004. 512 с.

2. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: Учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с. Учебное пособие, посвященное подходам к моделированию турбулентности, реализованным в Ansys CFX и Ansys Fluent.

3. Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. Аэродинамика: учебное пособие; под ред. В.Т. Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.

ТЕХНОЛОГИЯ ЗАДАНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗВРАЩАЕМЫХ АППАРАТОВ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ

Скороваров А. Ю.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

При формировании траекторий движения возвращаемых аппаратов (ВА) и определении районов посадки возникает проблема задания погрешностей определения их аэродинамических характеристик (АДХ) [1]. Данная задача является наиболее сложной при формировании банков АДХ проектируемых аппаратов.

Задаваемые погрешности не могут быть необоснованно завышены, что сопряжено с получением негативных результатов при решении задач динамики движения ВА в процессе проектирования, так и занижены, что может сопровождаться возникновением нештатных ситуаций при отработке изделия.

В данной работе представлена разрабатываемая в РКК «Энергия» технология задания погрешностей АДХ для промышленных расчетов, основанная на использовании как результатов модельных испытаний, так и данных компьютерного (математического) моделирования обтекания аппаратов с использованием программных комплексов FloEFD, Fluent, FlowVision, Logos и Smile [2]. Определен перечень основных источников погрешностей в экспериментальных и расчетных исследованиях, в числе которых определяющими являются влияние числа Рейнольдса, поддерживающих устройств моделей при испытаниях в аэродинамических трубах и неустойчивость течения около аппарата.

На примере аппарата сегментально-конической формы продемонстрирована сходимость номинальных (средних) значений расчетных и экспериментальных данных АДХ и величин их разбросов для различных режимов течения: $M_\infty = 0{,}6 \div 10{,}0$; $\alpha_\Pi = 0 \div 180°$. Показаны доверительные интервалы (полосы разбросы) АДХ, применяемые для анализа динамики движения ВА.

На примере режима $M_\infty = 1{,}0$ продемонстрированы возможные проблемы экспериментального определения АДХ при больших углах атаки и преимущества компьютерного моделирования для этих режимов.

Список литературы

1. Решетин А.Г. Исследования проектных параметров пилотируемых космических спускаемых аппаратов баллистического и скользящего типов «Союз» и «Зонд». 1958-1968 гг. Комментарии и замечания // Космонавтика и ракетостроение. 2009. Вып. 4. С. 181–194.

2. Адамов Н.П., Харитонов А.М., Часовников Е.А., Дядькин А.А., Казаков М.И., Крылов А.Н., Скороваров А.Ю. Аэродинамические характеристики возвращаемых аппаратов при сверхзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22. Вып. 5. С. 557–565.

МОДЕЛЬ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИКИ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНО ОТДЕЛЯЕМЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Терешина К. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Настоящая работа посвящена разработке метода расчета кинематики и динамики процессов разделения последовательно отделяемых структурных составляющих ракетно-космических блоков.

Надежное функционирование ракетно-космических систем складывается из безотказного срабатывания входящих в их состав элементов. Это обеспечивается как автономной и комплексной наземной отработкой, так и разработкой методик расчета, максимально учитывающих реальные полетные условия.

Актуальность проблемы связана с тем, что процессы разделения — одна из наиболее ответственных динамических операций их функционирования. Отказ или нештатное срабатывание систем разделения практически всегда ведет к возникновению аварийных ситуаций [1]. Отсюда следуют чрезвычайно высокие требования к надежности срабатывания этих систем и обоснованности выбора характеристик их элементов. В то же время, возможности наземной экспериментальной отработки процессов разделения ступеней существенно ограничены огромной стоимостью и трудоемкостью разработки экспериментальных стендов, невозможностью в полной мере воспроизвести реальные полетные условия (перегрузку, скоростной напор, газодинамические воздействия и т. д.), разнообразием возможных ситуаций разделения, включая нештатные ситуации, и целым рядом других факторов.

В связи с этим часто основным способом подтверждения правильности принимаемых технических решений является математическое моделирование процесса разделения, позволяющее сделать обоснованную прогнозную оценку безопасности разделившихся объектов на основании исследования кинематики и динамики их относительного движения.

В большинстве случаев анализируются процессы разделения двух тел, при этом исследуются траектории их относительного движения с точки зрения гарантированного исключения соударений разделившихся тел. Критерий безударности является определяющим для подбора энергетических характеристик средств отделения. Возможны случаи одновременного отделения группы однотипных тел от некоторого базового тела (например, отделение боковых блоков пакетной схемы от центрального) [2,3].

Особым случаем является рассматриваемый в данной работе процесс последовательного отделения нескольких тел в сравнительно малом временном интервале. В этом случае необходимо анализировать относительное движение не только каждой пары разделившихся тел, но и взаимное относительное движение трех и более конструкций, с учетом всех внешних воздействий.

Уравнения поступательного перемещения центра масс каждого тела рассматриваемой механической системы, и уравнения вращательного движения относительно центра масс соответственно будут иметь вид

$$\begin{gathered} m_i \alpha_{oi} = F_{oi} + R_i, \\ [I_{oi}] \frac{d\omega_i}{dt} + \omega_i \times ([I_{oi}]\, \omega_i) = L_{oi} + L_i + L_{ci}, \end{gathered} \tag{1}$$

где α_{oi} и $\varepsilon_i = \frac{d\omega_i}{dt}$ — соответственно ускорение центра масс, и угловое ускорение «i»-го тела системы, F_{oi} — главный вектор внешних сил, R_i — главный вектор сил реакций связей, действующих на i-е тело, L_{oi} — главный момент внешних сил, L_i — главный момент сил реакций связей, L_{ci} — главный реактивный момент.

Интегрирование уравнений (1) позволяет построить траектории относительного движения и сделать вывод о возможности соударений тел.

Примером такого рода процессов являются последовательное отделение орбитального блока от последней ступени ракеты-носителя и происходящее вслед за ним отделение среднего переходника в рамках программы «Морской старт».

Разделение блока второй ступени ракеты-носителя от орбитального блока производится по поперечному стыку, после срабатывания разрывных болтов, под действием пружинных толкателей. На второй ступени ракеты-носителя размещены ракетные твердотопливные двигатели, осуществляющие торможение блока второй ступени. Относительная линейная скорость отделения разделяемых объектов к моменту окончания работы твердотопливных двигателей лежит в диапазоне от 3,5 до 4,9 м/с.

Через несколько секунд происходит отделение среднего переходника. После срабатывания пирозамков под действием усилия пружинных толкателей стык среднего переходника с модульной частью разгонного блока раскрывается и средний переходник перемещается относительно модульной части разгонного блока, контактируя с ее упругими роликовыми опорами направляющих дорожек. Относительная скорость отделения среднего переходника при потере им кинематической связи со вторым поясом упругих роликовых опор составляет примерно 1,4 м/с.

Сопоставление величин относительных скоростей показывает, что средний переходник не догонит отделившуюся ранее вторую ступень ракеты-носителя. Именно с этой целью на второй ступени ракеты-носителя установлены двигатели торможения блока второй ступени. Однако в случае реализации схемы «быстрого» запуска маршевого двигателя разгонного блока средний переходник может существенно разгоняться истекающей из него струей продуктов сгорания, в результате чего может произойти соударение среднего переходника со второй ступенью ракеты-носителя с непредсказуемыми последствиями. Для исследования этого процесса необходим комплексный анализ с привлечением не только методов динамики движения, но и газодинамики, при этом может быть оценена лишь вероятность благоприятного развития ситуации.

Список литературы

1. Колесников К.С., Кокушкин В.В., Борзых С.В., Панкова Н.В. Расчет и проектирование систем разделения ступеней ракет. Красноярск: Издательство Сибирского аэрокосмического университета им. М. Ф. Решетнева. 2011. 340 с.

2. Перминов М.Д., Панкова Н.В., Борзых С.В., Николаев А.В. Пространственное движение отработавших ступеней при их отделении от ракеты-носителя // Известия РАН. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2002, № 2, с. 9–15.

3. Круглов Г.Е. Аналитическое проектирование механических систем. Самара: изд-во СГАУ им. Королева. 2001, 131 с.

РАСЧЕТ МЕЖПЛАНЕТНЫХ МИССИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Старинова О. Л.[1], Файн М. К.[1], Хабибуллин Р. М.[1]
[1]Самарский университет, г. Самара, Россия

Проблема анализа и синтеза межпланетной миссии космических аппаратов включает в себя взаимосвязанные проблемы выбора оптимальных программ управления, соответствующих им траекторий движения и проектных параметров космического аппарата, таких как тяга и удельный импульс двигательной установки, мощность энергоустановки, площадь отражающей поверхности солнечного паруса, масс основных подсистем. Решение данной проблемы требует немалых временных затрат, но затраты на ее решение на этапе предварительного проектирования аппаратов позволяют существенно повысить эффективность создаваемой ракетно-космической техники [1–3].

Для проведения такого анализа необходимо разработать взаимосвязанные модели проектного облика космического аппарата и его управляемого движения. Проблема комплексной оптимизации требует одновременной оптимизации неизвестных функций и параметров: законов программного управления, изменения фазовых координат и проектных параметров космического аппарата и баллистической схемы миссии (рис. 1).

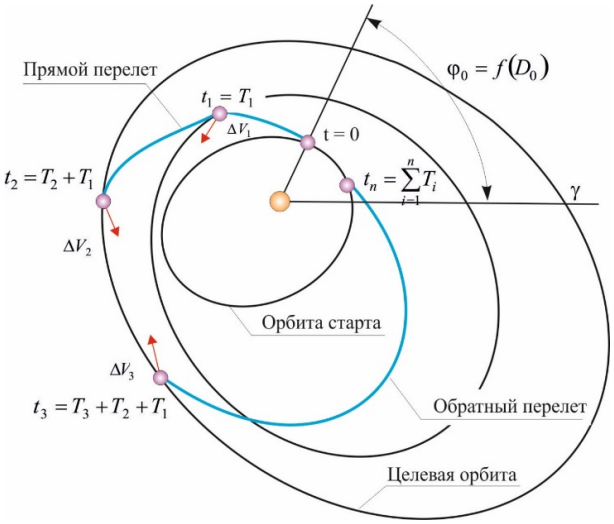


Рис. 1. Типовая баллистическая схема миссии

Для решения этой проблемы используется итерационный подход: сначала проектные модели носят упрощенный характер, используются приближенно-аналитические решения баллистических задач. Это позволяет получить достаточно точные для предэскизных проработок оценки параметров эффективность миссии (стоимость, длительности миссии, предполагаемых затраты рабочего тела) от вектора проектных параметров космического аппарата. Затем, при необходимости, модели движения и проектного облика последовательно и согласованно уточняются.

Такой подход позволил получить множество результатов для различных миссий:

- маневрирование и поддержание околоземных рабочих орбит космического аппарата;
- транспортное обеспечение обитаемой лунной базы и окололунных станций;
- пилотируемая экспедиция на Марс, полеты космического аппарата к планетам, астероидам;
- и др.

Предложенные итерационные процедуры оптимизации проектно-баллистических характеристик космических аппаратов с малой тягой показали свою высокую эффективность на широком классе миссий. Использование авторских методов позволяет на начальном этапе проектирования определять основные оптимальные параметры двигательных

установок и формировать проектный облик космических аппаратов. Основные результаты работы приведены на рис. 2,3.

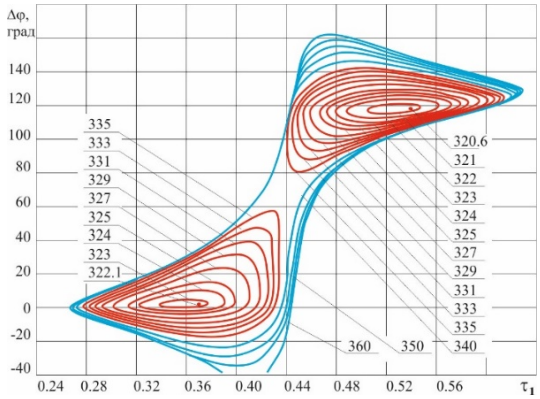


Рис. 2. Зависимость стартовой массы космического аппарата от баллистических параметров перелета

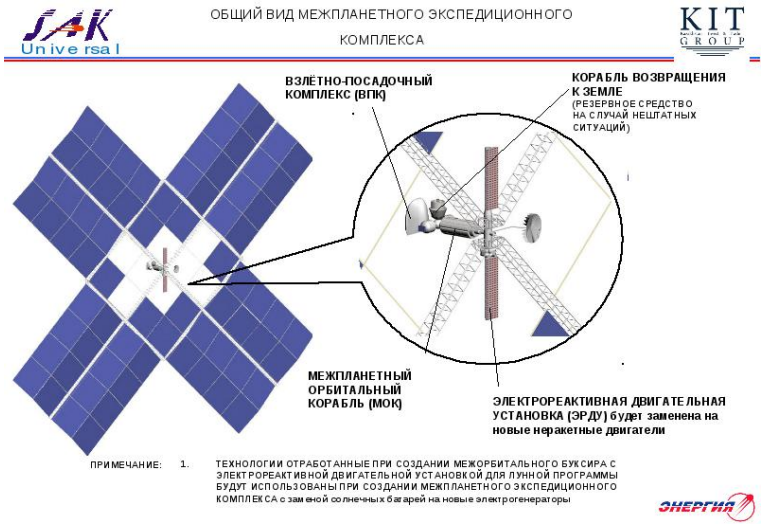


Рис. 3. Предложенный на основе исследований проектный облик космического аппарата

Список литературы

1. Jones, R. M., «Comparison of potential electric propulsion systems for orbit transfer», Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 21, No. 1, 1984, pp. 88–95.

2. Rayman, M. D., and Williams, S. N., «Design of the first interplanetary solar electric propulsion mission», Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 4, 2002, pp. 589–595.

3. Galabova, K., Bounova, G., de Weck, O., and Hastings, D., «Architecting a family of space tugs based on orbital transfer mission scenarios», AIAA Space 2003 Conference & Exhibit, AIAA 2003-6368, AIAA, Long Beach, CA, 2003.

СИСТЕМА ТЕПЛОВОЙ ДИАГНОСТИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ОСНОВЕ АНАЛИЗА ВНЕШНИХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ

Чебаков Е. В.[1]

[1]Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Одним из важнейших разделов проектирования космических аппаратов (КА) является определение его ориентации в космическом пространстве, что в настоящее время обеспечивается традиционными способами, основанными на использовании оптических или электромагнитных проборов. Кроме того, ведутся разработки различных подходов к созданию резервных и альтернативных систем ориентации. Один из таких подходов заключается в анализе внешнего теплового воздействия, который в целях повышения надежности и точности ориентации КА может быть использован в качестве резервной или дополнительной.

Определение ориентации КА по результатам анализа внешнего теплового воздействия приводит к необходимости решения двух обратных задач теплообмена: в первую очередь по внутренним температурным измерениям определяются внешние тепловые потоки, подводимые к поверхности аппарата, а затем проводится расчет углового положения КА по полученным значениям тепловых потоков.

Тепловые потоки, воздействующие на КА в системе Солнце-КА-планета, целесообразно определять с помощью аналитических выражений, представленных в работах [1–3].

Как известно, угловое положение аппарата в орбитальной системе координат задают тремя углами. В работе составлена система уравнений, для которой выражены три неизвестных угла, которые содержатся в трех компонентах суммарного радиационного излучения. Формулы прямого и отраженного от планеты солнечного излучения и собственного излучения планеты преобразованы так, чтобы они зависели от этих трех неизвестных углов. Также для численного решения системы уравнений определены частные производные трех компонентов радиационных тепловых потоков и их составляющих по трем неизвестным углам.

Ориентация КА определяется с помощью полученной системы уравнений, решение которой осуществляется методом сопряженных направлений.

На данный момент определяются начальные условия углового положения КА в околопланетном космическом пространстве.

Список литературы

1. Константинов М.С., Каменков Е.Ф. и др. Механика космического полета, ред. Мишина В.П. М.: Машиностроение. 1989. 408 с.

2. Козлов Л.В., Нусинов М.Д. и др. Моделирование тепловых режимов космических аппаратов, ред. Петрова Г.И. М.: Машиностроение. 1971. 382 с.

3. Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Праветский В.Н. Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. М.: Машиностроение. 1986. 584 с.

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

Четвериков А. С.[1]

[1]Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, г. Самара, Россия

Геостационарная орбита (ГСО) является одной из наиболее востребованных орбит для прикладных космических аппаратов (КА) различного назначения. Действие различного рода возмущений в течение продолжительного интервала времени на движение КА по орбите приводит к отклонению параметров орбиты от требуемых значений. В связи с этим необходимо постоянно проводить коррекцию орбиты. Применение электрореактивных двигателей (ЭРД) малой тяги позволяет существенно снизить расход рабочего тела при коррекции орбиты и тем самым увеличить время существования КА на орбите. Поэтому требуется разработать простые и надёжные алгоритмы коррекции орбиты геостационарного КА, позволяющие их использовать в автономном режиме полёта КА.

Рассмотрим движение КА по ГСО в плоскости орбиты, то есть вектор состояния X будет включать в себя период обращения КА на орбите T, эксцентриситет орбиты e и долготу точки стояния λ:

$$X = \{T, \lambda, e\}^T$$

В результате действия различных возмущений будем иметь вектор отклонения состояния $\Delta X = \{\Delta T, \Delta\lambda, \Delta\}^T$. Здесь $\Delta T = T \breve{} T_З$, $\Delta e = e \breve{} e_{ГСО}$, $\Delta\lambda = \lambda \breve{} \lambda_P$; T, e, λ — текущие значения периода обращения, эксцентриситета и долготы точки стояния КА на орбите, соответственно; $T_З$ — период обращения КА на ГСО, равный звёздным суткам $_З = 86164{,}09$ с; $e_{ГСО} = 0$ — эксцентриситет геостационарной орбиты; λ_P — долгота рабочей точки стояния КА.

После проведения корректирующего манёвра вектор ΔX переходит в вектор $\Delta X_K = \{\Delta T_K, \Delta\lambda_K, \Delta e_K\}^T$. Тогда задача управления формулируется как задача оптимального управления с функционалом

$$I = \Delta X_K^T \Lambda \Delta X_K \to \min, \tag{1}$$

где Λ — матрица постоянных коэффициентов.

Примем, что корректирующий манёвр реализуется за счёт создания малого трансверсального ускорения a_T. Вектор управления состоит из последовательности длительностей τ активных и пассивных $t_П$ участков.

Задача терминального управления решается с помощью многошагового алгоритма с коррекцией параметров управления. Пусть закон управления задаётся последовательностью продолжительностей работы двигателей, которая принимается убывающей и определяется выражением [1]

$$\tau_i = a \cdot \left[1 - \left(\frac{i-1}{n}\right)^b\right], \tag{2}$$

где i, n — номер и число коррекций соответственно; a, b — параметры, характеризующие закон убывания продолжительностей работы двигателей.

Тогда задача определения оптимального закона управления сводится к двухпараметрической задаче оптимизации, которая формулируется следующим образом: для заданных начальных значений элементов орбиты, трансверсального ускорения a_T, числа коррекций n, продолжительности пассивных участков $t_П$ найти параметры и b, доставляющие минимум функционалу (1).

Отличительной особенностью алгоритма, представленного в работе, является то, что параметры управления и b находятся в результате минимизации функционала вида (1) и при этом для достижения большей точности зависимость функционала от параметра

аппроксимируется с помощью метода наименьших квадратов. При коррекции управления (при моделировании движения с учётом действия возмущений) на каждом пассивном участке корректируется и число шагов n.

Проведён ряд расчётов законов управления переводом КА с ЭРД малой тяги по периоду и долготе в заданную точку стояния. Затраты характеристической скорости в зависимости от значения начального отклонения по периоду ($\Delta T_0 = 300 \ldots 1000$ с) составляют порядка $4 \ldots 14$ м/с.

Рассмотренный выше многошаговый алгоритм имеет существенный недостаток. Для получения требуемого значения эксцентриситета в конце перелёта приходится подбирать продолжительность пассивных участков, что приводит к затруднению процесса поиска решения задачи и не всегда позволяет получить его.

В работе [2] разработана дискретная модель движения геостационарного космического аппарата под действием малого трансверсального ускорения. Решить задачу оптимизации в классической постановке метода динамического программирования представляется затруднительным, поскольку дискретная модель движения является нелинейной. Поэтому в [2] авторами предложена приближённая схема решения задачи на основе трёхшагового алгоритма терминального управления периодом обращения, эксцентриситетом и долготой точки стояния.

Суть алгоритма в следующем. Примем, что структура управления состоит из трёх активных участков AB, CD, EO (рис. 1) соответственно продолжительностью τ_0, τ_1, τ_2 и двух пассивных участков соответственно продолжительностью $t_{П1}$ и $t_{П2}$. На участке AB происходит уменьшение эксцентриситета до нуля, на участке CD эксцентриситет увеличивается до некоторого значения e', затем на участке EO эксцентриситет снова уменьшается до нуля. Такая структура управления позволяет гарантировано привести КА с помощью ЭРД малой тяги в заданную точку ГСО с требуемой точностью по периоду, долготе и эксцентриситету.

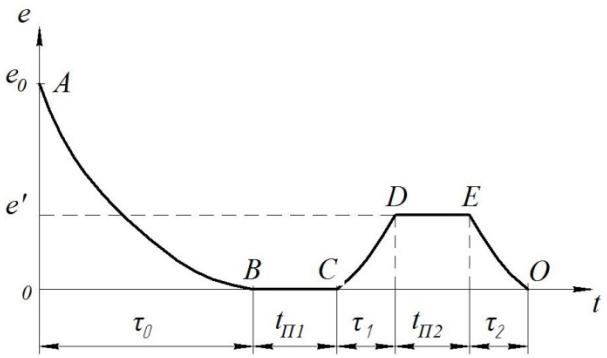


Рис. 1. Изменение эксцентриситета при трёхшаговой структуре управления

Получено аналитическое приближённо-оптимальное управление и выражение для оценки затрат характеристической скорости в виде функции от начальных граничных условий ($_0$, e_0) при переводе КА с ЭРД малой тяги в заданную точку стояния с полученным управлением.

Список литературы

1. Чернявский Г. М., Бартенев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.

2. Салмин В.В., Четвериков А.С. Управление плоскими параметрами орбиты геостационарного космического аппарата с помощью двигателя малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14. № 4. С. 92–101.

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ СОВРЕМЕННОЙ ТЕХНОЛОГИИ НАДЕЖНОГО ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ РАЗМЕРОВ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ НА УЧАСТКЕ ВЫВЕДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Шмуляев А. О.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

С целью повышения энергетических характеристик средств выведения отдельные элементы конструкций ракет-носителей (РН) сбрасываются на участке траектории выведения при достижении определенных скоростных напоров. К таким элементам конструкций относятся головные обтекатели, разгонные блоки, оболочки отсеков, ступени РН и т. д. Существуют ограниченные возможности отчуждения земель в освоенных промышленных и сельскохозяйственных районах особенно для вновь создаваемых космодромов. С ростом потребных размеров районов падения существенно возрастают затраты на отчуждения. Поэтому задача по уменьшению размеров районов падения (отчуждения) отделяемых элементов (ОЭ) является на сегодняшний день актуальной.

Существует следующий способ прогнозирования размеров районов отчуждения:

• расчет движения ОЭ без учета их вращения относительно центра масс и разброса начальных условий их отделения;

• расчет траекторий движения по предельным значениям аэродинамических характеристик (АДХ) ОЭ с целью определения предельных размеров районов.

Предлагается следующая технология определения оптимальных размеров районов отчуждения и вероятности падения ОЭ в различные зоны района с целью определения экономически обоснованных размеров района:

• расчет траекторий движения ОЭ с учетом банков силовых и моментных АДХ и вращением ОЭ относительно центра масс;

• расчет движения ОЭ по времени с учетом текущих значений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, и фактических параметров движения (чисел Маха M_∞, аэродинамических углов атаки $\alpha_П$ и крена $\varphi_П$) — совместное (сопряженное) решение задач аэродинамики и баллистики;

• статистические расчеты траекторий движения ОЭ с учетом разброса начальных условий их отделения (M_∞, $\alpha_П$, $\varphi_П$ средств выведения; положения центра масс (x_m y_m z_m) и моментов инерции (I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}); усилия толкателей (средств разделения) начальных углов и скоростей отделяемых элементов относительно плоскости пространственного угла атаки и земной поверхности; параметры атмосферы на момент запуска; параметры ветра и т. д.)

Решение задачи состоит в: 1) проведении расчетов по определению круговых АДХ и формированию банков АДХ; 2) выборе программного обеспечения (ПО) для расчета траектории движения ОЭ с учетом вращения относительно центра масс; 3) определении перечня и диапазонов изменения динамики и условий отделения ОЭ; 4) проведении статистических расчетов с вариацией условий отделения, для прогнозирование экономически обоснованных размеров районов отчуждения; 5) тестировании разработанной технологии с использованием статистических данных по районам отчуждения и параметрам ОЭ существующих головных обтекателей, блоков, оболочек отсеков и т. д.; 6) поиске способов уменьшения размеров районов отчуждения.

Предлагаются следующие этапы решения задачи по определению и уменьшению размеров районов отчуждения:

• расчеты траекторий с использование банков АДХ ОЭ (из-за отсутствия в РКК «Энергия» супер ЭВМ и доступа к ним в других организациях);

• совместное решение задачи аэродинамики и баллистики, с определением АДХ ОЭ на каждом шаге интегрирования по фактическим значениям (M_∞, $\alpha_П$, $\varphi_П$);

• внедрение технологии в практику отрасли для прогнозирования размеров районов падения ОЭ для вновь разрабатываемых изделий и обоснование размеров районов,

заданных для существующих головных обтекателей, блоков, оболочек отсеков и т. д.;

- разработка способов уменьшения размеров районов отчуждения (изменение положение центра масс за счет перекомпоновки внутренних устройств, использование малоразмерных парашютов для стабилизации ОЭ, формирование обводов вновь проектируемых ОЭ и их массово-центровочных характеристик с учетом требований по размерам районов падения).

В работе представлены результаты тестирования ПО «FlowVision», «AeroShape3D», «OpenFoam» с использованием модельных экспериментальных данных для створок различной конфигураций в потребном диапазоне значений (M_∞, $\alpha_П$, $\varphi_П$). Показана возможность использования для формирования банков АДХ перечисленного ПО для надежного определения АДХ и их разбросов без проведения дорогостоящих модельных экспериментальных исследований. Определен перечень начальных параметров, влияющих на траекторию движения ОЭ. Уточняются возможные диапазоны разброса начальных условий отделения ОЭ. Идет выбор ПО для расчета траекторий движения ОЭ с учетом их вращения относительно центра масс (ТЕСИС, РКК «Энергия»).

СТРАТЕГИЯ УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРАЗОВЫМ ТРАНСПОРТНЫМ КОРАБЛЕМ НА ЭТАПЕ АЭРОТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ

Медведевских В. В.[1], Муртазин Р. Ф.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время космическими агентствами многих стран рассматривается задача обеспечения пилотируемых полетов за пределы околоземного пространства для исследования Луны. Одним из вариантов решения этого вопроса является использование транспортной космической системы (ТКС) «Рывок», связывающей между собой околоземную и окололунную станции и предполагающей выполнение сближения с околоземной орбитальной станцией (ООС) после аэродинамического торможения при возвращении от Луны.

Детерминированная задача сближения многоразового транспортного корабля с ООС решается путем выбора момента исполнения импульса отлёта от Луны и выбором глубины погружения в атмосферу при реализации метода «тормозных эллипсов».

Вследствие неточного знания параметров атмосферы выход космического корабля на конечную орбиту без соответствующего управления движением, которое необходимо осуществлять при прохождении плотных слоёв атмосферы во время заключительного погружения, невозможен.

В данной работе рассмотрен способ управления космическим кораблем, связанный с аэродинамическим маневрированием и позволяющий парировать неточности знания атмосферы, а также приведен качественный и количественный анализ предложенной стратегии.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОТЕРМОДИНАМИКИ ПОЛНОЙ КОМПОНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ВЛИЯНИЯ ОБЪЕМНЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭНЕРГИИ

Яцухно Д. С.[1]
[1]Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлинского РАН, г. Москва, Россия

Настоящая работа посвящена расчетному исследованию аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА), состоящего из планера и гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Отличительным моментом являлся учет источникового члена в уравнении энергии. Задача пространственного обтекания ВЛА гиперзвуковым потоком вязкого теплопроводного совершенного газа описывается с помощью системы уравнений Навье-Стокса и уравнения энергии [1], включающего также объемный источник:

$$\frac{\partial w}{\partial t} + \frac{\partial F^x(w)}{\partial x} + \frac{\partial F^y(w)}{\partial y} + \frac{\partial F^z(w)}{\partial z} = \frac{\partial G^x(w)}{\partial x} + \frac{\partial G^y(w)}{\partial y} + \frac{\partial G^z(w)}{\partial z} + S \qquad (1)$$

Компоненты уравнения (1) имеют следующий смысл: $w = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$ — вектор консервативных переменных; $F^x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho uE + pu)^T$, $F^y = (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho vE + pv)^T$, а также $F^z = (\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho wE + pw)^T$ — проекции вектора конвективного потока; $G^x = (0, \tau_{xx}, \tau_{yx}, \tau_{zx}, u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} - q_x)^T$, $G^y = (0, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{zy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{zy} - q_y)^T$, а также $G^z = (0, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z)^T$ — проекции вектора вязкого потока; $S = (0, 0, 0, 0, Q_v)^T$ — вектор источниковых членов. Здесь и далее: ρ — плотность; p — давление; u, v, w — компоненты вектора скорости; E — удельная полная энергия газа; $\tau_{\alpha\beta}$ — компоненты тензора вязких напряжений ($\alpha = x, y, z$; $\beta = x, y, z$); q_x, q_y, q_z — компоненты вектора теплового потока.

Исследование влияния источника энергии на распределения газодинамических параметров и аэродинамические характеристики ВЛА было выполнено для двух расчетных случаев. В первой задаче источник был распределен на протяжении канала ГПВРД. Таким образом, упрощенно моделировался процесс горения в камере двигателя. Во втором случае область энерговыделения была расположена перед затупленной носовой частью ВЛА. Мощность источникового члена определялась по формуле [2]

$$Q_v = \frac{I_R H_U f_{O_2}}{L V_{ener}} \qquad (2)$$

В данном соотношении I_R — массовый расход топлива через канал ГПВРД, кг/с; $H_U = 119.54$МДж/кг — теплотворная способность водородного топлива; $f_{O_2} = 0.2315$ — массовая доля кислорода в воздухе; $L = 34.5$ — стехиометрическое соотношение массы окислителя и массы горючего; V_{ener} — объем области энерговыделения.

Решение данной задачи осуществлялось с использованием метода расщепления по физическим процессам [1], который был реализован в компьютерном коде UST3D. Для приближенного решения задачи о распаде произвольного разрыва применялся метод донорных ячеек [3]. Расчеты выполнялись на неструктурированных тетраэдральных сетках. Представлены результаты расчетов полей давления и числа Маха (рис. 1,2).

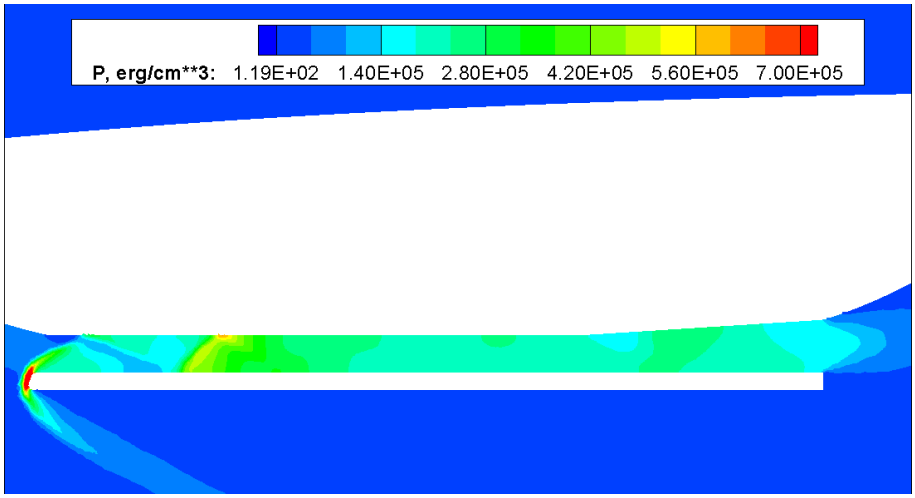


Рис. 1. Распределение давления в камере ГПВРД при нулевом угле атаки и $M_\infty = 6$ (без учета объемных источников)

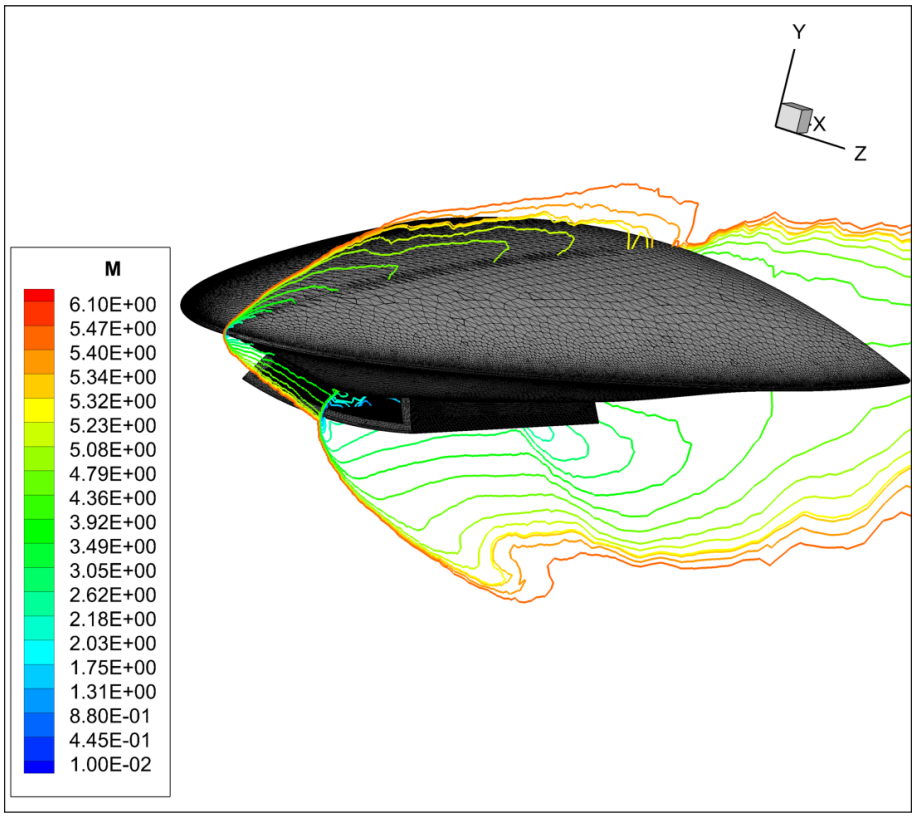


Рис. 2. Распределение числа Маха возле поверхности ВЛА в сечении плоскости симметрии при нулевом угле атаки и $M_\infty = 6$ (без учета объемных источников)

Список литературы

1. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Применение метода расщепления по физическим процессам для расчета гиперзвукового обтекания пространственной модели летательного аппарата сложной формы // Теплофизика высоких температур, 2013, том 51, № 6, с. 897–911.

2. Ханхасаева Я.В., Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Энергетическое воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т. 17, вып. 4.

3. Роуч П. Вычислительная гидродинамика. М.: Мир, 1980.

Секция 9

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

Председатель Фролов И. В.,
первый заместитель генерального конструктора — главный конструктор автоматических космических комплексов и систем

Секретарь секции Краснокутская М. Н.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ

Бушуев А. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В данной работе определены оптимальные параметры построения орбитальной группировки (ОГ) низкоорбитальной системы персональной спутниковой связи и передачи данных, при которых выполняются требования к вероятностно-временным характеристикам ОГ (рис. 1).

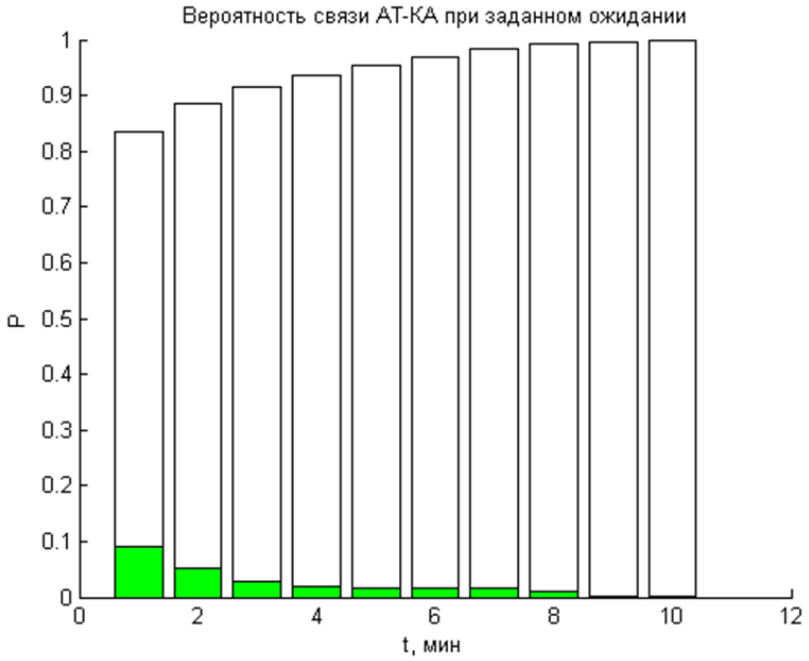


Рис. 1. Гистограмма вероятности связи в зависимости от времени ожидания (интегральное распределение), гистограмма вероятности связи для заданной минуты (дифференциальное распределение)

Разработана методика расчета характеристик ОГ с использованием программных комплексов Satellite Tool Kit и MATLAB, которая позволила проанализировать различные варианты построения орбитальной группировки системы низкоорбитальной связи с предоставлением разных видов услуг (передача сообщений и телефонные звонки) в различных вариантах топологии сети (присутствие региональных станций, межспутниковых связей). Дана оценка характеристик ОГ для разных регионов покрытия (глобальная зона, СНГ, РФ).

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Никерова Е. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одним из направлений работ ПАО «РКК «Энергия» является создание космических аппаратов (КА) различного целевого назначения, в том числе КА связи и дистанционного зондирования Земли.

В 90-е годы XX в. в ПАО «РКК «Энергия» создан КА «Ямал-100» на базе:

- негерметичной конструкции с пассивной системой обеспечения теплового режима;
- системы управления движением и навигацией, основанной на высокоточных звездных датчиках и безрасходных исполнительных органах — двигателях-маховиках;
- объединенной двигательной установки (ДУ) с использованием стационарных плазменных двигателей.

Опыт, полученный при разработке КА «Ямал-100», взят за основу при создании КА «Ямал-200», КА «Ямал-300», а также КА на базе унифицированной космической платформы (УКП) [1].

Сейчас в ПАО «РКК «Энергия» ведутся активные работы по созданию на основе УКП космических аппаратов связи с мощностью полезной нагрузки до 14 кВт.

Основными направлениями развития космических аппаратов ПАО «РКК «Энергия» являются:

- модульный принцип построения КА;
- конструкция корпуса с центральным телом;
- «глубокое» довыведение с помощью собственной электроракетной ДУ;
- применение однопроводной схемы электропитания с «минусом» на корпусе.

Модульный принцип построения позволяет максимально использовать разработанные для других изделий модули и элементы конструкции, тем самым снижая трудоемкость и сроки создания новых изделий.

Использование конструкции с центральным телом обеспечивает унификацию механических интерфейсов со средствами выведения, а также с «попутными» КА. Центральное тело обеспечивает оптимальную передачу нагрузки, при этом приборные панели не являются силовыми и имеют минимальную массу.

Однопроводная схема электропитания с «минусом» на корпусе позволяет уменьшить массу бортовой кабельной сети, а также обеспечивает интеграцию иностранного оборудования, разработанного для однопроводной схемы электропитания.

«Глубокое» довыведение производится с помощью высокоэффективной электроракетной ДУ и позволяет применять ракета-носитель более легкого класса (типа «Союз») для выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО), или выведение двух КА среднего класса на ГСО.

Разработка проектной и рабочей конструкторской документации с применением современных CAD/CAM/CAE-систем на основе Creo и PDM-системы WindChill и реализация указанных выше предложений обеспечивают сокращения сроков и снижения стоимости выполнения работ по созданию КА.

Список литературы

1. Семенов Ю. П. РКК Энергия им. С. П. Королева На рубеже двух веков 1996–2001. М.: РКК Энергия им. С. П. Королева, 2001. 1327 с.

ДИСТАНЦИОННОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ ЗЕМЛИ: ПЛАНИРОВАНИЕ И РАЦИОНАЛЬНЫЙ ВЫБОР МАРШРУТОВ КОСМИЧЕСКИХ СЪЕМОК

Сазонова С. В.[1], Самыловский И. А.[1], Строченкин А. В.[2]
[1]ФГБОУ ВО «МГУ имени М.В. Ломоносова», г. Москва, Россия
[2]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В докладе рассмотрены основные задачи повышения эффективности и рационального использования ресурсов космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ), оптимизация формирования маршрутов съемки и программы наблюдений для получения космических снимков поверхности Земли.

Космические снимки широко используются в самых разных областях человеческой деятельности: исследование природных ресурсов, мониторинг стихийных бедствий, строительные работы, археология и т. д.

С учетом того, что конкуренты на одном и том же рынке предлагают, по существу, одни и те же технические решения общему множеству потребителей, то производитель может выделиться из массы своих конкурентов в борьбе за долю рынка постоянной доработкой продукта с целью сделать его современнее, лучше, быстрее [1].

Для эффективного использования ресурсов космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) необходимо:

- упорядочить поток поступающих заявок на предоставление космических снимков поверхности Земли путем присвоения приоритетов срочности всем заявкам (иерархический метод);
- оптимизировать процесс планирования космических съемок путем проведения оценки реализуемости заявок с учетом требований конечных получателей снимков, возможностей КС ДЗЗ и возможностей космического аппарата (КА);
- сократить время обработки полученных снимков путем автоматизации процесса первичной обработки изображений;
- организовать надежный механизм доставки космических снимков потребителям путем организации надежных каналов доставки продукции.

Для моделирования начальных условий съемки и формирования программы наблюдений необходимы следующие исходные данные:

- баллистическая информация (поступает из центра управления полетом КА):

1) прогнозируемые параметры орбиты КА;
2) прогнозируемые сферические координаты солнца;
3) трасса и полоса обзора КА;
4) зоны радиовидимости КА;

- состояние систем КА (поступает из ЦУП КА):

1) состояние системы оптико-электронного наблюдения;
2) состояние бортового запоминающего устройства;
3) состояние аккумуляторной батареи;

- метеоинформация (поступает из метеослужбы);
- набор заявок на предоставление цифровых изображений поверхности Земли (поступает от заказчиков).

Приоритет заявки имеет на порядок больший «вес», чем площадь заявки, которую можно отснять за один пролет. Эффективность программы наблюдений рассчитывается по формуле:

$$E = 10^{-3} \sum_{i=0}^{n} S_i \cdot 10^{K_i}, \tag{1}$$

где S_i — площадь заявки, K_i — приоритет заявки, 10^{-3} — нормировочный коэффициент.

Поиск рациональных решений должен осуществляться не за счет изменения элементов или связей системы, а за счет выбора вариантов управления КА [2]. Для построения зоны съемки используются значения вектора состояния КА, крена, тангажа и рысканья

(направление угла визирования (α_1, β_1)), максимально допустимые значения разворота, орбитальная скорость (V), угловая скорость разворота (ω), высота орбиты (h) и суммарное время набора (гашения) угловой скорости с учетом переходных процессов ΔT [3].

Как правило, районы заявок (интересов) потребителей пересекаются и одним маршрутом съемки можно выполнить или частично выполнить несколько заявок (рис. 1).

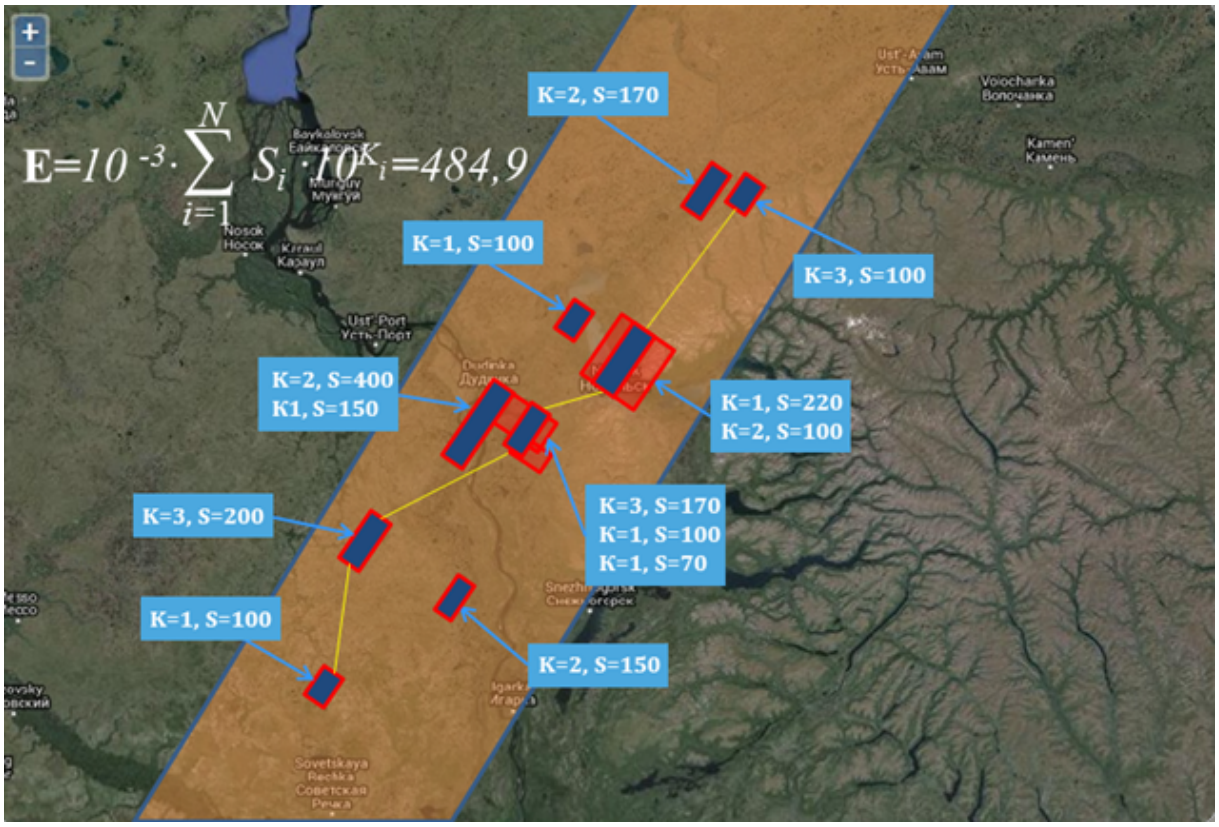


Рис. 1. Пример сформированного маршрута съемки

В основе алгоритма планирования лежит довольно гибкий и экономически выгодный подход к решению проблем планирования космических съемок, так как решения, заложенные в программном обеспечении, позволяют в максимально короткие сроки предоставить различным категориям потребителей качественный продукт и достичь максимальной производительности, что немаловажно для коммерческого подхода к использованию ресурсов КС ДЗЗ.

Список литературы

1. Деннис П. Хоббс. Внедрение бережливого производства. Минск: Гревцов Паблишер, 2007, 352 с.

2. Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами. Часть 1. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 576 с.

3. Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Мостовой Я.А., Соллогуб А.В. Управление космическими аппаратами зондирования Земли. М.: Машиностроение, 1998. 368 с.

ПРОЕКТ ПОСТРОЕНИЯ ГРУППИРОВКИ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА

Корецкий М. Ю.[1], Мельникова В. Г.[1], Тимакова Е. Д.[1]
[1]Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

На сегодняшний день решение ряда научных и прикладных задач с помощью малоразмерных космических аппаратов (МКА) является более оперативным и экономически выгодным в сравнении с большими спутниками.

В данной работе представлен проект создания группировки из двух МКА формата CubeSat с помощью двухлопастного роторного солнечного паруса [1]. Технология развертывания аналогичной бескаркасной тонкопленочной конструкции будет отработана в эксперименте «Парус-МГТУ» [2].

Целью создания группировки является непрерывный мониторинг солнечной активности в мягком рентгеновском диапазоне. Для этого на каждый МКА устанавливается полезная нагрузка — спектрофотометр, разрабатываемый сотрудниками рентгеновской астрономии Солнца Физического института имени П. Н. Лебедева (ФИАН). Данный прибор позволяет осуществлять сбор данных о микровспышках на Солнце, которые, как показывают исследования, могут быть геоэффективными. Данная информация является уникальной для России и может быть использована для составления оперативного прогноза «космической погоды».

В ходе работы спроектированы следующие бортовые системы МКА группировки:

- система управления бортовым комплексом, состоящая из универсальных малогабаритных контроллеров аппаратуры [3];
- магнитная и маховичная системы ориентации и стабилизации;
- система энергоснабжения, обеспечивающая длительное существование аппаратов на орбите;
- система радиосвязи, осуществляющая коммуникацию по двум каналам: с наземным комплексом управления, расположенным в МГТУ им. Н.Э. Баумана, и с другим МКА группировки.

Основные тактико-технические характеристики МКА приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные тактико-технические характеристики аппаратов

Наименование параметра	Значение параметра
Количество МКА в системе, шт.	2
Размерность каждого МКА	100×100×170 мм
Масса одного МКА, кг	до 2
Масса полезной нагрузки на каждом МКА, кг	до 0,9
Точность ориентации полезной нагрузки на Солнце, °	2
Ресурс МКА, лет	не менее 1
Объём научных данных, передаваемых на НКУ с КМА, не менее (среднемесячное значение), Мбайт/сутки	2,0
Размеры лопастей солнечного паруса, м	20×0,7

Для подтверждения реализуемости предложенной концепции построения группировки и определения проектных параметров (длина и время раскрытия лопастей солнечного паруса) проведены баллистические расчеты.

Список литературы

1. Melnikova V.G., Borovikov A.A., Koretskii M.I., Smirnova Y.L., Timakova E.D., Yu Z., Kuznetsov A.O., Frolov K.A., Tenenbaum S.M., Rachkin D.A., Kotsur O.S., Nerovny N.A., Mayorova V.I., Grigorjev A., Goncharov N. Nanosatellite aerobrake maneuvering device. arXiv:1708.07417 [astro-ph]. 2017.

2. Nerovny N.A., Mayorova V.I., Tenenbaum S.M., Rachkin D.A., Kotsur O.S., Koretskii M.Y., Smirnova I.L., Kuznetsov A.O., Grigorjev A.S., Popov A.S. BMSTU-Sail Space Experiment. Proceedings of the Fourth International Symposium on Solar Sailing 2017. Kyoto, Japan. 2017.

3. Корецкий М.Ю., Тененбаум С.М. Унифицированный малогабаритный контроллер аппаратуры для применения в узлах космических микроаппаратов. Труды XLI Академических чтений по космонавтике. М. Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства. 355–356. 2017.

СХЕМА РАЗМЕЩЕНИЯ ТЯГОВЫХ МОДУЛЕЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Васенин А. А.[1], Сиволобов И. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Ввиду увеличения емкости и мощности полезной нагрузки при разработке современных телекоммуникационных космических аппаратов (КА) на геостационарной орбите (ГСО) требуется их оснащение большим количеством антенн C-, Ku- и Ka-диапазонов с параболическими рефлекторами со смещенными излучателями. Данное обстоятельство накладывает ограничение на размещение тяговых модулей (ТМ) электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на корпусе КА в части недопущения попадания конуса распыла ионизированного рабочего тела в радиотехнические зоны антенн. Это приводит к невозможности размещения ТМ по схеме, использовавшейся на КА серии «Ямал».

Используемые в настоящее время на зарубежных КА схемы размещения двигателей [1,2] предполагают использование электрически действующих поворотных механизмов [3], обеспечивающих необходимые плечи векторов тяги ТМ относительно центра масс КА на протяжении всего срока активного существования (САС), либо обеспечивают управление кинетическим моментом КА с помощью жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и «световой разгрузки». Применение поворотных механизмов или отдельной жидкостной системы хранения и подачи (СхП) в КА малой размерности является крайне неоптимальным с точки зрения весового совершенства и стоимости разработки и изготовления КА.

В связи с этим предложена и рассмотрена в докладе модифицированная схема установки ТМ, не требующая применения механизмов и обеспечивающая поддержание КА в требуемой точке стояния на ГСО, а также управление кинетическим моментом КА [4].

Рассмотрены проблемные вопросы.

Список литературы

1. Anzel B. M., U.S.Patent #5, 443, 231, August 22, 1995.

2. Anzel B. M., U.S.Patent #5, 810, 295, September 22, 1998.

3. Goebel, D. M, Martinez-Lavin M., Bond T. A., King A. M. Performance of XIPS Electric Propulsion in On-orbit Station Keeping of the Boeing 702 Spacecraft, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA, Indianapolis, Indiana, 2002.

4. Платонов В. Н. Управление кинетическим моментом при проведении маневров КА «Ямал-100» с использованием электрореактивных двигателей: Сб. статей / Труды РКТ. Сер. XII. Вып. 1. Королев: РКК «Энергия», 2002. С. 92–97.

ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКАЯ РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В КАМЕРУ СГОРАНИЯ ЖРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТАЛЛОВ С ПАМЯТЬЮ ФОРМЫ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Кетов В. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В рамках исследований в течение первого полугодия была разработана конструкторская электронная модель топливного бака с вытеснителем, содержащим материалы с эффектом памяти формы. Общий вид конструкции приведен на рис. 1.

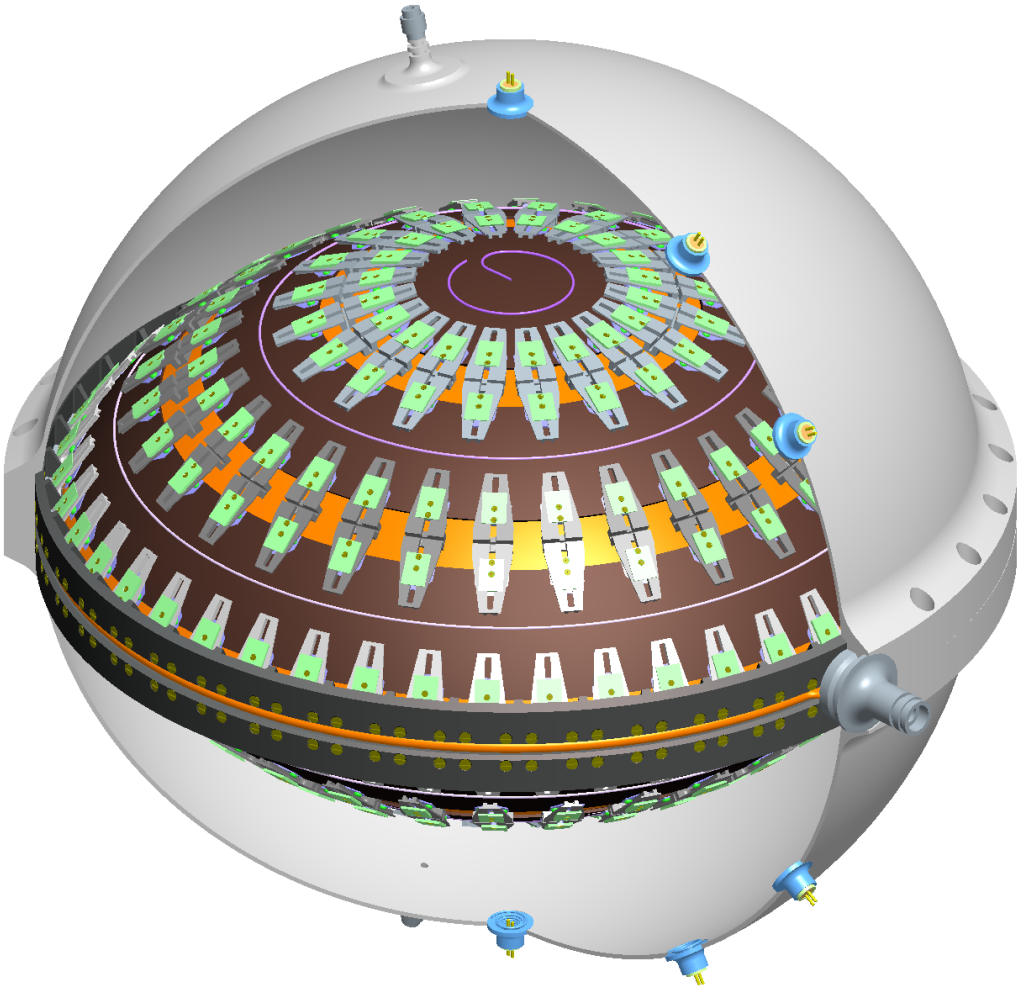


Рис. 1

За основу разрабатываемой конструкции был взят топливный бак с внутренним диаметром 600 мм двигательных установок существующих космических кораблей.

В рамках разработки электронной модели для выбранного типоразмера бака было определено оптимальное количество секций вытеснителя, при котором разрабатываемая конструкция могла бы существовать в двух крайних положениях: сферическом и плоском. Оптимальное количество секций составило 3 штуки.

В процессе разработки электронной модели были проработаны узлы вытеснителя, методы крепления секций вытеснителя между собой и к баку, а также модифицирована конструкция бака.

По результатам разработки электронной модели были определены основные характеристики бака с вытеснительной системой подачи топлива:

- внутренний объем бака: 115,4 л;
- рабочий объем бака: 101,4 л;

- рабочее давление: 22 атм;
- количество сегментов в вытеснителе: 3;
- мощность электронагревателей: 40 Вт;
- масса вытеснителя: 13,6 кг;
- масса бака с вытеснителем: 30,4 кг.

Разработан общий алгоритм способа подачи топлива из бака в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя космического аппарата.

Вытеснение топлива из сжимающей полости, образованной эластичной перегородкой бака, производится внешним механическим давлением P_n на поверхность эластичной перегородки, где $n = 1, 2, \ldots, N$ — количество подач топлива перед запусками и в процессе работы двигателя, до полного освобождения бака от топлива. Механическое давление $_n$ на эластичную оболочку формируется путем изменения формы вытеснителя, выполненного из набора n-х элементов из металлических сплавов с термомеханическим эффектом памяти форм и устойчивым механомартенситным состоянием сплавов, с заданными n-ми значениями температур T_n полного перехода мартенсита в аустенит. Для обеспечения дискретности подачи топлива выполняется условие

$$T_1 < T_2 < \ldots < T_N$$

При этом формирование вытеснительных форм для внешних давлений на эластичную перегородку производят путем последовательного нагрева элементов вытеснителя до T_n температур.

На рис. 1 представлен бак, содержащий два вытеснителя с трехсекционной диафрагмой. В общем случае число элементов с памятью формы может устанавливаться в зависимости от требований к дискретности подачи топлива в камеру сгорания двигателя.

Преимущества технического решения перед аналогами:

- баки высокого давления базовых блоков КК:

1) уменьшение массы вытеснительной системы подачи топлива на ≈ 11 кг (по результатам выполненной разработки без оптимизации элементов конструкции по массе);

2) увеличение живучести при воздействии негативных факторов за счет отсутствия баллонов с газом высокого давления, сохранения функциональности без потери топлива при разгерметизации бака;

- баки низкого давления:

1) разработанный бак функционирует при возникновении отрицательных или боковых инерционных сил;

2) уменьшение массы двигательной установки на $\approx 10\%$ при использовании разработанного бака (требует дополнительной оценки);

3) исключаются негативные динамические процессы, связанные с колебаниями топлива в баке;

4) разгерметизация бака не приводит к потере его функциональности и топлива.

Список литературы

1. Вяххи И.Э., Гончарук П.Д., Иванькин М.А., Лаврухин Г.Н., Мовчан А.А., Семёнов В.Н., Чевагин А.Ф. Технические решения для адаптивных авиационных конструкций с использованием сплавов с памятью формы. Учёные записки ЦАГИ. Т. XXXVIII, 2007. № 3-4, с. 158–168.

2. Конспект лекций по дисциплине «Новые материалы в металлургии» / Авт. Зборщик А.М. Донецк: ГВУЗ «ДонНТУ», 2008.

МЕТОДИКА УСТАНОВКИ ДЛИННОФОКУСНЫХ АНТЕНН БРК НА НА ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ СПУТНИКАХ

Киселев М. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Современные тенденции рынка орбитальных телекоммуникационных технологий требуют дальнейшей оптимизации конструкции геостационарных космических аппаратов (КА) по критериям сроков разработки и изготовления и ценовой эффективности.

С этой точки зрения представляется рациональным применение в составе бортового ретрансляционного комплекса (БРК) космического аппарата длиннофокусных антенн. Повышение коэффициента усиления антенны за счет большей величины фокусного расстояния позволяет снизить общую величину мощности электромагнитного излучения на срезе облучающего устройства антенны, что в свою очередь позволяет применять в составе бортового ретранслятора усилители мощности меньшего типоразмера. На уровне КА это означает снижение стоимости БРК, уменьшение общей потребной энерговооруженности КА, сокращение площади радиационных поверхностей.

Однако применение на КА, особенно небольшой размерности, антенн с большим фокусным расстоянием порождает ряд задач для конструкторов и проектантов:

- размещение антенн в транспортировочном положении (на этапах наземной подготовки КА и выведения на ракете-носителе);
- перевод рефлекторов антенн на орбите в рабочее положение с заданной точностью (требуется наличие механизма раскрытия рефлекторов, обеспечивающего погрешность при раскрытии не более 1 угловой минуты);
- для установки антенн на КА и отработки системы требуется специальная оснастка (в том числе высокоточная система для позиционирования рефлекторов относительно облучающих устройств);
- возможность реализовать на КА схему укладки и крепления рефлекторов, позволяющую разместить антенны с фокусным расстоянием, существенно большим чем длина корпуса КА (размеры корпуса КА XxYxZx, фокусное расстояние X м, диаметр рефлектора 2,4 м), а также исключить влияние температурных деформаций, возникающих в корпусе КА при штатной работе БРК, на взаимное положение элементов антенн.

Список литературы

1. Gerard Maral, Michel Bousquet Satellite communication systems. Toulouse.: Wiley, 2009. 713.

2. Крэсснер Г.Н., Михаелс Дж.В. Введение в системы космической связи. М.: Связь, 1967. 392 с.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ДОВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ БЛОКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПОВЫШЕННОЙ МАССЫ

Манахов А. В.[1], Сиволобов И. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Ввиду появления большого количества заказов на парные запуски космических аппаратов (КА) связи на геостационарную орбиту (ГСО) с массой блока космических аппаратов (БКА), превышающей возможности средств выведения для прямого выведения на ГСО, рассматривается возможность выведения на эллиптическую орбиту суточной кратности с обеспечением минимальной характеристической скорости, необходимой для довыведения КА на ГСО при помощи собственной двигательной установки КА [1,3].

Обеспечение выведения полезного груза большой массы происходит путем уменьшения заправки топлива в разгонный блок.

Основные критерии задачи:

• масса орбитального блока (ОБ), выводимого на опорную орбиту, не должна превышать максимально допустимую выводимую массу ракеты-носителя (РН) [3,4];

• с целью исключения повреждений электрорадиоизделий (ЭРИ) в составе приборно-агрегатного оборудования КА в процессе довыведения КА на ГСО, высота перигея орбиты выведения должна быть больше высоты внешнего радиационного пояса Земли [1];

• с целью поддержания постоянной радиосвязи во время довыведения КА на ГСО и обеспечения ежесуточного дрейфа по долготе для установки в рабочую точку по завершении довыведения, значение периода орбиты выведения должно находиться в окрестности значения звездных суток (86164 с) [2];

• с целью исключения пересечения с ГСО, параметры орбиты выведения должны удовлетворять следующим требованиям:

1) высота апогея орбиты выведения должна быть больше высоты ГСО ($H_{\text{ОВ}\alpha} > H_{\text{ГСО}}$);

2) высота перигея орбиты выведения должна быть меньше высоты ГСО ($H_{\text{ОВ}\pi} < H_{\text{ГСО}}$);

3) период орбиты выведения должен быть приблизительно равен периоду ГСО ($T_{\text{ОВ}} \approx T_{\text{ГСО}}$);

4) наклонение орбиты выведения оптимизируется таким образом, чтобы минимизировать затраты характеристической скорости на довыведение КА на ГСО;

• БКА выводится в апогей орбиты выведения;

• срок активного существования (САС) КА на орбите составляет не менее 15 лет.

В докладе рассмотрено выведение БКА повышенной массы на эллиптическую орбиту суточной кратности, проанализированы временные затраты и затраты топлива на довыведение с целью обеспечения заданного САС КА.

Список литературы

1. Константинов М. С, Каменков Е. Ф., Перелыгин Б. П., Безвербый В. К.; под ред. Мишина В. П. Механика космического полета: Учебник для вузов М.: Машиностроение, 1989. 408 с.

2. Под ред. Титова Г. С. Полет космических аппаратов. Примеры и задачи. М.: Машиностроение, 1980. 254 с.

3. Proton Launch System. Mission Planner's Guide. Revision 7, 2009. 395 с.

4. Land Launch User's Guide. Revision B, 2014. 154 с.

ЭКСПЕРИМЕНТ «РАДИОСКАФ» И УЧАСТИЕ В НЕМ ВЕДУЩИХ УНИВЕРСИТЕТОВ РОССИИ. СОЗДАНИЕ, ПОДГОТОВКА И ЗАПУСК В ПРОЦЕССЕ ВКД СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С БОРТА МКС

Толкачев А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Целью эксперимента является отработка технологии создания сверхмалых космических аппаратов (массой до 100 кг) различного целевого назначения, разработка научной аппаратуры для установки ее на этот космический аппарат, выведение аппарата в процессе внекорабельной деятельности (ВКД) с Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС), и последующая летная отработка аппаратуры малого космического аппарата (МКА) в условиях автономного полета на орбите на высоте около 400 км и ниже. Также получение фотоизображений земной поверхности и данных с научных приборов, установленных на спутнике.

Эксперимент начал свою историю в 2006 году, когда встала задача выяснить поведение ряда научной аппаратуры в открытом космосе. В качестве корпуса аппаратуры было решено задействовать имевшийся на борту МКС скафандр «Орлан» (рис. 1), отслуживший свой срок, чтобы он еще раз послужил науке. Так зародилось название эксперимента — «РадиоСкаф» (Радио Скафандр). На земле созданы компоновочные элементы, которые после согласования и отработки отправлены на грузовом корабле на МКС.

2 февраля 2006 года скафандр с научной аппаратурой запущен с борта РС МКС экипажем МКС-12 в процессе ВКД № 14 путем отталкивания.

В последующем автономном полете проводилась экспериментальная отработка аппаратуры, прием служебной и целевой информации наземными пунктами радиолюбительской связи всего мира. В сентябре 2006 года спутник прекратил свое существование.

Спустя 5 лет, в 2011 году, была создана вторая модификация эксперимента (рис. 2). Возможности установки научной аппаратуры в скафандр не было, поэтому был разработан собственный корпус, представляющий из себя «ящик» ($50 \times 50 \times 30$ см). Проект был одобрен Российской Академией Наук и утвержден «ЮНЕСКО» как международный, который стал называться «UNESCO-SAT 1». Создание и запуск были посвящены 50-летию полета первого человека в космос и поэтому он получил русское название «Кедр», как позывной Ю. А. Гагарина.

Рис. 1. РадиоСкаф

Рис. 2. Кедр

3 августа 2011 года запуск с борта РС МКС осуществил экипаж МКС-27 в процессе ВКД № 29. Радиолюбители всего мира принимали голосовые сообщения спутника: 25 различных приветствий от молодежи на 15 языках, переговоры Юрия Алексеевича Гагарина и Сергея Павловича Королева во время полета, речь Константина Эдуардовича Циолковского от 1 мая 1935 года. Также передавались цифровые изображения с четырех камер, служебная и научная телеметрия спутника. Спутник прекратил передавать сигналы 4 января 2012 года.

Эксперимент начал набирать обороты. Студенты Юго-Западного Государственного Университета г. Курск предложили свою помощь в создании очередного этапа «РадиоСкафа». Габариты спутника были минимизированы и космический аппарат перешел в категорию «нано», представляя собой «кубик» со стороной 10 см и получил название «Часки» (рис. 3). В состав аппаратуры наноспутника входило шесть панелей солнечных батарей по трем плоскостям, антенно-фидерное устройство (АФУ-1) антенно-ленточного типа на 430 МГц / 70 см, две видеокамеры для видимого и инфракрасного наблюдения, блоки радиопередающей и приемной системы связи, блок обработки и формирования сигналов, блок формирования изображений, аккумуляторная батарея и блок управления включением аппаратуры. Запуск с борта был произведен 18 августа 2014 года экипажем МКС-40 в процессе ВКД № 39.

Задачей эксперимента являлось получение служебной и целевой информации от «Часки» во время автономного полета. Результатами эксперимента являются цифровые фотоизображения районов земной поверхности и данные телеметрии, полученные от спутника наземными приемными пунктами связи.

15 января 2015 года спутник закончил свою работу. Результаты эксперимента могли получать все наземные радиолюбительские пункты связи на частоте 437,025 МГц, находящиеся в зоне радиовидимости.

Сегодня проходят четвертый и пятый этапы эксперимента. В честь юбилея Национального исследовательского Томского политехнического университета, 120 лет, с помощью передовых технологий был создан наноспутник «Томск-ТПУ 120» (рис. 4). Корпус спутника представляет собой удлиненную базу предыдущего этапа: три «кубика» в ряд (3U). За счет этого аппаратура получила большой энергетический потенциал, так как на корпусе установлено 24 солнечные батареи. Некоторые элементы несущей конструкции были созданы с помощью 3D принтера в лаборатории Томского Университета, что стало большим прорывом в создании такого рода приборов. Спутник был запущен 17 августа во время ВКД №43 и находится в автономном полете. Радиолюбители всего мира принимают голосовые приветствия спутника (10 различных приветствий от студентов России).

Рис. 3. Часки

Рис. 4. Томск-ТПУ 120

Одновременно были запущены еще два наноспутника серии «Танюша-ЮЗГУ». Данные аппараты были созданы в честь 60-летия космической эры и 160-летия со дня рождения основоположника космонавтики Константина Эдуардовича Циолковского и сейчас транслируют голосовые приветствия на четырех языках. Особенность проведения пятого этапа эксперимента заключается в создании автономной самоорганизации аппаратов, что позволяет оценить возможность включения в группировку большого числа спутников для распределенного приема радиосигнала в любой точке Земли. Создание группировки позволит постоянно и оперативно получать информацию из космоса для решения ряда проблем, например, следить за образованием и изменениями движения природных катаклизмов.

КОМПЛЕКСНАЯ МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ ДЛЯ АППАРАТУРЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Калганов А. А.[1], Шелков Е. А.[1]
[1]АО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург, Российская Федерация

В настоящее время всё актуальнее становится проблема обеспечения функционирования бортовой аппаратуры систем управления ракет-носителей (БАСУ РН) в условиях постоянного увеличения рассеиваемых тепловых мощностей. Перегрев приводит к увеличению числа отказов БАСУ и, следовательно, к снижению надёжности, что недопустимо в данной сфере применения, т. к. в случае отказа СУ в основном режиме работы РН высокой стоимости становятся неремонтопригодными и не выполняют возложенные задачи.

С целью предотвращения перегревов аппаратуры необходимо в максимально сжатые сроки закладывать те или иные конструкторские решения, позволяющие снизить конечную температуру ЭРИ, входящих в состав БАСУ.

Характер протекания тепловых процессов в БАСУ сложнопредсказуем ввиду специфичности ряда конструкций, вызванной оригинальностью принимаемых конструкторских решений при компоновке отдельных приборов.

Самым эффективным и быстрым методом оценки тепловых режимов БАСУ является проведение экспериментов с приборами с целью выявления реального температурного поля, установившегося на момент окончания того или иного эксплуатационного режима, но в силу высокой стоимости экспериментов, длительности подготовки экспериментальной и технологической базы и ограниченности времени конструкторской разработки проведение экспериментальной отработки затруднено.

Тепловой режим приборов БАСУ также можно оценить методом конечных элементов без длительных затрат времени с рядом отклонений и допущений в силу ограниченности вычислительных мощностей. В связи с тем, что грубая аналитическая оценка теплового режима даёт погрешность оценки температурного поля от 30% до 50%, от эмпирической оценки температурного поля отказаться невозможно.

Данные обстоятельства послужили мотивацией для разработки эффективной методики моделирования тепловых процессов в аппаратуре систем управления, позволяющей с достаточной степенью точности оценить температурное поле, возникающее в ходе работы прибора, при использовании ограниченной по мощности вычислительной аппаратуры.

В рамках работы рассматриваются приборы БАСУ, выполнение в перспективном конструктиве «Малахит-7» (бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС) для РН «СОЮЗ-Восточный»). Конструктив разработан и запатентован АО «НПО автоматики им. академика Н. А. Семихатова» (АО НПОА).

Предметом исследования определены теплообменные процессы в приборах БАСУ.

Цель работы состояла в разработке эффективной методики моделирования тепловых процессов в аппаратуре систем управления.

Научная новизна заключается в разработке эффективной методики аналитической оценки теплообменных процессов в БАСУ, применимой с достаточной степенью точности результатов моделирования в условиях нехватки вычислительных мощностей современного компьютерного оборудования. Методика основана на двухступенчатом математическом моделировании тепловых процессов:

- приближенное моделирование на уровне прибора с применением программного комплекса «ANSYS» для получения средней температуры каждой печатной платы, входящей в состав прибора (граничные и начальные условия идентичны и приняты в соответствии с ТЗ головной организации);
- подробное моделирование на уровне отдельно взятой печатной платы с применением программного комплекса «АСОНИКА-ТМ»для получения средней температуры каждого ЭРИ, установленного на плате (граничные и начальные условия идентичны и приняты по результатам приближенного моделирования прибора).

Достоверность результатов обеспечена:

- опорой методики на строго доказанный метод конечных элементов;
- сопоставлением результатов экспериментов и результатов аналитической оценки;
- своевременной метрологической аттестацией испытательного оборудования.

Практическая значимость методики обусловлена её применимостью для аналитической оценки теплообменных процессов в перспективных проектах АО НПОА.

Для достижения поставленной цели решён ряд строго последовательных задач:

- моделирование тепловых процессов БЦВС в программном комплексе «ANSYS» с целью вычисления средних температур каждой печатной платы, входящей в состав БЦВС;
- моделирование тепловых процессов каждой печатной платы, входящей в состав БЦВС, в программном комплексе «АСОНИКА-ТМ» с целью вычисления температур каждого из ЭРИ, входящего в состав платы;
- проведение эксперимента по оценке теплового режима реального БЦВС;
- сравнение расчётных и эмпирических значений;
- выявление и упорядочивание последовательности действий, позволяющих смоделировать реальный тепловой процесс с минимальной погрешностью, с дальнейшим оформлением в виде методики.

Сопоставление результатов расчётов с результатами эксперимента показывает, что отклонение значений температуры, полученных в результате расчёта, от значений температуры, полученных в ходе эксперимента, составляет не более 6,4%.

Положительный технико-экономический эффект от внедрения методики на предприятии обеспечивается за счёт исключения трудовых и материальных затрат на проведение испытаний тепловых макетов аппаратуры.

Список литературы

1. В.Ф. Дремин. Защита аппаратуры от внешних воздействующих факторов: учеб. пособие. Екатеринбург: УрФУ, 2011. 176 с.

2. В.Г. Фокин. Метод конечных элементов в механике деформируемого твёрдого тела: Учеб. пособие. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 131 с.

3. В.А. Бруяка. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: Учеб. пособие. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. 271 с.

4. Л.А. Коздоба. Методы решения нелинейных задач тепловпроводности: учеб. пособие. М: Наука, 1975. 226 с.

5. В.С. Жуковский. Основы теории теплопередачи: учеб. пособие Л: Энергия, 1969. 224 с.

6. Б.Н. Юдаев. Техническая термодинамика, теплопередача: учеб. пособие. М: Высш. шк., 1988. 479 с.

7. Л.М. Розенфельд. Примеры и расчёты холодильных машин и апппаратов: учеб. пособие. М: государственное издательство торговой литературы, 1960. 236 с.

8. Справочник радиолюбителя под ред. к.т.н. В.В. Мельникова. Свердловск: Свердловское книжное издательство, 1980. 833 с.

9. А.В. Чигарев. ANSYS для инженеров: учеб. пособие. М: Машиностроение, 2004. 513 с.

10. ANSYS verification manual — ANSYS, inc.: Southpoint 275 Technology Drive Canonsburs, PA, 2004. 660 p.

11. ANSYS CFX, Release 10.0: Installation and Overview — ANSYS, inc.: Southpoint 275 Technology Drive Canonsburs, PA, 2005. 2602 p.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И СОЗДАНИЕ МОДЕЛИ РАКЕТОПЛАНА

Миксонов А. С.[1], Дикова Ф. А.[1]
[1]ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа

Целью данной работы являлось проектирование и создание ракеты для подъема полезной нагрузки — «спутника» на максимальную высоту с последующим управляемым возвращением на землю для участия чемпионате молодёжного космического образовательного проекта «CanSat в России» (организаторы — МГУ имени М. В. Ломоносова совместно с Госкорпорацией Роскосмос).

Первым этапом проектирования являлось обоснование выбора схемы ракеты, формирование облика и определение дополнительных задач. Для создания управляемого ракетоплана решались вопросы выбора профиля крыла, его геометрии, расположении полезной нагрузки, силовой установки и электроники, обеспечения правильной центровки модели с сохранением ее после отделения полезной нагрузки. Определены обязательные регистрируемые параметры, системы, обеспечивающие посадку и спасение ракетоплана.

Вторым этапом создания ракеты являлась конструктивная проработка всех элементов, определение состава бортовой системы, используемого двигателя, выбор конкретной технологии изготовления модели.

В качестве двигателя был предложен твердотельный ракетомодельный двигатель. После отработки двигателя и сброса полезной нагрузки центровка модели совпадет с точкой подъемной силы крыла и центром тяжести ракеты, что упрощает управление моделью.

Массово габаритные характеристики рассчитаны в конструкторской программе САПР исходя из плотности материала и его прочности, а также данных, указанных в техническом задании. Результаты продувок получены с использованием программы SolidWorks с добавлением Flow Simulation, исходными данными являлась скорость потока, его направление, плотность воздуха. Баллистический расчет траектории рассчитан, основываясь на данных, полученных после продувок модели в виртуальной аэродинамической трубе.

Корпус модели ракеты изготавливался путем вакуумной формовки. Внутри обшивки предусмотрены размещение бортовой системы, технологические ребра жесткости, силовые элементы для установки двигателя и полезной нагрузки.

Реализация конкретной модели, запуск и испытания подтвердили правильность заложенных принципов, поставленные задачи были выполнены. На российском чемпионате «Воздушно-инженерная школа (Cansat в России)» 2017 года команда с моделью ракеты заняла третье место в лиге ГИРД 2 (конструирование ракет-носителей).

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ВНЕШНЕСИСТЕМНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ КА МНОГОСПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ПЕРСОНАЛЬНОЙ СВЯЗИ

Лазарева О. Н.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Рост потребностей услуг многоспутниковых систем персональной связи (МСПС), главным образом, связан с развитием новых IT-технологий (M2M, «Интернет вещей» и т. д.) и с необходимостью обеспечения связью абонентов в глобальном масштабе. В России пока не созданы конкурентоспособные системы персональной спутниковой связи.

Базовым элементом любой системы спутниковой связи является космический аппарат (КА), в котором полезная нагрузка (ПН) определяет эффективность решения целевой задачи. Поэтому задача проектирования ПН для КА МСПС является актуальной.

Проектирование ПН должно базироваться на методах системного подхода, учитывающего особенности ретрансляторов КА МСПС — как элемента сложной многоуровневой иерархической радиотехнической системы. Проектирование таких систем сводится к решению задачи структурно-параметрической оптимизации, для решения которой требуется обеспечить определение функционала вида [1]:

$$J^0(\vec{v}_0) = \max J\left(\vec{V}, \vec{S}, \vec{W}, \vec{R}\right), \tag{1}$$

$$\vec{V} \in \vec{v}_{\text{доп}}, \quad W_i \geq W_{i\text{тр}} \cup W_j \leq W_{j\text{тр}}, \tag{2}$$

где $J\left(\vec{V}, \vec{W}, \vec{S}\right)$ — обобщенный показатель качества функционирования ПН КА при решении целевой задачи;

$\vec{S}$ — вектор внутрисистемных параметров, определяющий структуру ПН КА;

$\vec{V}$ — вектор внутрисистемных параметров ПН КА;

$\vec{W}$ — вектор внешнесистемных параметров ПН КА;

$\vec{R}$ — вектор, определяющий условия функционирования ПН КА;

$\vec{v}_0$ — вектор оптимальных внешнесистемных параметров ПН КА;

$\vec{v}_{\text{доп}}$ — вектор допустимых внутрисистемных параметров ПН КА;

W_i и W_j — текущие внешнесистемные параметры ПН КА;

$W_{i\text{тр}}$ и $W_{j\text{тр}}$ — требуемые по ТЗ значения внешнесистемных параметров ПН КА.

В данном ситуации, при решении оптимизационной задачи в качестве обобщенного показателя качества функционирования ПН можно принять пропускную способность ретранслятора абонентского ствола. При решении задачи структурно-параметрической оптимизации сложной радиотехнической системы целесообразно провести декомпозицию на структурную и на параметрическую оптимизацию.

Задача структурной оптимизации решается методом перебора конечного числа возможных вариантов построения ПН. Синтез возможных вариантов построения ПН базируется на применении методов схемотехники и цифровой обработки сигналов. Применительно к рассматриваемой ситуации синтез возможных вариантов построения ПН КА МСПСС производился из условия, что для управления связью в регионе применяется аппаратура управления, установленная на борту КА. В состав такой ПН должны входить пять основных элементов (рис. 1).

Для решения задачи параметрической оптимизации необходимо для каждого из возможных вариантов структур построения ПН разработать математическую модель функционирования, учитывающую взаимосвязь всех входящих в функционал векторов и принятых ограничений и допущений.

При разработке математических моделей функционирования ПН, в основном, применяются аналитические зависимости между соответствующими параметрами, но для определения отдельных параметров необходимо использовать методы экспертного анализа.

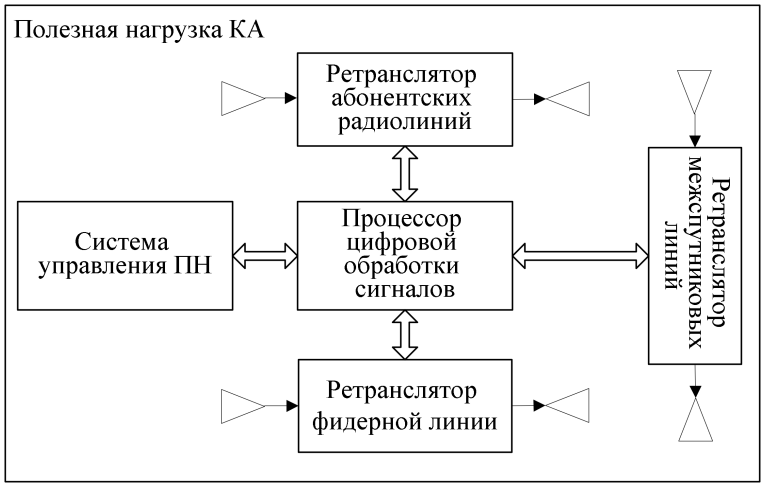


Рис. 1. Вариант построения ПН КА

При разработке математических моделей применялись, в основном, известные аналитические зависимости теорий: распространения радиоволн, энергетического расчета радиолиний спутниковой связи, передачи информации и оценки помехоустойчивости [2,3].

Применительно к рассматриваемой ситуации задача оптимизации сводится к решению задачи многовекторной параметрической оптимизации. При этом оптимизируемый функционал не имеет четкого экстремума. Поэтому для решения такой задачи был выбран метод направленного поиска экстремума [1].

Список литературы

1. Пашкеев С.Д., Минязов Р.И., Могилевский В.Д. Машинные методы оптимизации в технике связи. М., «Связь», 1976. 272 с.

2. В.А. Бартнев, Г.В. Болотов, В.Л. Быков и др. Спутниковая связь и вещание: Справочник. 3-е изд., под ред. Л.Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1997. 528 с.

3. Б.Скляр. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. 2-е издание: Пер. с англ. М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ПРОВЕРОК ТОЧНОСТИ НАВЕДЕНИЯ И СУТОЧНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ НАВЕДЕНИЯ ПАРАБОЛИЧЕСКИХ АНТЕНН СО СМЕЩЕННЫМ ИЗЛУЧАТЕЛЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СВЯЗИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Манахова Д. Ю.[1], Сиволобов И. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Ввиду развития направления телекоммуникационных спутников связи на геостационарной орбите (ГСО) постоянно повышаются требования к точности наведения антенн полезной нагрузки. В целях подтверждения правильности технических решений, заложенных при разработке и изготовлении космического аппарата (КА) связи на ГСО, обеспечивающих высокую точность наведения, необходимо проведение дополнительных испытаний в полете по расширенным программам и методикам испытаний.

Одним из основных источников погрешности наведения крупногабаритных раскрываемых на орбите конструкций являются тепловые деформации, возникающие вследствие знакопеременных тепловых нагрузок на конструкцию в целом, а также из-за неравномерности разогрева / охлаждения элементов конструкции. В частности, параболические антенны со смещенным излучателем подвергаются знакопеременным тепловым нагрузкам во время полета по ГСО. Неравномерность прогрева элементов конструкции возникает вследствие особенностей схемы термостатирования. Погрешности, вызванные данными видами нагрузок, рассчитываются при проведении связанного расчета на прочность на основании исходных данных в виде полей распределения температур по элементам конструкции КА. Для подтверждения правильности принятых технических решений и верификации проведенных расчетов необходимо расширение программы летных испытаний в части определения и учета погрешностей наведения антенн бортового ретрансляционного комплекса (БРК).

На примере перспективного КА связи на ГСО рассмотрена методика определения и учета погрешностей наведения антенн БРК, описана программа проведения измерений витковых (суточных) изменений параметров диаграммы направленности (ДН) антенн БРК C-диапазона и антенн БРК Ku-диапазона с целью определения периодических колебаний конструкции КА. В рамках разработки методики было выполнено моделирование в программном пакете STK, в результате которого определены контрольные направления ДН для измерений величины C/N_0, определена программа разворотов КА для выполнения измерений. По результатам моделирования, предложен порядок обработки измеренных параметров для определения и учета погрешности наведения в течение суток (определение суточной стабильности).

Тест, проведение которого предусмотрено по разработанной методике, включен в состав программы полета перспективного КА связи на ГСО.

Список литературы

1. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. Изд. 2-е, испр.: Пер. с англ. М.: Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.

2. Калиткин Н. Н. Численные методы: учеб. пособие. Изд. 2-е, испр. СПб.: БХВ-Петербург, 2011. 592 с.

3. STK Fundamentals. Version 9, 2010. 754 с.

МОДЕЛЬ ИЗОБРАЖЕНИЙ ФОРМИРУЕМЫХ В АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМАХ РАДИОВИДЕНИЯ

Кадочников А. П.[1], Гудаев Р. А.[1]
[1]Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

В настоящее время существует тенденция представления изображений различной природы, в том числе и изображения полученные автоматизированными системами радиовидения (АСР), в виде случайных полей. Выбор математической модели в виде случайного поля, отражающей свойства изображений, является необходимым этапом при разработке алгоритмов восстановления изображений в АСР [1]. С одной стороны выбираемая модель должна быть достаточно простой, чтобы обеспечить возможность технической реализации устройства обработки, с другой — математическая модель должна как можно полнее отражать свойства изображений, чтобы обеспечить высокое качество обработки.

Следует отметить, что восстановление изображений на основе принимаемого траекторного сигнала [2] является задачей в математическом смысле некорректной [3], т. е. бесконечно малым приращениям входного воздействия (траекторного сигнала) могут соответствовать бесконечно большие приращения результата восстановления. При этом возникает необходимость регуляризации решения — существенного уменьшения разброса решений относительно истинного значения.

В [4] предложен метод оптимального восстановления случайных полей применительно к задачам формирования изображений в АСР, основанный на байесовском подходе, где в качестве регуляризирующей функции используется априорная корреляционная функция модели формируемого изображения.

Таким образом, задача выбора и обоснования адекватности математической модели изображения в виде случайного поля с требуемыми вероятностными характеристиками является обязательной составляющей процедуры разработки алгоритмов восстановления изображений в АСР.

Исходя из физических соображений плоское изображение можно представить в виде поля значений яркости. Такое поле можно задать функцией трех переменных $u(t, x, y)$, где t — время; x, y — пространственные координаты. Значения функции u определяют меняющуюся во времени яркость изображения в каждой точке пространства.

Для описания математической модели изображения $u(t, x, y)$ целесообразно воспользоваться аппаратом стохастических дифференциальных уравнений в частных производных, который непосредственно указывает способ генерации реализаций поля, а также позволяет производить анализ вероятностных характеристик получаемых моделей. Исходя из этого, целесообразно ограничиться хорошо изученными уравнениями в частных производных математической физики. Известно, что к основным уравнениям математической физики относятся три типа линейных дифференциальных уравнений в частных производных второго порядка: гиперболические, параболические, эллиптические.

Исходя из физических соображений, будем полагать, что за время работы АСР формируемое изображение будет статическим, так как время синтезирования не превышает десятка секунд, т. е. для изображений зависимость функции u от времени t будет отсутствовать.

Для описания моделей двумерных случайных полей предлагается использовать дифференциальные уравнения в частных производных гиперболического типа. Рассмотрим, как один из вариантов этих моделей, краевую задачу вида

$$\frac{\partial^2 u(y,x)}{\partial y \partial x} + a\frac{\partial u(y,x)}{\partial y} + b\frac{\partial u(y,x)}{\partial x} + ab \cdot u(y,x) = n_u(y,x), \qquad (1)$$

где $a > 0$, $b > 0$, $u(0, x) = g_1$, $u(y, 0) = g_2$.

Здесь $n_u(y,x)$ — белое гауссовское шумовое поле с известными характеристиками

$$M\{n_u(y,x)\} = 0, \tag{2}$$

$$M\{n_u(y_1,x_1)n_u(y_2,x_2)\} = \frac{N_u}{2}\delta(y_2-y_1)\delta(x_2-x_1), \tag{3}$$

где $g_1, g_2 = const$.

Для решения уравнения (1) воспользуемся методом замены переменных. В результате решение краевой задачи (1) будет иметь вид

$$u(y,x) = g_2 e^{-ax} + g_1 e^{-by}\left(1-e^{-ax}\right) + e^{-ax}e^{-by}\int\limits_0^x\int\limits_0^y e^{ax'}e^{by'}n_u(y',x')dy'dx'. \tag{4}$$

Поскольку входное воздействие $n_u(y,x)$ является гауссовым, а уравнение (2.17) — линейным, то и поле $u(y,x)$ также будет гауссовым. Следовательно, исчерпывающими статистическими характеристиками $u(y,x)$ являются математическое ожидание и корреляционная функция.

С учетом (2), (4) определим математическое ожидание поля $u(y,x)$:

$$m(y,x) = M\{u(y,x)\} = g_2 e^{-ax} + g_1 e^{-by}\left(1-e^{-ax}\right). \tag{5}$$

Тогда корреляционная функция модели изображения будет определяться как

$$R_u(y_1,x_1,y_2,x_2) = M\{(u(y_1,x_1)-m(y_1,x_1))(u(y_2,x_2)-m(y_2,x_2))\}. \tag{6}$$

Подставив (4) в (6) и выполнив операцию усреднения, получим

$$R_u(y_1,x_1,y_2,x_2) = \frac{N_u}{8ab}\left(\exp\left[-b|y_1-y_2|\right]-\exp\left[-b|y_1+y_2|\right]\right)\times$$
$$\times\left(\exp\left[-a|x_1-x_2|\right]-\exp\left[-a|x_1+x_2|\right]\right) = R_x(x_1,x_2)R_y(y_1,y_2) \tag{7}$$

Из (7) видно, что корреляционная функция $R_u(y_1,x_1,y_2,x_2)$ факторизуется и может быть представлена в виде произведения двух корреляционных функций по различным координатам, т. е. для данной модели значения поля по координатам x и y независимы. Кроме того, выражение (7) свидетельствует о наличии причинных связей между значениями поля по обеим координатам, так как корреляционная функция убывает с увеличением расстояния между значениями поля по каждой координате. Таким образом, гиперболическое уравнение относится к классу каузальных моделей.

Понятие каузальности изображения тесно связано с его типом. Так для каузальных изображений наличие причинно-следственных связей во всех направлениях обеспечивает однородность всего изображения, т. е. отсутствие особенностей в каком-либо направлении.

К таким изображениям можно отнести, например, изображения лесного массива, морской поверхности и др.

Список литературы

1. Кондратенков Г.С., Фролов А.Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.

2. Фалькович С.Е., Пономарев В.И., Шкварко Ю. В. Оптимальный прием пространственно-временных сигналов в радиоканалах с рассеянием. М.: Радио и связь, 1989. 296 с.

3. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. Учебное пособие для вузов. Изд. 3-е, исправленное. М.: Наука, 1986. 288 с.

4. Коренной А.В., Лепешкин С.А. Оптимальное восстановление изображений в радиолокационных системах мониторинга земной поверхности // Радиотехника. 2010. № 11. С. 6–9.

5. Кадочников А.П., Лепешкин С.А., Пророк В.Я. Модели радиолокационных изображений на основе дифференциальных уравнений в частных производных [Электронный ресурс]. М.: Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]. 2016. № 4. Режим доступа: http://jre.cplire.ru/jre/apr16/9/text.pdf.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ СВЯЗИ И РАДИОМОНИТОРИНГА ЗА СЧЕТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Кузовников А. В.[1], Головков В. В.[1]
[1]Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», г. Железногорск Красноярского края, Россия

Интенсивное развитие глобальной информатизации общества послужило толчком к проведению исследований в области цифровой обработки сигналов. Основной задачей цифровой обработки является повышение пропускной способности и достоверности передаваемой информации для обеспечения качественными услугами связи большего количества потребителей.

Для предоставления телекоммуникационных услуг на территории РФ, особенно в труднодоступных и северных регионах, наиболее эффективным является использование спутниковых систем связи.

При выполнении работ по созданию космических систем связи и радиомониторинга разработаны методы повышения их эффективности. Научная новизна предлагаемых методов цифровой обработки сводится к следующему:

• предложен и защищен патентом РФ метод цифровой фильтрации случайных сигналов, основанный на одновременном использовании алгоритмов адаптивной, полиномиальной и пакетной вейвлет фильтрации и позволяющий повысить отношение сигнал/шум обработанного сигнала на 5–9 дБ [1].

• разработан и защищен тремя патентами РФ метод комплексной обработки случайных низкоэнергетических сигналов, основанный на поэтапной обработке, включающей фрактальный, вейвлет анализ и анализ в нейронных сетях и позволяющий выполнять автоматическое обнаружение и классификацию сигналов [2–4];

• разработан и защищен двумя патентами РФ метод предотвращения несанкционированного доступа (НСД), основанный на комплексной обработке входного сигнала для согласованной фильтрации и определения местоположения «паразитных» сигналов, а также предложено устройство для реализации данного метода [5,6];

• разработан и защищен двумя патентами РФ метод формирования помехозащищенных сигналов, основанный на использовании различных типов негармонических вейвлет-функций в качестве модулирующих, который позволяет повысить помехозащищенность систем передачи данных на 25–40 дБ [7,8];

• разработан и защищен патентом РФ метод определения радиотехнических характеристик крупногабаритных антенн для космических аппаратов без их непосредственных измерений [9].

Предложено практическое использование разработанных методов цифровой обработки для повышения эффективности спутниковых систем различного назначения. Так, например, внедрение разработанных методов повышения энергетических характеристик в радиолиниях позволяет увеличить пропускную способность спутниковых систем связи в 2 раза, помехозащищенность в 100–1000 раз. Достижение заявленных характеристик возможно при размещении на борту космического аппарата (КА) цифровой платформы, позволяющей выполнять полную регенерацию и фильтрацию сигналов от шумов. Применение цифровых платформ заложено в перспективных системах спутниковой связи. В частности, данные наработки использовались при создании многофункциональной системы персональной спутниковой связи (МСПСС) нового поколения «Гонец-М1» (Федеральная космическая программа России (ФКП) на 2006–2015, Государственный контракт №307-8514/12 от 12.09.2012г.), которая состоит из 24 КА, равномерно распределенных в четырех орбитальных плоскостях на высоте 1500 км.

Внедрение разработанных методов помехозащиты будет реализовано в рамках выполнения опытно-конструкторской работы (ОКР) по созданию высокоорбитальной системы спутниковой конфиденциальной мобильной связи (СКМС, ФКП 2006–2015, государ-

ственный контракт №307-5025/12 от 18.09.2012г.) В материалах ЭП предложено создание двух орбитальной системы ССКМС на геостационарной (ГСО) и высокоэллиптической (ВЭО) орбитах для обеспечения покрытия всей территории РФ, включая арктические регионы.

Разработанные методы оценки радиотехнических характеристик крупногабаритных антенн, а также методы оценки эффективности космических систем обеспечивающих пространственно-энергетическую доступность несанкционированных источников радиоизлучения позволяют улучшить энергетические характеристики для повышения зоны обслуживания и номенклатуры обнаруживаемых низкоэнергетических сигналов.

Полученные результаты позволяют существенно повысить обороноспособность и имеют большое значение для развития информатизации народного хозяйства, особенно в труднодоступных и арктических регионах Российской Федерации.

Список литературы

1. Способ цифровой фильтрации сигналов // Патент России № 2395158. 20.07.2010. Бюл. № 20. / Кузовников А.В., Сомов В.Г.;

2. Способ определения структуры и демодуляции сигнала с неизвестной структурой // Патент России № 22386165. 27.12.2009. Бюл. № 36. / Кузовников А.В., Анжина В.А. [и др.];

3. Способ оценки параметров и демодуляции случайных сигналов // Патент России № 2485526. 10.02.2013. Бюл. № 17. / Семкин П.В., Кузовников А.В., Сомов В.Г.;

4. Способ обнаружения случайных низкоэнергетических сигналов // Патент России № 2511598. 10.04.2014. Бюл. № 10. / Кузовников А.В., Семкин П.В.

5. Способ предотвращения несанкционированного доступа в спутниковых системах связи и устройство для его осуществления // Патент России № 2419252. 20.05.2011. Бюл. № 24. / Кузовников А.В., Кухтин В.К. [и др.];

6. Способ борьбы с источниками несанкционированных радиосигналов // Патент России № 2530251. 10.10.2014. Бюл. № 28. / Алексеев Р.А., Кузовников А.В.;

7. Способ формирования помехоустойчивых сигналов // Патент России № 2412551. 20.02.2011. Бюл. № 5. / Анжина В.А., Кузовников А.В. [и др.];

8. Способ организации помехоустойчивой связи // Патент России № 2599578. 10.02.2016. Бюл. № 4. / Кузовников А.В., Черноусов А.В.;

9. Способ определения радиотехнических характеристик крупногабаритных антенн для космических аппаратов без их непосредственных измерений // Патент России № 2541206. 20.09.2014. Бюл. № 4. / Кузовников А.В., Сомов В.Г.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ПЛАНЕТОХОДАМИ

Феофанов А. С.[1]
[1]МАИ, г. Москва, Россия

В настоящее время происходит активное исследование планет Солнечной системы космическими аппаратами. В некоторых случаях в состав космического аппарата может входить планетоход, который позволяют значительно расширить контактную зону исследования изучаемого небесного тела.

Планетоходы могут иметь различные тактико-технические характеристики в зависимости от поставленных целей и задач экспедиции, а также от различных ограничений. Однако все функционирующие и разрабатываемые планетоходы проектируются различными методами и способами, которые основаны лишь на статистических данных, которые, в свою очередь, достаточно неточные из-за малого количества функционирующих планетоходов (табл. 1). Это связано с тем, что планетоходная тематика недостаточно развита и изучена, не хватает опыта разработок и статистических данных, которые могли бы упростить процесс проектирования таких систем.

Таблица 1. Основные тактико-технические характеристики аппаратов

Название аппарата	Дата запуска	Масса, кг	Масса ПН, кг [3]	Относительная масса ПН, %	Тип СЭС	Объект исследования	Колесная формула
Луноход-1	10.11.1970	756	105	13,9	СБ 180 Вт (Si)	Луна	8×8
Луноход-2	08.01.1973	836	120	14,4	СБ 180 Вт (Si)	Луна	8×8
Rocky 7	01.06.1996	16	∼2,5	15,6	СБ 50 Вт	Марс	6×6
Sojourner	04.07.1997	10,6	1	9,4	СБ 15 Вт (GaAs/Ge)	Марс	6×6
Spirit	10.06.2003	185	7	3,8	СБ 140 Вт (GaAs/Ge)	Марс	6×6
Opportunity	08.07.2003	185	7	3,8	СБ 140 Вт (GaAs/Ge)	Марс	6×6
Curiosity	06.08.2012	899	80	8,9	РИТЭГ 125 Вт	Марс	6×6
Yutu	01.12.2013	140	20	14,3	СБ 180 Вт	Луна	6×6
Средняя величина				10,5			

Однако данная таблица отражает лишь проектные параметры и характеристики планетоходов без учета ПА. Для того чтобы понять зависимость масс и проектных параметров ПА и планетохода, проведем дополнительный анализ. В табл. 2 приведены статистические характеристики массы планетоходов и ПА.

Изучая данные, приведенные в табл. 2, невозможно сделать определенный вывод зависимости массы планетохода от массы ПА, так как масса планетохода во многом зависит от поставленных научных задач, которых существует большое множество. Под каждую экспедицию с определенными научными задачами требуется определенный «уникальный» планетоход. Для того чтобы в будущем было проще определить проектные параметры системы посадочный аппарат с планетоходом (ПАПХ), предлагается разработать многоуровневую методику, которая позволит упростить процесс разработки АМС на каждом этапе проектирования.

Проектирование системы «ПАПХ» можно разбить на несколько этапов:

Таблица 2. Статистические характеристики массы планетоходов и ПА

Название планетохода + ПА	Дата запуска	Масса планетохода, кг	Масса ПА, кг	Относительная масса пл. %
Луноход-1 + Луна 17	10.11.1970	756	5600	13,5
Луноход-2 + Луна 21	8.01.1973	836	5700	14,7
Sojourner + Mars Pathfinder	4.07.1997	10,6	895	1,2
Spirit + MER	10.06.2003	185	878	21,1
Opportunity + MER-B	8.07.2003	185	878	21,1
Curiosity + MSL	6.08.2012	899	2489	36,1
Yutu + Chang'e 3	1.12.2013	140	1200	11,7

Этап 0. (Анализ исходных данных). На данном этапе происходит получение исходных данных от заказчика. Ставятся научные задачи для экспедиции, определяется состав научных приборов, а также условия функционирования этих приборов и их особенностей установки на аппарате. Также анализируются условия на планете назначения и условий полета к ней.

Этап 1. (Определение обобщенных характеристик). На данном этапе происходит выбор таких параметров как количество планетоходов, примерные параметры посадочного аппарата (ПА), тип и скорость передвижения планетохода. Также определяются особенности его управления, срок активного существования (САС), тип системы электроснабжения (СЭС) и ее состав, определяется примерный состав бортового комплекса управления (БКУ), системы обеспечения теплового режима (СОТР), бортового радиокомплекса (БРК) и антенно-фидерной системы (АФС). Также оцениваются энергозатраты аппаратуры и производится приближенный расчет СЭС.

Этап 2. (Уточненные расчеты). На данном этапе определяются конструктивно-компоновочная схема и конструктивно-силовая схема системы «ПАПХ». Строится циклограмма работы приборов, производится уточненный перерасчет БКУ, БРК и АФС, которые повлияют на СЭС и СОТР. Расчеты на прочность, жесткость и устойчивость конструкций и различных элементов.

Используя данную методику, можно в дальнейшем упростить задачу проектирования и создания таких сложных технических систем «ПАПХ», а также ускорить и удешевить процесс проектирования таких систем.

В качестве возможного примера реализации данной методики, представлен малоразмерный планетоход «Луноход-М» массой до 15 кг и массой научной аппаратуры 1,92 кг. Данный планетоход предназначен для изучения южного полюса Луны совместно с ПА «Луна-Ресурс-1». ПА представляет собой массивную посадочную платформу с научными приборами на борту, которые, в свою очередь, предназначены для проведения большого спектра научных экспериментов и исследований на поверхности Луны. «Луноход-М», который находится на борту «Луна-Ресурс-1», позволяет расширить круг научных задач ПА, а также повысить надежность выполнения всей экспедиции.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СЪЕМКИ ОБЪЕКТОВ НАБЛЮДЕНИЯ РЛС С АФАР

Шихин С. М.[1]
[1]АО «НПО Лавочкина» г. Химки, Московская область, Россия

Цель работы является формирование оптимального плана съемки неравноценных объектов на поверхности Земли на суточном временном интервале по критерию максимизации суммы коэффициентов важности «снятых» объектов с учетом накладываемых ограничений бортовых и наземных систем при помощи использования метода Дейкстры.

Методы исследования. В работе основу исследования составляют метод поиска критического пути в графе. По данному алгоритму вершинам присваиваются метки равные длине самого длинного пути от начальной вершины до текущей. Пометка с самым большим коэффициентом равна длине самого длинного пути. Сами дуги, образующие критический путь, могут быть найдены обычным способом последовательного возвращения.

Используемый Алгоритм Дейкстры — алгоритм на графах, изобретённый нидерландским ученым Э. Дейкстрой в 1959 году. Находит кратчайшее расстояние от одной из вершин графа до всех остальных. Алгоритм работает только для графов без рёбер отрицательного веса. Алгоритм широко применяется в программировании и технологиях.

Решить поставленную задачу методом перебора фактически нельзя, поэтому был применен метод поиска критического пути в графе. По данному алгоритму вершинам присваиваются метки равные длине самого длинного пути от начальной вершины до текущей. Пометка с самым большим коэффициентом равна длине самого длинного пути. Сами дуги, образующие критический путь, могут быть найдены обычным способом последовательного возвращения [2].

Пусть вершины в графе пронумерованы так, что дуга (x_i, x_j) всегда ориентирована от вершины x_i к вершине x_j, имеющий больший номер. Для ациклического графа такая нумерация всегда возможна и производится очень легко. При этом начальная вершина получает номер 1, а конечная вершина номер n.

Присвоим вершине x_j пометку $l(x_j)$, — равную длине самого длинного пути от 1 до x_j, используя для этого соотношение:

$$l(x_j) = \max_i \left[l(x_j) + c_{ij} \right], \tag{1}$$

c_{ij} — «важность» на интервале $[i, j]$.

Затем присвоим пометку вершине $(x_j + 1)$, применив снова формулу (1) и так далее до тех пор, пока последняя вершина n не получит пометку $l(n)$. В соотношении $l(1)$ полагается равным коэффициентам важности объекта, соответствующего первой вершине. Если вершина x_j помечена, то пометки $l(x_i)$ известны для всех вершин $x_i \in G^{-1}(x_j)$, т. к. в соответствии со способом нумерации это означает, что $x_i < x_j$ и, следовательно, вершины x_i уже помечены в процессе применения алгоритма [2][1].

Научная новизна усматривается в следующем:

1. Разработан метод нахождения оптимального плана съемки неравноценных точечных объектов на суточном интервале планирования с учётом ограниченных возможностей бортовых систем и использованием алгоритма Дейкстры.

2. Разработана модель целевой обстановки, которая позволяет моделировать заданное количество точечных объектов в заданных широтно-долготных прямоугольниках с присвоением им коэффициентов важности.

3. Объектный подход, примененный при написании программного модуля, решающего задачу оптимизации, делает его широко масштабируемым. Это позволяет применять его для решения других задач с минимальными затратами на доработку.

Практическая значимость работы.

1. Разработана модель движения КА и модель наблюдения (построение трассы и полосы обзора с заданными элементами орбиты и зенитными углами).

2. Разработана программа и метод для нахождения оптимального плана съёмки неравноценных точечных объектов с учётом ограниченных возможностей бортовых систем и наземного комплекса.

3. Приведен пример оптимизации съемки на одном витке с использованием метода Дейкстры и матрицы смежности.

Список литературы

1. Кодратенков Г.С. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. М.: Радиотехника, 2005 г.

2. Кристофидес Н. Теория графов. Алгоритмический подход. М.: Мир, 1978 г.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА СОВРЕМЕННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СВЯЗИ

Шатов А. В.[1,2]

[1]АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева», г. Железногорск, Россия

[2]Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева, г. Железногорск, Россия

В современной отечественной космонавтике в качестве силовых конструкций корпусов КА нашли широкое применение сетчатые анизогридные цилиндрические оболочки, изготовленные из высокомодульных композиционных материалов [1]. Подобного рода конструкции применялись в космических аппаратах связи «AMOS-5», «Экспресс-АТ2», «Экспресс-АМ8» и лежат в основе унифицированных спутниковых платформ семейства «Экспресс-1000» разработки АО «ИСС».

Основным требованием, предъявляемым к СКК, является требование по продольной и поперечной жесткости конструкции при её минимальной массе. Требование по продольной и поперечной жесткости задается в виде перемещения верхнего шпангоута СКК относительно нижнего от заданной силы. Сила прикладывается в плоскости верхнего шпангоута в продольном и поперечном направлениях, соответственно. Нижний шпангоут жестко крепится к полу в местах установки замков устройства отделения.

На сегодняшний день для расчета напряжённо-деформируемого состояния сетчатых анизогридных цилиндрических оболочек широко применяются программные комплексы конечно-элементного анализа. Большое количество проектных параметров СКК затрудняет проведение параметрического анализа с помощью метода конечных элементов, так как это требует многократного перестроения конечно-элементной модели, что приводит к значительным временным затратам. Поэтому получение аналитических методов проектирования силовых конструкций корпуса КА является весьма актуальной задачей.

В работе представлен аналитический метод определения основных проектных параметров сетчатой анизогридной цилиндрической оболочки исходя из условия минимальной массы при заданных продольных и поперечных перемещениях. Для анализа перемещений оболочки привлекаются уравнения безмоментной и классической теории цилиндрических ортотропных оболочек. Сетчатая оболочка в этом анализе заменяется сплошной оболочкой с осредненными мембранными жесткостями. Получена формула (1) для расчета поперечного перемещения верхнего шпангоута оболочки от заданной силы [2] и формула (2) для расчета продольного перемещения верхнего шпангоута оболочки от заданной силы [3].

$$\lambda_{бок} = \frac{Q_{бок} l^3}{3D}\left(\frac{B_{11}B_{22}}{B} + 3\frac{B_{11}}{B_{33}}\frac{R^2}{l^2}\right), \tag{1}$$

где $D = B_{11}\pi R^3$

$$\lambda_{бок} = -\frac{Q_{бок} l}{B_{11}}\left[1 + \frac{B_{12}^2}{B}(1+W)\right], \tag{2}$$

где $W = -\frac{4rt}{r^2+t^2}\frac{\cosh r - \cos t}{t\sinh r + r\sin t}$, $r = \sqrt{\frac{q^2-p^2}{2}}$, $t = \sqrt{\frac{q^2+p^2}{2}}$, $p^2 = \frac{Q_{осьl}l^2}{2D_{11}}$, $q^4 = \frac{Bl^4}{B_{11}D_{11}R^2}$, $D_{11} = B_{11}\frac{h^2}{12}$.

В формулах (1) и (2) l — высота оболочки, R — радиус, осредненные мембранные жесткости сетчатой оболочки определяются по следующим формулам [4]:

$$\begin{array}{cc} B_{11} = 2\frac{B_s}{a_s}\cos^4\varphi & B_{12} = B_{33} = 2\frac{B_s}{a_s}\cos^2\varphi\sin^2\varphi \\ B_{22} = 2\frac{B_s}{a_s}\sin^4\varphi + \frac{B_r}{a_r} & B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2 \end{array}, \tag{3}$$

Здесь B_s и B_r — осевые жесткости спиральных и кольцевых ребер, a_s и a_r — расстояние между спиральными и кольцевыми ребрами. Параметры, характеризующие сетчатую структуру, показаны на рис. 1.

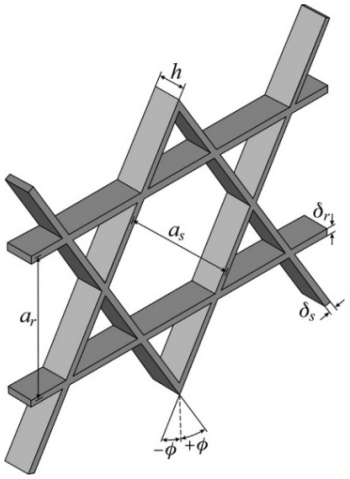


Рис. 1. Параметры, характеризующие сетчатую структуру

Осевые жесткости ребер определяются следующими выражениями

$$B_s = E_s h \delta_s \qquad B_r = E_r h \delta_r \tag{4}$$

Расстояния между спиральными ребрами и кольцевыми ребрами находятся с помощью формул

$$a_s = \frac{2\pi R}{n_s} \cos\varphi \qquad a_r = \frac{\pi R}{n_s \operatorname{tg}\varphi} \tag{5}$$

где n_s — число спиральных ребер одного направления.

Масса сетчатой оболочки определяется с помощью формулы (6).

$$m = 2\pi R l h \left(2\frac{\delta_s}{a_s}\rho_s + \frac{\delta_r}{a_r}\rho_r \right), \tag{6}$$

где ρ_s и ρ_r — плотность материала спиральных и кольцевых ребер.

Далее удовлетворяя требования: $\lambda_{бок} \leq [\lambda_{бок}]$, $\lambda_{ось} \leq [\lambda_{ось}]$, $m \to \min$, где $[\lambda_{бок}]$ и $[\lambda_{ось}]$ — заданное поперечное и продольное перемещение, определяются оптимальные проектные параметры сетчатой структуры исходя из условия минимальной массы оболочки при заданных требованиях по продольным и поперечным перемещениям.

Список литературы

1. Vasiliev, V. V. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications [Text] / V. V. Vasiliev, A. F. Razin // Composite Structures. 2006. Vol. 76. P. 182–189.

2. Васильев, В. В. Механика конструкций из композиционных материалов [Текст] / В. В. Васильев. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.

3. Lopatin, A. V. Deformation of a cantilever composite anisogrid lattice cylindrical shell with the end rigid disk loaded by transverse inertia forces [Text] / A. V. Lopatin, E. V. Morozov, A. V. Shatov // Composite Structures. 2015. Vol. 129. P. 27–35.

4. Lopatin, A. V. Axial deformability of the composite lattice cylindrical shell under compressive loading: Application to a load-carrying spacecraft tubular body [Text] / A. V. Lopatin, E. V. Morozov, A. V. Shatov // Composite Structures. 2016. Vol. 146. P. 201–206.

Секция 13

ЛЁТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ КА И СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Председатель д.т.н., член-корреспондент РАН Соловьев В. А., первый заместитель генерального конструктора

Секретарь секции Топорков А. Г.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДОВ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ПРИ ПОДГОТОВКЕ ЭКИПАЖЕЙ МКС

Александрин О. А.[1], Александрина Ю. Э.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Прогресс в современном мире достиг небывалых высот. Новое поколение пользуется такими возможностями, о которых даже не задумывались люди 20–30 лет назад.

Виртуальная реальность (VR) — это специально созданное компьютерное пространство, которое симулирует реальное окружение человека. Современные технические средства позволяют провести полное погружение пользователя в виртуальный мир.

Системы виртуальной реальности для профессиональных целей должны отвечать высоким стандартам (визуализация виртуальной среды с максимальной обратной связью), поэтому в большинстве случаев они создаются на базе стереоскопических проекционных систем.

Система виртуальной реальности с полным погружением может применяться во многих отраслях: например, в целях тренировки военных. Также есть направление, связанное со спортом. Виртуальные тренажеры создают и для отработки хирургических манипуляций в медицине. Есть применения и в недвижимости.

Существует опыт применения систем VR в космической сфере. NASA используют виртуальную реальность для тренировки астронавтов довольно долгое время. У них есть лаборатория Virtual Reality Lab.

NASA проявило интерес к другим решениям виртуальной реальности. Они использовали Oculus Rift и VR Treadmill совместно с отснятым материалом от марсохода Curiosity для создания виртуальной прогулки по поверхности Марса.

В ESA есть несколько проектов, в которых используется дополненная реальность (Дополненная реальность — воспринимаемая смешанная реальность, совмещает виртуальное и реальное).

Недалеко от зарубежных партнеров ушли и наши российские специалисты. В «РКК «Энергия» в 2017 году был создан Центр виртуального проектирования космических кораблей и модулей. Виртуальные технологии позволяют разработчикам сэкономить время и средства, которые сейчас тратятся на создание реальных моделей, а также более эффективно оптимизировать конструкцию космических аппаратов, снижая риски ошибочных решений.

Наши коллеги из «РКК «Энергия» (о. 293) создают систему виртуальной реальности с полным погружением для имитации внекорабельной деятельности. Частично новый метод тренировок заменит отработку манипуляций в знаменитом бассейне ЦПК, где помещена копия Российского сегмента МКС. Весь набор движений они начинают дробить на элементарные, чтобы получить их цифровую модель в виртуальной среде. Затем, создав виртуальную модель МКС, они смогут моделировать выходы в открытый космос, что позволит им сократить время подготовки в том же бассейне, они будут лучше понимать оптимальные маршруты движения еще до того, как погружаться в бассейн.

На базе Центра подготовки космонавтов находится стенд виртуальной реальности для подготовки экипажей. Во время теоретических занятий, перед тем как космонавты переходят к практическим занятиям на технических средствах подготовки, они проходят курс подготовки на стенде.

Одной из главных проблем на стенде является несвоевременное дополнение новыми исходными данными по изменениям на штатных изделиях. Инструкторам приходится «на словах» объяснять об изменениях, тем самым дополнять картину виртуального мира. Необходимо постоянно усовершенствовать и восполнять систему.

Со своей стороны мы бы хотели предложить использование средств виртуальной реальности при подготовке экипажей МКС на комплексном тренажере РС МКС.

Данная технология сократит время на подготовку при проведении практических занятий по ознакомлению с интерьером космической станции, составом и подсистемами.

Космонавт уже в теории и в визуальном (виртуальном) плане будет знать где, что и как работает в конкретном модуле. На тренажерах помимо штатных изделий, используются макеты определенных систем, элементов интерьера и дополнительных атрибутов, а в некоторых модулях по определенным причинам отсутствуют даже макеты. Система виртуальной реальности исключит привитие ложных навыков.

Необходимо использовать средства виртуальной реальности в воссоздании нештатных ситуаций (НШС). Создавая НШС в виртуальном мире, мы сократим затраты на воссоздание практически реальных НШС.

Данный стенд необходимо дооснащать различной периферией. Это могут быть перчатки виртуальной реальности, различные джойстики, костюмы motion-capture или устройства тактильной обратной связи. Все эти технологии виртуальной реальности позволяют взаимодействовать с виртуальной сценой с высокой степенью интерактивности и с полным погружением для воспроизведения космонавтом (обучаемым) более реальной картины.

Подобные технологии чрезвычайно важны в самом начале долгого путешествия к Марсу.

Список литературы

1. Черебко И. Космонавтов начнут тренировать на виртуальной МКС. М.: Известия, 2016. 6 июня. С. 1,3.

2. Освоение космоса: виртуальное проектирование кораблей. М.: Эксперт, 2017. № 15. С. 5.

3. http://universetoday-rus.com/blog/2016-03-17-1718

ОРГАНИЗАЦИЯ КАНАЛОВ РЕТРАНСЛЯЦИИ С ДВУМЯ КА РС МКС, ОСНАЩЕННЫМИ АБОНЕНТСКОЙ АППАРАТУРОЙ S-ДИАПАЗОНА И НАХОДЯЩИМИСЯ В ЗОНЕ ВИДИМОСТИ ОДНОГО СПУТНИКА-РЕТРАНСЛЯТОРА

Барыкина М. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

С 2005 года наше предприятие вело работы по модернизации кораблей «Прогресс М» и «Союз ТМА» для обеспечения выполнение современных требований, направленных на совершенствование бортовых систем кораблей путём замены аналогового оборудования цифровым, выполненным на современной компонентной базе. Предпосылками к этому стало моральное устаревание аппаратуры и технологии изготовления, а также прекращение выпуска ряда комплектующих.

Основным изменениям подверглись системы управления движением, навигации и бортовых измерений. Замена этого оборудования современными приборами на основе вычислительных средств с развитым программным обеспечением позволила улучшить эксплуатационные характеристики транспортных кораблей.

Одним из таких изменений стала заменена бортовой аппаратуры «Квант-В» на единую командно-телеметрическую систему (ЕКТС), обеспечивающей обмен информацией (КПИ, ТМИ, РКО, ТЛФ и малокадровое ТВ) между ТГК «Прогресс МС», ТПК «Союз МС» и ЦУП РС МКС как по прямому каналу контроля и управления через наземные станции КИС «Клен», так и через спутниковую систему связи, контроля и управления ССКУ на основе многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч». Применение ССКУ позволило увеличить длительность времени управления и управлять КА РС МКС вне зон радиовидимости станций слежения, находящихся на территории РФ.

В настоящее время при управлении КА РС МКС с использованием МКСР «Луч» используется принцип: один спутник-ретранслятор — один КА. Но при проведении динамических операций (стыковка ТПК, ТГК с РС МКС, расстыковка ТПК, ТГК от РС МКС, перестыковка ТПК, ТГК) возникает необходимость в обеспечении всеми видами связи как с транспортными кораблями, так и с бортовыми системами РС МКС. В зонах радиовидимости Российских НИП данная задача решена. Но вне зон радиовидимости Российских НИП на сегодняшний день проблема обеспечения связью между ЦУП и РС МКС решается за счет использования американских каналов связи (СР TDRS, полосы частот S-band и Ku- band). В скором будущем (ориентировочно — середина 2018 года) на СМ РС МКС планируется установка широкополосной системы связи (ШСС), которая позволит обеспечить обмен высокоинформативной связью через СР «Луч» в Ku диапазоне частот с абонентами на Земле. Установка данной системы позволит решить задачу одновременного управления двумя КА РС МКС в зоне радиовидимости одного СР: СМ РС МКС в Ku-диапазоне радиоволн, ТПК, ТГК в S-диапазоне радиоволн.

Я предлагаю вариант одновременного управления двумя КА РС МКС, оснащенными абонентской аппаратурой S-диапазона, в зоне радивидимости одного спутника-ретранслятора «Луч». Данный вариант не предполагает создания дополнительных аппаратно-программных средств и потребует проведения ряда организационных мероприятий.

Для решения данной задачи необходимо провести анализ следующих вопросов:

• Способность ретрансляционной аппаратуры СР «Луч» в режиме индивидуального доступа обработать сигналы S-диапазона, полученные от нескольких КА, и перевести их в Ku-диапазон магистрального канала ретрансляции. Расчет энергетики радиолинии и определение возможных скоростей передачи информации.

В табл. 1 приведены технические параметры ствола S/Ku БРК «Луч-5».

• Настройка каналов индивидуального доступа НСР КИС «Клен». Необходимо проанализировать варианты организации процесса настройки двух комплектов аппаратуры

Таблица 1. Технические параметры ствола S/Ku БРК «Луч-5»

Ствол	Частоты приема, МГц	Полоса ствола (1дБ), МГц	Частоты передачи, МГц
S(ид)/Ku(м)	2200–2290	16	10754,2–10770,2
Ku(м)/S(ид)	14565,4–14575,4	10	2025,59–2109

каналов индивидуального доступа НСР КИС «Клен-Р» при работе одновременно с двумя КА через один СР «Луч».

• Рассчет максимальной удаленности КА друг от друга для реализации сеанса ретрансляции через один спутник-ретранслятор. Для установления устойчивых каналов связи между СР и двумя КА необходимо, чтобы данные КА находились в основном лепестке диаграммы направленности абонентской антенны СР. Необходимо рассчитать расстояние, при котором второй КА будет попадать в основной лепесток диаграммы направленности с учетом наведения абонентской антенны СР на первый КА.

• Проанализировать возможности комплексов ЦУП РС МКС для одновременной работы с двумя комплектами НСР КИС «Клен-Р».

Список литературы

1. Основные характеристики многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» и основные положения по взаимодействию аппаратуры абонентов и бортовых ретрансляционных комплексов космических аппаратов «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В».

2. КИС «Клен-Р». Техническое описание.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРГАНОВ РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Величко И. М.[1], к.пс.н Кукин О. Н.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Проектирование органов управления (ОУ) рассматривается как часть общего процесса проектирования пилотируемого космического аппарата (ПКА). Научно-технические инновации и новые технологии позволяют разработчикам по-новому взглянуть на процесс проектирования, определить методологию создания ОУ на основе комплексного подхода. В соответствии с методологией, предложенной А. М. Новиковым и Д. А. Новиковым [1], которая рассматривается как система принципов и способов организации и построения деятельности, как учение о структуре, логической организации, методах и средствах деятельности, процесс проектирования ОУ представляет собой целостную структуру с определёнными характеристиками, логической и временной структурой (рис. 1).

Рис. 1. Методология проектирования ОУ

Проектирование ОУ начинается с анализа деятельности космонавта. На основе анализа полётных задач, состава, основных характеристик ПКА, структуры системы управления и конструкции проектируемого ПКА, определяют функции и задачи ручного управления, особенности управления ПКА с учетом факторов внешней среды. Формируется первичный образ ПКА как объекта управления с позиций космонавта [2].

Логическая структура проектирования ОУ обеспечивает четкое выделение субъекта, объекта, предмета и результатов проектирования. Субъектом является разработчик, создающий ОУ для нового ПКА. Объектом служит образ ОУ для нового ПКА, который формируется на разных стадиях разработки проекта в виде соответствующих представлений: общего описания и требований к ОУ (назначение, конструкция, состав; общий вид; модель контура управления, в которой рассматриваются космонавт, интерфейсы с ПКА, включая собственно ОУ, и составные части системы управления ПКА), электронных моделей, документов проекта (пояснительные записки, схемы, технические задания и другие). Предмет деятельности — проектируемый ОУ, который на разных этапах представляется в виде электронных моделей, материальных макетов, которые обеспечивают взаимодействие космонавта с составными частями ПКА. В результате проектирования должен быть создан опытный образец ОУ, отвечающий заданным требованиям для ПКА.

Временная структура создания ОУ состоит из этапов и стадий. Опытно-конструкторская работа включает следующие этапы [3,4]: техническое предложение, эскизный проект, технический проект, РКД, автономные испытания, комплексные испытания, лётные

испытания. На каждом этапе создаётся соответствующая продукция: протоколы, отчеты, макеты, электронные модели, техническая документация на ОУ, опытные образцы. Проектирование заканчивается выпуском эскизного или технического проекта, но может возобновляться при выявлении несоответствий по результатам испытаний.

Технология проектирования ОУ включает методы, средства, способы и приёмы, обеспечивающие проектирование и разработку ОУ. При проектировании ОУ используют следующие методы: анализ деятельности оператора, анализ рабочего места, анализ прототипов и выбор элементной базы, материальное и электронное моделирование образцов ОУ, моделирование деятельности, экспериментальная отработка.

Анализ характеристик, моделирование рабочих мест и деятельности экипажа в процессе управления ПКА позволяют выявить оптимальные рабочие позы, определить расположение и характеристики средств отображения информации (СОИ) с учетом зоны досягаемости для выдачи управляющих воздействий, зоны видимости, а также ограничений, обусловленных конструкцией специального снаряжения (скафандра).

Анализ прототипов подразумевает поиск аналогов проектируемого ОУ со схожими характеристиками операторской деятельности и рабочего места. Одновременно с анализом прототипов выбирается элементная база для ОУ (органы оперативного управления — кнопки и переключатели, электронные компоненты, удовлетворяющие требованиям применения в космическом полёте).

По результатам анализа создаются физические и электронные макеты, позволяющие провести эргономическую оценку ОУ, оценить его соответствие проектным характеристикам. Метод быстрого прототипирования с помощью 3D-принтера позволяет создать в короткие сроки материальный макет ОУ, на котором экспериментально проверяются характеристики ОУ на стенде эргономической отработки.

Таким образом, основой современного проектирования ОУ служат следующие средства и способы: 3D CAD/CAE/CAM система твердотельного моделирования, 3D-принтеры, стенд виртуальной реальности, стенд эргономической отработки, моделирование деятельности космонавта. На основе макетов разрабатывают электронный макет (ЭМК) и электронную модель (ЭМИ) ОУ как составную часть ПКА в единой корпоративной среде трехмерного моделирования и разработки изделий (PTC Creo Elements/Pro), что позволяет включать ЭМИ ОУ в сборку ПКА верхнего уровня для визуализации и анализа компоновки рабочего места экипажа с использованием электронного манекена космонавта. ЭМИ служит основой для последующей разработки РКД, изготовления макетных и опытных образцов, на которых проводятся экспериментальная отработка, конструкторско-доводочные и автономные испытания. Для устранения несоответствий проводится корректировка конструкторской документации, доработка образцов ОУ, которые проходят комплексные и лётные испытания в составе ПКА. Предложенная структура проектирования обеспечивает создание в короткие сроки современных образцов ОУ, отвечающих заданным требованиям, что подтверждено в процессе проектирования ОУ для нового пилотируемого транспортного корабля.

Список литературы

1. А.М. Новиков, Д.А. Новиков. О предмете и структуре методологии // Мир образования — образование в Мире, 2008, № 1.

2. Калери А. Ю., Кукин О. Н., Серов М. В. Методология лётно-испытательной деятельности. // Космическая техника и технологии. 2017. № 2 (17).

3. ГОСТ 2.103-2013 «Единая система конструкторской документации. Стадии разработки».

4. РК-11-КТ «Положение о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) ракетных и космических комплексов».

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ РАБОТОЙ СИСТЕМЫ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ КА «АНГОСАТ»

Голованов Е. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Космический аппарат «Ангосат» предназначен для непрерывного и круглосуточного, включая периоды прохождения тени Земли и полутени (тени) Луны, выполнения функций космического ретранслятора в заданной орбитальной позиции на геостационарной орбите (ГСО).

Основная особенность работы СЭС КА «Ангосат» — наличие Верхнего уровня заряда АБ (ВУЗ), что часто встречается в мировой практике постройки автоматических спутников [1]. Верхний уровень заряда — это максимальное значение напряжения аккумуляторов одной АБ, до которого разрешается заряд АБ. В бестеневой период полета уровень ВУЗ устанавливается ниже, в период «Эклипс» — выше для обеспечения запаса электроэнергии на борту.

Уставка ВУЗ назначается из ЦУП и может принимать одно из четырех значений, которые соответствуют определенным уровням заряженности одной АБ: 3,80 В (3825 Вт·ч), 3,95 В (6545 Вт·ч), 4,05 В (7820 Вт·ч), 4,15 В (8500 Вт·ч).

Литий-ионные АБ, установленные в СЭС КА «Ангосат», имеют 6 режимов работы: заряд, разряд, хранение, балансировка, тестирование, пассивация.

При полете на ГСО КА большую часть времени освещен Солнцем постоянно. Однако 2 раза в год наступают т. н. периоды «Эклипс», когда КА каждые сутки попадает в тень Земли на определенный промежуток времени. Период «Эклипс» длится 45 суток. Продолжительность теневых участков полета КА в период «Эклипс» постепенно увеличивается и достигает 72 минут в сутки, затем постепенно уменьшается, после чего наступает очередной бестеневой период.

В период «Эклипс» КА каждые сутки заходит в тень Земли. Продолжительность теневого участка составляет до 72 мин в сутки. Во время этих участков происходит разряд АБ на бортовую нагрузку. После окончания теневого участка АБ заряжаются до 4,05 В. Затем при необходимости проводится балансировка. В следующие сутки происходит новый разряд, и цикл повторяется. Суточная циклограмма работы АБ в период «Эклипс» приведена на рис. 1.

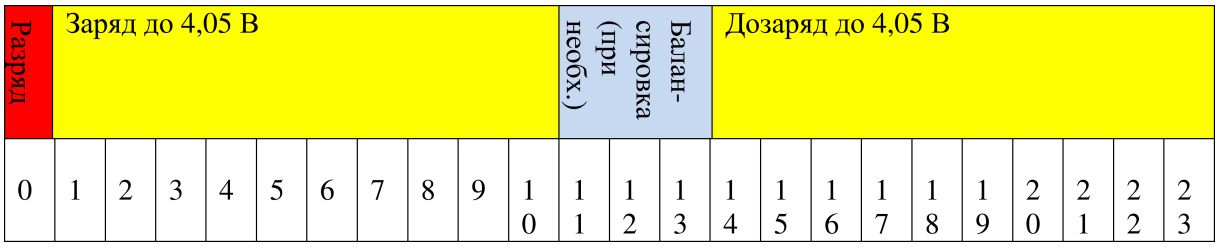


Рис. 1. Суточная циклограмма работы АБ в период «Эклипс»

В бестеневой период КА постоянно освещен Солнцем, причем СБ всегда ориентированы так, чтобы нормали к их активным поверхностям были направлены на Солнце. Таким образом, вырабатываемая СБ мощность значительно превосходит потребляемую, и разряда АБ не происходит. Поэтому АБ заряжаются до 3,95 В, затем происходит их медленный саморазряд (со скоростью не более 10% в месяц от текущего уровня энергоемкости АБ). Если АБ разряжается на 0,05 В, происходит ее дозаряд до 3,95 В. При возникновении разбаланса напряжений аккумуляторов АБ выполняется ее балансировка. Такой режим работы АБ называют «Хранение». Суточная циклограмма хранения АБ в бестеневой период представлена на рис. 2.

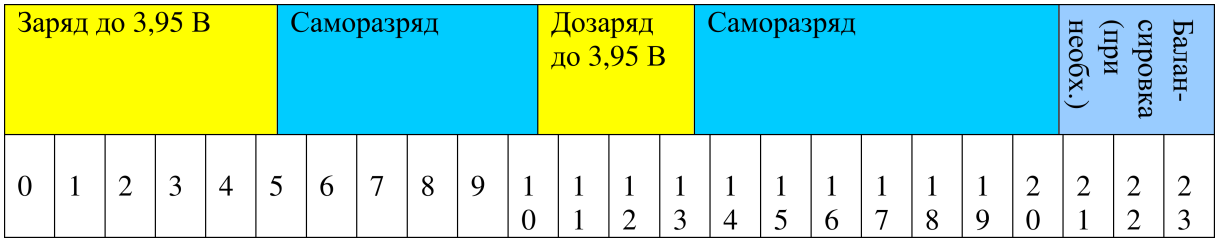


Рис. 2. Суточная циклограмма работы АБ в бестеневой период полета

РС МКС, безусловно, является не в пример более сложным объектом, чем геостационарный ТВ-спутник «Ангосат». Однако, примечателен тот факт, что управление СЭП СМ организовано проще, чем управление СЭС КА «Ангосат».

Так, например, для КА «Ангосат» предусмотрено 4 фиксированных уровня заряженности АБ, в то время как для СЭП СМ — всего 2 (режимы неполного и полного заряда).

Литий-ионные АБ, установленные на КА «Ангосат», на поверку оказываются более «капризными», чем блоки 800А СЭП СМ: 6 режимов работы (против 4-х для СЭП СМ) с обязательной привязкой к этапу полета, контроль напряжений каждого из 23-х аккумуляторов каждой АБ и разбаланса этих напряжений.

При этом объем анализируемой ТМИ в части СЭП СМ почти в 2 раза больше, чем в части СЭС КА «Ангосат». Это связано с тем, что СЭП СМ имеет в своем составе больше функциональных блоков (58 против 20), каждый из которых требует контроля.

КА «Ангосат» является первым КА производства РКК «Энергия», на котором в составе универсальной космической платформы (УКП) используются литий-ионные АБ. Данный тип АБ имеет ряд безусловных достоинств [2]

- длительный срок службы при циклическом нагружении;
- значительно большая по сравнению с АБ другого типа удельная энергоемкость на единицу массы;
- отсутствует эффект памяти;
- высокие выходные токи;
- возможность различных конструктивных форм;
- не требуется частное техническое обслуживание.

Однако, следует отметить, что для эффективной работы АБ такого типа (как и любого другого) необходимо соблюдать условия эксплуатации.

В настоящее время литий-ионные батареи широко используются в пилотируемой космонавтике. В частности, они устанавливаются на грузовых кораблях SpaceX Dragon и с начала 2017 г. используются на Американском сегменте МКС, а также планируются к использованию на российском перспективном транспортном корабле (ПТК). Между тем, на действующем РС МКС используются устаревшие никель-кадмиевые АБ, которые имеют меньшую емкость и требуют частых регламентных работ и замен, что увеличивает грузопоток на борт МКС и время занятости экипажа.

Список литературы

1. Patel Mukund R. Spacecraft power systems. L.: N.Y. Washington D.C. CRC Press, 2005. 734 с.

2. С.С.Попова, А.В.Денисов, Г.П.Денисова. Химические источники тока. Литий-ионные аккумуляторы пленочной конструкции: учебное пособие. Саратов: Сарат. гос. техн. ун-т, 2009. 53 с.

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЗАПИСИ МЦИ ПО КРЛ НА СТАРТОВОМ КОМПЛЕКСЕ ДЛЯ РАСШИРЕНИЯ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРОГРАММЫ ПОЛЕТА ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ

Костиков М. В.[1], Матвеева Т. В.[1], Дремин А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В 2012 году в РКК «Энергия» была разработана и реализована новая четырёхвитковая схема сближения транспортных пилотируемых кораблей (ТПК) «Союз», позволявшая сократить время полета экипажа от старта до стыковки с МКС с двух суток до 5–6 часов. В этой схеме был предусмотрен ввод исходных данных на первый маневр еще до старта корабля, который выполнялся экипажем с пульта космонавта (ПК).

В 2013 году для повышения надежности выполнение программы полета было выпущено техническое решение о необходимости разработки новой технологии записи массивов цифровой информации (МЦИ) на стартовом комплексе (СК) по командной радиолинии (КРЛ), сохранив действия экипажа в качестве резервного ввода информации.

Возможность разработки такой технологии основывалась на существовании выносной антенны системы «Квант-В», обеспечивающей обмен по КРЛ. Антенна предназначена для выдачи команд системы аварийного спасения (САС) в нештатных ситуациях. Для реализации технического решения потребовалось провести большой объем работ, как технических, так и организационных. Впервые запись МЦИ на СК была успешно реализована перед стартом ТПК «Союз М-15М».

После того, как технология была проверена и отработана, ее применение стало рассматриваться в качестве штатного средства управления, что открыло новые возможности в реализации программы полета ТПК «Союз». Особенно ценным это оказалось при переходе на новую систему, обеспечивающую обмен по КРЛ, — единую командно-телеметрическую систему (ЕКТС).

Новые возможности планирования программы полета, предоставляемые использованием технологии записи МЦИ по КРЛ на СК, оказались настолько ценными, что эта технология была распространена и на транспортные грузовые корабли (ТГК) «Прогресс», для чего потребовалась доработка РН «Союз». Впервые эта технология была применена на ТГК «Прогресс МС-06» в 2017 году.

В докладе рассматриваются особенности технологии записи МЦИ на СК, возможности планирования программы полета ТПК и ТГК, связанные с ее применением, а также проблемы, которые необходимо решать для ее обеспечения.

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА ЭКИПАЖА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ТРАНСПОРТНЫМ ПИЛОТИРУЕМЫМ КОРАБЛЕМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЛАНШЕТНЫХ КОМПЬЮТЕРОВ

Дьяков Д. В.[1], Евсенкин Р. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Основными средствами обеспечения деятельности экипажа при управлении космическим кораблём являются экраны пульта космонавтов спускаемого аппарата, сигнальные табло и бортовые инструкции, представленные в бумажном виде. Указанные средства отображения информации имеют определенные недостатки:

• ограниченное число средств отображения информации пульта космонавтов при наличии множества форматов, что затрудняет единовременный контроль информации о ходе выполнения полета и состоянии бортовых систем;

• отсутствие возможности передачи и отображения экипажу данных на выполнение динамических операций, рекомендаций ЦУП и т. д. кроме, как по голосовой связи;

• отсутствие возможности контроля состояния систем корабля при нахождении космонавта в другом отсеке;

• значительные временные затраты при поиске необходимой информации в бортовых инструкциях, что является критичным при возникновении нештатных ситуаций;

• значительные временные затраты при записи и последующей передаче в ЦУП информации о текущем состоянии бортовых систем;

• значительные массово-габаритные характеристики книг бортовых инструкций (суммарная масса около 9,0 кг, объем около 10 литров).

В связи с наличием приведенных недостатков существует необходимость в дополнительных средствах отображения и способах представления информации. В качестве таких средств на борту пилотируемого транспортного корабля для информационной поддержки экипажа предлагается использовать планшетные компьютеры, подключенные к системам корабля по беспроводной связи. На планшетные компьютеры возлагаются задачи:

• отображение информации с форматов пульта управления, сообщений о состоянии систем и выполняемых режимов;

• отображение интерактивных электронных бортовых инструкций по управлению кораблем в штатных и нештатных ситуациях;

• занесение в электронные бортовые инструкции данных на динамические операции, инструктивную и уведомительную информацию, передаваемые из ЦУП;

• отображение рекомендаций по действиям в нештатных ситуациях;

• автоматическое заполнение форм с данными о состоянии систем в электронных бортовых инструкциях;

• автоматизация ручных операций.

На протяжении нескольких лет в интересах перспективных транспортных пилотируемых кораблей проводится отработка использования планшетных компьютеров на наземных моделирующих стендах, при наземной подготовке экипажей и при проведении летных испытаний действующих транспортных пилотируемых кораблей.

Определены необходимые технические характеристики планшетных компьютеров, способы их размещения и крепления в интерьере корабля.

Для дальнейшей отработки использования планшетных компьютеров на транспортных пилотируемых кораблях необходимо провести исследования:

• оценка эффективности деятельности экипажа при подключении планшетных компьютеров к пульту управления для получения информации о состоянии систем корабля и выполняемых режимах;

• распределение задач при выполнении программы полета между планшетными компьютерами и средствами отображения информации на пульте управления при их совместном использовании;

• уточнение типа и состава программного обеспечения планшетных компьютеров, необходимого для информационной поддержки деятельности экипажа;

• организация беспроводного подключения планшетных компьютеров к пульту управления;

• уточнение методики и средств подзаряда аккумуляторов планшетных компьютеров в полете.

Использование планшетных компьютеров на действующих и перспективных кораблях повысит их конкурентоспособность на мировом рынке.

МОДУЛЬ АДАПТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ В СОСТАВЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ РС МКС

Дякин Р. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Международная космическая станция (МКС) — многоцелевой космический исследовательский комплекс, который совместно используется многими странами мира. Условно, МКС может быть разделена на два сегмента — Российский сегмент МКС (РС МКС) и Американский сегмент МКС [1].

Одной из основных целей полета МКС является проведение на станции научно-прикладных исследований, требующих наличия необходимых условий космического полета.

Важной задачей является построение планов полетных операций (ПО) на исполнительном уровне, включая программы на экспедиции — номинальный план полета, укрупнённые недельные планы — общий план сопровождения, а также детальные посуточные планы ПО каждого космонавта — план полета и детальный план полета.

При планировании работ на РС МКС учитывается соблюдение совокупности правил и ограничений, часть из которых формализована в различных документах, содержащих правила и ограничения планирования ПО, а другие существуют только в виде личного опыта и знаний специалистов, участвующих в планировании ПО.

На данный момент формирование планов ПО экипажа специалистами-планировщиками производится в интерактивном режиме средствами автоматизированной системы планирования полетных операций РС МКС (АСП РС МКС).

Поскольку формирование плана проведения ПО, а также динамическое перепланирование — крайне сложные и трудоемкие процессы, требующие соблюдения многих факторов, ограничений и учета уникальных особенностей и свойств каждой ПО, АСП РС МКС была дополнена экспериментальной версией модуля адаптивного планирования, реализованного на базе мультиагентных технологий и предметных онтологий, позволяющего согласованно планировать действия космонавтов за счет эффективного распределения ПО с учетом связей и отношений между элементами плана.

Список литературы

1. Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полётами. Ч. 1 М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. 476 с.

2. Станиловская В.И. Концепция планирования на МКС // Труды XXXIV чтений К. Э. Циолковского. Казань, 2001. С. 124–127.

3. Станиловская В.И., Беляев А.М., Лахин О.И., Носкова А.И., Иванова Д.Н. Подход к адаптивному планированию полетных операций российского сегмента международной космической станции на основе мультиагентных технологий // Труды XVII Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах», Самара, 22–25 июня 2015 г. Самара: СНЦ РАН, 2015. С. 147–157.

4. Колокольцева О.М., Беляев А.М., Козлечков А.Г., Будникова Т.С., Станиловская В.И., Потоцкий С.И. Автоматизированная система планирования полета российского сегмента международной космической станции // Программные продукты и системы. 2013. № 3. С. 48–54.

ПРИМЕНЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Кузин С. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Для моделирования космических аппаратов (КА) при решении задач управления полетом, используют различные вычислительные системы и реальную аппаратуру. Важной особенностью является то, что моделирование должно осуществляться в реальном времени и с опережением реального времени. В связи с этим возникает необходимость решения задачи синхронизации результатов вычислений. Например, различные бортовые приборы должны работать в одном и том же условном времени: синхронно получать команды и сигналы от вычислительных устройств. Данная задача может быть решена с использованием распределенных вычислительных систем (РВС). В литературе приводят следующие определения РВС:

«Распределенной вычислительной системой можно назвать такую систему, в которой отказ компьютера, о существовании которого вы даже не подозревали, может сделать ваш собственный компьютер непригодным к использованию» [1].

Второе чуть более строгое:

«Распределенная вычислительная система — это набор соединенных каналами связи независимых компьютеров, которые с точки зрения пользователя некоторого программного обеспечения выглядят единым целым» [2].

Обобщая, можно выделить два основных тезиса: каждый узел РВС является автономным, и вычислительная система представляется конечному пользователю, как единая структура. Задачу взаимодействия узлов РВС решают при помощи специализированного ПО.

На начальном этапе проектирования и разработки РВС были выполнены следующие шаги:

- проведен первичный анализ программных средств организации параллельных вычислений;
- выявлены особенности задачи моделирования КА в контексте информационной поддержки процесса управления полетом;
- проведен выбор средств организации параллельных вычислений;
- сформулирован план дальнейших исследований.

Одной из проблем, возникающих при моделировании КА, является необходимость хранения и обработки больших массивов данных. Так, модель служебных бортовых систем транспортного корабля содержит несколько десятков тысяч вещественных параметров. Для их хранения и обработки существуют распределенные системы, например Tarantool или Redis [3]. Для решения поставленной задачи, Tarantool выглядит наиболее предпочтительным вариантом, благодаря ряду преимуществ, например:

- Более быстрый доступ к данным благодаря поддержке целочисленных ключей.
- Возможность выборки данных благодаря использованию вторичных ключей.
- Выборка по диапазонам значений.

Альтернативой распределенным системам хранения и обработки данных, таких как Tarantool, является использование программных реализаций стандартов MPI и OpenMP. Интерфейс MPI позволяет обмениваться сообщениями между процессами, выполняющими одну задачу. В настоящее время существует огромное количество реализаций MPI (платных и бесплатных) для языков: Фортран 77/90, Java, Си и Си++. Наряду с MPI, можно использовать стандарт OpenMP. Несмотря на то, что данный стандарт предназначен скорее для систем с общей памятью, OpenMP и MPI могут работать вместе для оптимального использования в кластере многоядерные системы.

Еще одной проблемой, возникающей при использовании РВС, является синхронизация времени в различных вычислительных устройствах. Поскольку у каждого узла РВС

свое локальное время, необходимо средство, реализующее работу всех узлов в одном синхронизированном времени. Для решения этой задачи, возможно использование протокола NTP. Данный протокол использует для своей работы протокол UDP и учитывает время передачи. Он чрезвычайно устойчив к изменениям латентности (времени прохождения пакета от одной точки сети к другой) среды передачи.

В рамках данной работы проанализированы существующие методы организации параллельных вычислений. Выявлены их положительные и отрицательные черты в контексте моделирования космических аппаратов. Разработана структура программно-аппаратного комплекса, представляющего собой распределенную вычислительную систему и ориентированного на решение задач моделирования космических аппаратов. Данная РВС должна обладать следующими характеристиками:

• Гетерогенность: узлы РВС могут быть организованы на базе различных программно-аппаратных платформ. В отношении моделирования космических аппаратов гетерогенность РВС позволит различным вычислительным устройствам выполнять различные вычисления.

• Возможность простого расширения и масштабирования.

• Постоянная доступность ресурсов (даже с учетом того, что некоторые узлы РВС могут некоторое время быть недоступными).

• Скрытие схемы взаимодействия узлов РВС.

В общем случае должен быть решены следующие задачи:

• определить вычислительную сложность задачи моделирования космических аппаратов;

• определить возможность организации параллельных вычислений при моделировании космических аппаратов;

• проанализировать и охарактеризовать гетерогенность процессов при моделировании космических аппаратов;

• оценить возможность перераспределения нагрузки;

• проанализировать возможность использования существующих средств распределенных вычислений для моделирования космических аппаратов;

• модифицировать (в случае необходимости) существующие алгоритмы распределения вычислений для целей моделирования космических аппаратов.

Список литературы

1. Lamport L. Distribution. URL: http://research.microsoft.com/enus/um/people/lamport/pubs/distributed-system.txt (дата обращения: 01.09.2017).

2. Таненбаум Э., Ван-Стеен М. Распределенные системы. Принципы и парадигмы. Спб.: Питер, 2003. 877 с.

3. Аникин Д., Пугачев С.Tarantool: СУБД с хранением в памяти и сервер приложений // Открытые системы. СУБД. 2017. № 2. С. 32–34.

ОТРАБОТКА ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ НА ИНТЕРПРЕТАТОРЕ БКУ РС МКС

Кутоманова Т. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Задачи, решаемые группой КПУ — ежесуточная разработка МЦИ (массивов цифровой информации) и ввод их на борт РС МКС. Для успешного решения этих задач важно обеспечить надежность формирования МЦИ. Ошибка в МЦИ может привести к серьезным последствиям при реализации программы полета. Проверка корректности реализации программы полета осуществляется с помощью стенда НКО путем полного моделирования работы бортового комплекса управления. Однако, процесс моделирования на НКО длительный и трудозатратный.

В течение длительного времени для ускорения проверки МЦИ, вводимых на борт, а также для повышения надежности управления используется программа Интерпретатор БКУ РС МКС — упрощенная модель БКУ РС МКС. В настоящее время Интерпретатор моделирует исполнение директив КРЛ, СПП, РСС, БПП, ВУ. Он ежедневно используется в ГОГУ для предварительной отработки суточных программ. Результат работы Интерпретатора отображается в виде листинга интерпретации. Листинг интерпретации представляет собой список команд, директив и управляющих воздействий, выдаваемых от бортовых механизмов прямого и отложенного управления, которые отображаются в хронологическом порядке. Формирование листинга осуществляется по результатам обработки и отображения телеметрической информации, полученной в процессе моделирования работы БКУ.

При обнаружении ошибочных и предположительно ошибочных ситуаций в листинг интерпретации включаются аварийные или диагностические сообщения.

Новая версия «Интерпретатора» обеспечивает автоматизированный ввод исходных данных и моделирование на основе гибких сценариев.

Одними из самых трудозатратных операций при отработке на интерпретаторе, являются операции верхнего уровня, такие как: стыковка, коррекция орбиты и т. д. Например, до появления новой версии программного обеспечения, при моделировании детального плана на стыковку корабля и станции оператору необходимо было ввести порядка 30-ти массивов цифровой информации вручную в строго определенные моменты времени. В случае ошибки оператора, коррекции детального плана или обнаружения ошибок в МЦИ приходилось повторять всю последовательность действий сначала, что могло занимать значительное время. После доработки программного обеспечения была реализована функция написания сценариев интерпретации, охватывающих весь детальный план полета. Кроме того появилась возможность заготовки шаблонов, для сложных операций, что позволило сократить время ввода исходных данных в программу. Также из плюсов можно отметить возможность проверки сценариев специалистом более высокой квалификации. Для более полного анализа информации, вводимой оператором, при обнаружении какой-либо нештатной ситуации, удалось реализовать выведение в листинге интерпретации информации о последовательности ввода директив оператором. Кроме того был переработан интерфейс программного обеспечения, что упрощает задачу обучения новых операторов.

Список литературы

1. В.А. Соловьёв, Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский. Управление космическими полетами. В 2-х частях // Под общ. ред. Л.Н. Лысенко. М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2009.

2. Брега А.Н., Коваленко А.А. Командно-программное управление полётом Российского сегмента МКС. // Космическая техника и технологии. 2016.

3. Брега А.Н., Кормилицин А.В., Кутоманова Т.В. Интерпретатор бортового контура управления Служебного Модуля МКС // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017.

ПОДХОД К УМЕНЬШЕНИЮ ВРЕМЕНИ НА ВЫЯВЛЕНИЕ НЕБЛАГОПРИЯТНЫХ ТЕНДЕНЦИЙ В СОСТОЯНИИ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

Лебедева Н. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В настоящее время развитие и модернизация пилотируемых космических аппаратов и увеличение количества решаемых ими задач приводят к постоянному усложнению технологии управления как полётом пилотируемого космического корабля (ПКК) в целом [1–3], так и управления каждым компонентом процесса космического полета (в том числе управления бортовыми системами (БС)). Модернизация и расширение динамических возможностей ПКК, например, «быстрая стыковка» (в течение достаточно короткого времени после старта активного ПКК), а также планируется апробация новых динамических операций на ПКК «Союз» для последующего внедрения в программу полёта перспективных транспортных кораблей, в свою очередь, существенно увеличивает количество параметров, которое необходимо контролировать и оценивать в единицу времени.

Проводится работа по созданию автоматизированной системы контроля (АСК) ПКК в полёте [4]. Среди решаемых АСК задач особое внимание уделяется процессу определения неблагоприятных тенденций на ранних сроках, т. к. это даёт возможность минимизировать риск их развития или, если остановить процесс не возможно, увеличить время на выработку рекомендаций по парированию возникающей нештатной ситуации [5,6].

В докладе будут подробно изложены принципы, позволяющие выявить неблагоприятную тенденцию в состоянии ПКК.

Список литературы

1. В.А. Соловьёв, Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. // Ч. 1 М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. 476 с.

2. В.А. Соловьёв, Л.Н. Лысенко, В.Е. Любинский. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. // Ч. 2 М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 426 с.

3. Кравец В.Г., Любинский В.Е. Основы управления космическими полётами // М.: Машиностроение, 1983. 256 с.

4. Соловьёв В.А., Любинский В.Е., Мишурова Н.В. Контроль полета пилотируемых космических аппаратов для оценки их состояния и функционирования. Инженерный журнал: наука и инновации, 2017, вып. 5. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-5-1614

5. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Рябченко В.Н. Синтез динамических моделей информационного управления в многоагентных сетях // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия: Приборостроение № 1, М. 2015г., с. 58–66

6. Медведев А.В., Сухих Н.Н., Федоров М.С. Структуры и алгоритмы управления сложных авиационных систем//Структуры сложных систем и алгоритмы управления / Под ред. Ю.А. Борцова, В.Б. Яковлева (Вопросы теории систем автоматического управления; Вып. 8). Л.: Изд-во Ленингр. ун-та. 1990.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЕРАЦИОННЫХ СИСТЕМ LINUX В КОМПЛЕКСНОМ МОДЕЛИРУЮЩЕМ СТЕНДЕ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

Логиневский П. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В составе наземного комплекса управления функционирует комплексный моделирующий стенд (КМС) [1] — аппаратно-программная система, обеспечивающая моделирование полёта и полётных операции транспортных космических кораблей, для тренировок наземного персонала управления, сопровождения лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) и отработки методик управления.

КМС содержит модели приборов аппаратуры автономной спутниковой навигации (АСН-К), межбортовой радиолинии (МБРЛ), бортовой радиотехнической системы (БРТС) и приборов сопряжения с системой управления бортовым комплексом (СУБК), взаимодействующих с бортовым компьютером ЦВМ101 по шине ГОСТ Р 52070-2003 (MILSTD-1553B) [2]. Для реализации таких моделей были закуплены платы TA1-PCI-32RT (АО «Элкус»). Данные платы являются многоадресными оконечными устройствами шины ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B). Многоадресность позволяет сосредоточить все модели на малом количестве компьютеров. В настоящий момент аппаратная часть моделей приборов на КМС состоит из двух десятков компьютеров, по одному для каждой отдельной модели.

Для нового оборудования было необходимо разработать новое программное обеспечение (ПО), реализующее обмен данными между ЦВМ101 и моделями приборов.

В силу существенного различия моделируемых приборов было принято решение разработать отдельную программу обмена для каждого типа приборов.

Особенностью данного ПО является то, что для надёжной работы с ЦВМ101 необходима высокая скорость выполнения процессов: максимальный интервал между выполнением процессов не должен превышать 400 мкс.

Ранее для решения подобной задачи применяли операционную систему (ОС) Windows с дополнением реального времени RTX [3]. Для работы с платой TA1-PCI-32RT данный подход не мог быть использован из-за отсутствия драйвера к плате для RTX.

В пакете драйверов присутствовал драйвер для ОС Windows без RTX. Был проведён эксперимент, может ли Windows дать стабильность интервала периода вызова процесса. Эксперимент показал, что таймер Windows работает нестабильно: были выявлены скачки времени в несколько десятков мс, что приводило к сбоям информационного обмена.

Кроме ОС Windows, в пакете драйверов присутствуют драйверы для ОС реального времени QNX и ОС Linux. Был проведён эксперимент, целью которого было проверить, может ли ОС Linux с низким временем отклика заменить ОС реального времени QNX для данной задачи. В ходе эксперимента выяснилось, что средства ОС Linux позволяют задать высокий приоритет процессу, в результате чего таймер позволяет удерживать стабильный интервал периода вызова процесса с точностью 100 мкс. После чего было решено разработать ПО, реализующие поставленную задачу для ОС Linux.

Для решения задачи была выбрана ОС Linux Ubuntu Server 16.04 LTS на базе ядра Linux 4.4.0. Для исключения трат ресурсов на непрофильные задачи, графический интерфейс пользователя не использовался.

Для разработки программного комплекса были использованы следующие средства:

- язык программирования высокого уровня C++;
- интегрированная среда разработки программного обеспечения C++ Qt Creator 5;
- программная библиотека C++ boost.

При разработке ПО были реализованы:

- обмен данными с ЦВМ101 по шине ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B);
- обмен данными с моделями через локальную сеть и общую память;

- буферизация данных;
- параллельное выполнение обмена данными и синхронизация.

Обмен данными с ЦВМ101 по шине ГОСТ Р 52070-2003 (MIL-STD-1553B) был реализован индивидуально для каждой модели на базе драйвера, осуществляющего управление платой ТА1-PCI-32RT. Для этого были разработаны отдельные программные модули, реализующие алгоритмы обмена данными.

Модели АСН-К и МБРЛ изначально были реализованы в виде кроссплатформенного ПО, в связи с чем удалось разместить их на одном компьютере с разработанным ПО обмена. Модели приборов БРТС (блок усиления и фазирования (БУФ)) и приборов сопряжения с СУБК (блок устройств сопряжения (БУС101-2)) выполняли обмен через локальную сеть, поэтому разработанное ПО смогло работать с ними удаленно. В итоге были разработаны универсальные программные модули, реализующее взаимодействие с перечисленными интерфейсами.

Буферизация данных позволила программе накапливать и отдавать данные. Для хранения данных каждой модели реализованы индивидуальные хранилища. Каждое хранилище состоит из структуры динамических массивов.

Параллельное выполнение обмена данными реализовано с помощью потоков выполнения и объектов синхронизации — мьютексов. В потоках выполнения переодически вызываются перечисленные программные модули. Доступ к хранилищу данных для чтения и записи и синхронизацию потоков реализуют мьютексы.

К настоящему моменту был создан локализованный на одном компьютере под управлением ОС Linux программный комплекс, состоящий из 4-х программ для моделей АСН-К, МБРЛ, БУФ и БУС101-2.

Ранее на КМС применялись платы сопряжения с шиной ГОСТ Р 52070-2003 (MILSTD-1553B) не поддерживающие многоадресность, это приводило к увеличению количества компьютеров. За счёт многоадресности, новые платы позволяют сконцентрировать ПО на меньшем количестве ЭВМ.

На данный момент в составе КМС используется один компьютер с ОС Linux. Установленный на него программный комплекс работает в штатном режиме, применяется на тренировках наземного персонала управления и сопровождениях ЛКИ. Ведётся постепенный переход имитируемой аппаратуры КМС на ОС Linux.

Использование ОС Linux на КМС пилотируемого транспортного корабля нового поколения «Федерация» позволит значительно уменьшить количество устройств для моделирования и уменьшит стоимость стенда, как за счёт сокращения количества оборудования, так и в связи с использованием свободного ПО: ОС Linux и средств разработки.

Список литературы

1. Соловьев В. А., Лысенко Л. Н., Любинский В. Е. Управление космическими полетами.: в 2 ч. / под общ. ред. Лысенко Л. Н. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010.

2. ГОСТ Р 52070-2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей М.: ИПК Издательство стандартов, 2003.

3. Таненбаум Э., Бос Х. Современные операционные системы. 4-е изд. СПб.: Питер, 2015. 1120 с.

ПРИМЕНЕНИЕ НОВОГО МЕТОДА МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ИМИТАЦИИ СЛУЖЕБНЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Петров Д. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Модели космических аппаратов (КА) и их служебных бортовых систем (СБС) применяют для решения ряда задач, возникающих в ходе управления полетом КА. Сегодня при помощи моделирования осуществляют экспериментальную отработку полетных операций и методик управления, проверку алгоритмов бортовых вычислительных средств, тренировку наземного персонала управления и экипажей КА [1]. Перспективным направлением применения моделирования является идентификация КА — автоматический анализ состояния бортовых систем, включая поиск нештатных ситуаций (НШС) [2,3].

В рассматриваемом классе задач, как правило, применяют математические модели СБС КА — компьютерные программы, в качестве входных данных получающие команды управления, выполняющие расчет физических процессов внутри СБС и формирующие выходные данные — ожидаемую телеметрическую информацию. Для описания функционирования СБС, как правило, имитируют следующие физические явления: течение жидкостей и газов по магистралям СБС, контактный и лучистый теплообмен, ток в электрических цепях, взаимное движение твердых тел, в том числе при наличии механических связей.

Для имитации перечисленных явлений традиционно применяют системы моделирования, основанные на методе физических аналогий [4]. Данный метод обеспечивает математическое моделирование течения веществ по магистралям СБС, контактного теплообмена, электрического тока, работы механизмов, однако, обладает рядом ограничений, а именно не позволяет имитировать нелинейные физические явления и их сложное взаимное влияние. Линеаризация задачи, описание взаимного влияния различных физических явлений имеющимися средствами приводит к усложнению модели и значительному росту вычислительной сложности задачи.

Автором был разработан новый метод моделирования, идеологически схожий с методом физических аналогий, устраняющий перечисленные выше недостатки, а так же обеспечивающий многоуровневую структуризацию модели и повторное использование ее составных частей. Краткое описание этого метода и примеры применения его для моделирования СБС КА приведены в работах [5–7].

В основе предложенного метода, аналогично методу физических аналогий, лежит представление явлений выбранной физической природы, существенных для функционирования исследуемой системы (ИС), в виде графа — совокупности узловых точек, соединенных проводниками. В отличие от метода физических аналогий, в новом методе не фиксирована, во-первых, связь между потенциалами узловых точек и током через соединяющий их проводник, во-вторых, связь между токами через проводники, соединенные в одной узловой точке. Для описания этих связей был разработан программный интерфейс, позволяющий использовать определенные пользователем программные функции, вычисляющие значения параметров и их производных и невязки между параметрами узловых точек и проводников.

Предложена следующая схема создания моделей и выполнения вычислений:

1. Разработчик моделей физических явлений создает библиотеку программных функций, рассчитывающих связи между параметрами узлов и проводников.

2. Разработчик составных частей моделей выбранной предметной области на основе этой библиотеки создает модели составных частей.

3. Разработчик модели конкретной ИС компонует модели составных частей в общую модель ИС — составляет структуру модели, задавая перечень составных частей и связей между ними.

4. Универсальный расчетный алгоритм анализирует структуру модели, осуществляет вызов расчетных подпрограмм, выполняет численное решение нелинейных алгебраических уравнений — корректриует значения параметров на основании величин невязок — и численное интегрирование — модифицирует значения параметров в соответствии с найденными величинами производных.

Предложенный подход был использован для создания моделей двигательной установки и системы обеспечения теплового режима транспортных кораблей Союз МС и Прогресс МС [5,6]. Была рассмотрена как штатная, так и нештатная работа этих СБС. Выполнены расчеты течения газов и жидкостей по магистралям, теплообмена, электрического тока, и их взаимного влияния: тепломассообмена и теплового действия электрического тока. Для выполнения расчетов был создан программный комплекс, содержащий, с одной стороны, модели физических явлений, с другой стороны — универсальный расчетный алгоритм, считывающий структуру модели и выполняющий вызов подпрограмм, вычисляющих связи между параметрами ИС в нужном порядке нужное количество раз.

Выполненные расчеты показали, что, во-первых, предложенный подход позволяет имитировать нелинейные физические явления и их взаимное влияние, во-вторых, разработанные модели физических явлений являются адекватными, в-третьих, разработанный универсальный расчетный алгоритм обеспечивает численное решение как алгебраических, так и обыкновенных дифференциальных уравнений.

Предложенный автором метод открывает новые возможности для моделирования технических объектов, в частности — служебных бортовых систем космических аппаратов в контексте решения задач управления полетом. Так, оказывается возможным имитировать нелинейные физические явления и их сложное взаимное влияние, структурировать модель, классифицировать и повторно использовать ее составные части. В конечном итоге моделирование сводится к композиции готовых составных частей в общую модель исследуемой системы. Это позволяет разработчику модели сконцентрироваться на изучении исследуемой системы вместо получения навыков программирования, что обеспечивает высокое качество и адекватность моделей и позволяет использовать такие модели в различных отраслях науки и техники.

Список литературы

1. Соловьёв В. А., Лысенко Л. Н., Любинский В. Е. Управление космическими полётами. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009. 902 с.

2. Соловьев С. В., Любинский В. Е., Мишурова Н. В. Контроль полёта пилотируемых космических аппаратов с целью оценки их состояния и функционирования // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 5(65). С. 1–14.

3. Савкин Л. В. Дихотомический анализ и идентификация аппаратно-программных неисправностей бортового комплекса управления космического аппарата и их реализация на базе реконфигурируемой системы функционального контроля и диагностики // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. 2015. № 18. С. 137–143.

4. Зарубин В. С. Математическое моделирование в технике: Учеб. для ВУЗов / Под ред. В. С. Зарубина. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. 496 с.

5. Павлов Д. В., Петров Д. С. Настройка модели двигательной установки космического аппарата с использованием трехстадийного метода декомпозиции // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XVI Международной конференции / Самарский научный центр РАН. Самара, 2014. С. 495–499.

6. Павлов Д. В., Петров Д. С. Использование метода трехстадийной декомпозиции для моделирования системы терморегулирования космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22, № 2. С. 42–54.

7. Павлов Д. В., Петров Д. С. Оптимизация алгоритма расчета моделей, разработанных с использованием метода, основанного на трехстадийной декомпозиции // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 8(56). С. 1–15.

ОРГАНИЗАЦИЯ КАНАЛОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАБОТЫ ШИРОКОПОЛОСНОЙ СИСТЕМЫ СВЯЗИ, УСТАНАВЛИВАЕМОЙ НА СМ РС МКС

Пильчевская В. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Благодаря воссозданию на геостационарной орбите многофункциональной космической системы ретрансляции (МКСР) «Луч» стало возможным использование спутниковой системы связи для управления КА РС МКС. Начиная с конца 2015 года спутниковая система связи используется для управления в S-диапазоне транспортными пилотируемыми и грузовыми кораблями «Союз МС» и «Прогресс МС». Ретрансляционные каналы Ku-диапазона для управления КА РС МКС в настоящее время не используются.

Ранее для работы через спутники-ретрансляторы в Ku-диапазоне частот для СМ РС МКС была разработана система связи «Лира». Однако спутники ретрансляторы (СР) «Альтаир», используемые для работы с системой «Лира» завершили свой срок службы. Для реализации новой системы связи было принято решение развернуть широкополосную систему связи (ШСС), аналогичную системе связи «Лира», но превосходящую ее по технологиям и информативности передаваемой информации. В качестве АФУ для ШСС заимствуется АФУ, через которое должна была работать система связи «Лира».

ШСС осуществляет прием информации по радиоканалу со скоростью 6 Мбит/с и передачу информации по радиоканалу со скоростью 105 Мбит/с и обеспечивает:

1. По каналу СМ-СР-наземные абоненты передачу следующих видов информации, получаемых от абонентов СМ:

- телефония в цифровом виде от ТТС;
- телеметрия от БИТС2-12;
- телевидение от ТВС в аналоговом и цифровом виде;
- ЦИ хранящаяся в запоминающем устройстве МДМ и передающаяся в МДМ.

2. По каналу наземные абоненты-СР-СМ прием и выдача абонентам СМ следующих видов информации:

- телефония в цифровом виде;
- телевидение в аналоговом виде стандарта PAL;
- командная информация для БВС СМ (КПИ);
- массивы ЦИ.

Для обеспечения информационного обмена с БА ШСС будут использоваться уже имеющиеся технические средства, входящие в НКУ РС МКС, в составе:

- КИС «Клен-Р», расположенные в г. Королев, в г. Железногорск, в пос. Углегорск (космодром «Восточный»);
- центр управления ретрансляцией и связью;
- аппаратно-программные средства ЦУП РС МКС;
- и создаваться новые:
- система наземных каналов для информационного обмена целевой информацией между НСР КИС «Клен-Р» и ЦУП РС МКС;
- аппаратно-программный комплекс ШСС для мультиплексирования и декапсуляции потоков данных.

Особенностями организации работы с БА ШСС являются:

1. Организация и обеспечение работы каналов управления и каналов обмена целевой информации.

2. Вхождения в связь с БА ШСС с использованием остронаправленной антенны (ОНА).

3. Контроль прохождения всех видов информации, циркулирующей между БА ШСС и АПК ШСС.

4. Управление приоритезацией трафика.

В соответствии с указанными особенностями при работе с БА ШСС по сравнению с работой с БА ЕКТС появляются дополнительные функции управления:

- организация взаимодействия всех наземных абонентов АПК ШСС;
- обеспечение проверок каналов связи в Ku-диапазоне частот перед сеансом связи с БА ШСС с использованием АПК ШСС;
- обеспечение маршрутизации наземных каналов связи между НСР КИС «Клен-Р» и АПК ШСС;
- управление модемами, устанавливаемыми на КИС «Клен-Р», для реализации обмена с БА ШСС;
- выполнение процедуры вхождения в связь и контроль прохождения всех видов информации, циркулирующей между БА ШСС и АПК ШСС;
- управление приоритезацией трафика, выдаваемого с БА ШСС.

Список литературы

1. Широкополосная система связи. Пояснительная записка.

2. Наземный комплекс управления РС МКС. Основные положения по созданию наземных средств широкополосной системы связи служебного модуля.

3. Основные характеристики многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч» и основные положения по взаимодействию аппаратуры абонентов и бортовых ретрансляционных комплексов космических аппаратов «Луч-5А», «Луч-5Б» и «Луч-5В».

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОГРАММЫ АНАЛИЗА ТМИ НА БАЗЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ПРИМЕНЕНИЕМ ОБУЧЕНИЯ СЕТИ МЕТОДОМ ГРАДИЕНТНОГО СПУСКА

Полянский Т. А.[1], Рудаков А. П.[2]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, Россия

Целью представленной работы была разработка алгоритма анализа ТМИ с использованием обучения нейронной сети методом градиентного спуска и анализ возможности применения и свойства данного метода для анализа состояния КА.

Искусственные нейронные сети (НС) — совокупность моделей биологических нейронных сетей. Представляют собой сеть элементов — искусственных нейронов — связанных между собой синаптическими соединениями. Сеть обрабатывает входную информацию и в процессе изменения своего состояния во времени формирует совокупность выходных сигналов.

Основным элементом НС является формальный нейрон, состоящий из нескольких входов (синапсов), сумматора, нелинейного преобразователя и выхода.

Нет строго определенной процедуры для выбора количества нейронов и количества слоев в сети. Чем больше количество нейронов и слоев, тем шире возможности сети, тем медленнее она обучается и работает и тем более нелинейной может быть зависимость вход-выход.

Если в сети слишком мало нейронов или слоев:

1) сеть не обучится и ошибка при работе сети останется большой;

2) на выходе сети не будут передаваться резкие колебания аппроксимируемой функции $y(x)$.

Если нейронов или слоев слишком много:

1) быстродействие будет низким, а памяти потребуется много;

2) сеть переобучится: выходной вектор будет передавать незначительные и несущественные детали в изучаемой зависимости $y(x)$, например, шум или ошибочные данные;

3) зависимость выхода от входа окажется резко нелинейной: выходной вектор будет существенно и непредсказуемо меняться при малом изменении входного вектора x;

4) сеть будет неспособна к обобщению: в области, где нет или мало известных точек функции $y(x)$ выходной вектор будет случаен и непредсказуем, не будет адекватен решаемой задаче.

Слой НС — это множество нейронов, на которые в каждый такт времени параллельно поступает информация от других нейронов сети. На уровне слоя в процессе обучения высчитываются некоторые параметры для перепрограммирования нейронов в слое — это среднеквадратичная ошибка, которая равная полусумме квадратов разностей выходных и эталонных значений всех нейронов слоя, и коэффициент, называемый шагом обучения, который зависит от входных значений нейронов слоя.

Пары эталонных векторов мы разрабатываем самостоятельно на основе опыта эксплуатации КА и документации ЦУП. Составляем вектора с входными параметрами, и вектора с выходными значениями, соответствующими этим параметрам. Эти вектора представлены в формате текстовых файлов, которые используются в программной интерпретации модели сети.

На основе метода градиентного спуска был создан алгоритм нейросетевого анализа ТМИ.

Обучение проходит путём подачи на вход эталонного вектора входных параметров и расчёта выходного вектора. Затем происходит сравнение полученного выходного вектора с эталонным и рассчитывается значение среднеквадратичной ошибки. После этого в нейронах сети изменяются весовые и пороговые значения таким образом, чтобы среднеквадратичная ошибка уменьшилась. Эти операции повторяются до тех пор, пока среднеквадратичная ошибка не становится достаточно малой.

Было проведено 4 тестовых испытания: на одной, на 6ти (при разном количестве нейронов в слоях) и на 24рёх выборках с целью оценки эффективности работы модуля и среднеквадратичной ошибки.

По результатам работы проведенных экспериментов установлена принципиальная возможность применения модуля для поставленной задачи анализа ТМИ и свойства НС в зависимости от количества нейронов.

В дальнейшем мы будет проводить исследовательскую работу по определению наиболее оптимального числа нейронов и слоёв, рассмотрим различные методы обучения НС и другие особенности сети, чтобы впоследствии наша модель решала более сложные задачи на оптимальной скорости.

Список литературы

1. Головко В. А. Нейронные сети: обучение, организация и применение / Головко В. А. М.: ИПРЖР, 2001.

2. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов / Микрин Е. А. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014.

3. Позин Н. В. Моделирование нейронных структур / Позин Н. В. М.: Наука, 1970.

4. И. В. Заенцев Нейронные сети: основные модели. Учебное пособие к курсу «Нейронные сети» для студентов 5 курса магистратуры к. электроники физического ф-та Воронежского Государственного университета / Заенцев И. В. Воронеж: ВГУ, 1999.

ОДИН ИЗ ПОДХОДОВ К РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО АНАЛИЗА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ И ПРОТОКОЛОВ ОБМЕНА ДЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНО-ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

Рожнов. И. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одной из важных задач обработки и анализа телеметрической информации (ТМИ) в процессе управления пилотируемыми космическими аппаратами (КА) является оперативная оценка значений контролируемых параметров. От надежного и своевременного оперативного анализа ТМИ, напрямую зависит эффективное принятие решений по поддержке работоспособности систем, узлов и агрегатов КА и выполнение запланированной программы полета. При этом контроль ТМИ отдельно взятой бортовой системы КА, подразумевает анализ больших массивов информации, что приводит к определенным трудностям в случае возникновения аномальных ситуаций. Сложность проведения анализа в таких ситуациях заключается в следующем:

- большой и разнородный по физической природе и динамическим характеристикам состав ТМИ;
- вероятность возникновения внешних и внутренних факторов, влияющих на точность и достоверность измеряемых величин;
- при отклонение параметров от заданных значений, присутствуют жесткие временные ограничения на получение результатов анализа.

Такие проблемы успешно решаются с помощью разработки новых алгоритмов экспертного анализа ТМИ, основанных на применении современных технологий обработки информации.

В работе предлагается один из подходов к реализации алгоритма и метода экспертного анализа ТМИ, использующего общую теорию систем, системный анализ и теорию многокритериального принятия решений. Этот алгоритм позволяет:

- повысить уровень объективности оценок;
- снизить влияние «человеческого фактора» на процесс принятия решений;
- повысить оперативность локализации неисправностей;
- выработать технические решения по предотвращению возможных нежелательных последствий.

Список литературы

1. Акоф Р.Л., Сасиени М. Основы исследования операций / Пер. с англ. М.: Мир, 1971. 536 с.

2. Пархоменко П.П., Карибский В.В., Согомонян Е.С., Халчев В.Ф. М. Основы технической диагностики. Книга 1 М.: Энергия, 1976, 464 с.

3. Месарович М. Общая теория систем: математические основы / М.Месарович, Я.Такахара; Пер. с англ. Э. Л. Наппельбаума; под ред. В. С. Емельянова. М.: «Мир», 1978.

4. Капитонов В.А. Кононенко А.В. Тихомиров С.А. Среда автоматизированного анализа измерительной информации космических ракет-носителей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. Самара, 2013. № 4. С. 154–162.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО АНАЛИЗА ТМИ НА ОСНОВЕ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

Семенов К. С.[1], Савельева М. А.[2]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, Россия

Развитие космической техники сопровождается постоянным увеличением количества параметров, контролируемых оператором. Важным аспектом при контроле является то, что большая часть информации не проходит обработку, а поступает непосредственно с борта на Землю без предварительного анализа. Поэтому ЦУП задача оценки и прогнозирования состояние систем КА, особенно в части раннего обнаружения НшС на борту целиком лежит на операторе. В связи с этим предлагается усовершенствовать анализ ТМИ использованием самообучаемого алгоритма — нейронной сети (НС).

Целью представленной работы является разработка программного обеспечения для анализа и обработки ТМИ с борта КА на основе нейронной сети.

Для достижения поставленной цели предстояло решить следующие задачи:

1) реализовать метод автоматизированного анализа ТМИ с использованием нейронных сетей;

2) разработать имитатор ТМИ с борта КА;

3) разработать модель программы анализа ТМИ на основе нейронных сетей;

4) провести моделирование работы алгоритма и анализ полученных результатов.

Состояние системы — это множество устойчивых значений переменных параметров объекта, характеризующих эту систему. Анализ состояния систем КА заключается в сравнении ожидаемых значений ТМ-параметров и полученных значений ТМ-параметров. В работе предложен вариант модернизации средств анализа ТМИ с использованием НС. Предложенный метод предлагается применять совместно с уже существующими и отработанными, используя возможности автоматизированного рабочего места оператора. Разработанная программа представляет собой так называемую имитационную модель оператора ЦУП.

На данном этапе мы не имеем доступа к реальной ТМИ, поэтому файл с имитацией ТМИ (входной вектор) формируется с помощью имитатора ТМИ Рис. 1. Перед подачей входного вектора в НС модуль происходит обучение НС с помощью заранее сформированных входных и выходных векторов. В результате работы НС модуля формируется выходной вектор, состоящий из набора 0 и 1 и отображающийся в окне программы в виде текстового сообщения Рис. 2.

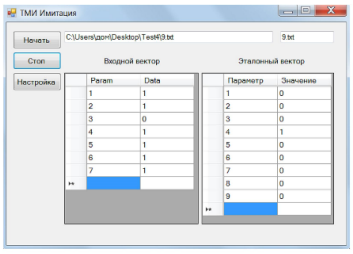


Рис. 1. Вид имитатора

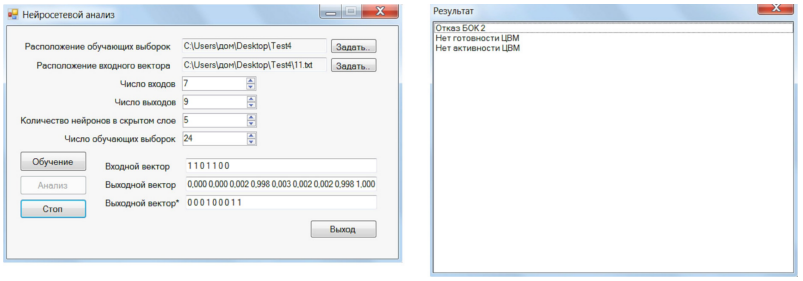


Рис. 2. Интерфейс программы и окно списка состояний

Нейросетевой модуль работает после обучения НС. Обучение сети заключается в перерасчете всех весовых коэффициентов и пороговых значений по определенным алгоритмам. В процессе обучения осуществляется подбор таких весовых значений для нейрона, при которых обеспечивается минимизация функции ошибки, т. е. получение требуемого вектора выходных сигналов при заданном входном векторе.

Модель функционирует следующим образом: По запуску таймера начинается загрузка ожидаемых данных (файлов обучающей выборки), происходит процесс обучения сети. Далее происходит загрузка исходных данных (файлы имитации ТМИ) и анализ полученных данных, в результате которого рассчитывается выходной вектор. Конечный этап — вывод результатов работы (полученные значения векторов и их текстовая интерпретация) на экран оператора.

Также в программе реализовано сохранение значения среднеквадратичной ошибки для каждой итерации.

Было проведено 4 тестовых испытания: на одной, на 6ти (при разном количестве нейронов в слоях) и на 24рёх выборках с целью оценки эффективности работы модуля по среднеквадратичной ошибке. По результатам работы нейросетевого модуля можно сделать вывод о том, что он выполняет поставленную свою задачу — определяет выходной вектор аналогично эталонному вектору. По значениям среднеквадратичной ошибки за каждое вычисление были построены графики из которых следует, что:

- при небольшом числе нейронов в слоях обучение за одну итерацию происходит менее точно, поэтому для обучения до определенной точности необходимо большое число итераций, которые займут достаточное количество времени;
- при большом числе нейронов в слоях за одну итерацию происходит более точное обучение, поэтому итераций требуется меньше. Но из-за большой размерности слоёв каждая итерация происходит более долго, нежели в первом случае, поэтому времени на всё обучение сети требуется также много.

Поэтому размерность нейронов с наиболее оптимальным числом итераций и длительностью итераций определяется практическим путём при проведении различных тестов.

Список литературы

1. Головко В. А. Нейронные сети: обучение, организация и применение / Головко В. А. М.: ИПРЖР, 2001.
2. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов / Микрин Е. А. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014.
3. Позин Н. В. Моделирование нейронных структур / Позин Н. В. М.: Наука, 1970.
4. Петровский А. Б. Компьютерная поддержка принятия решений: современное состояние и перспективы развития / Петровский А. Б. Системные исследования. Методологические проблемы. Ежегодник. под ред. Д. М. Гвишиани, В. Н. Садовского. № 24. 1995–1996. М.: Эдиториал УРСС, 1996. с. 146–178.
5. И. В. Заенцев Нейронные сети: основные модели. Учебное пособие к курсу «Нейронные сети» для студентов 5 курса магистратуры к. электроники физического ф-та Воронежского Государственного университета / Заенцев И. В. Воронеж: ВГУ, 1999.
6. Иванова Г. С. Технология программирования: Учебник для вузов / Иванова Г. С. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 320 с.: ил. (Сер. Информатика в техническом университете).

ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ УСЛОВИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Топорков А. Г.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Одной из главных задач современной динамики полета космического аппарата (КА) является высокоточное прогнозирование его параметров движения.

На текущий момент, решить поставленную задачу возможно только путем проведения математического моделирования движения КА. Оно сводится к численному интегрированию математической модели движения КА, представляющей собой не что иное, как систему дифференциальных уравнений, описывающих движение КА во времени.

В данной работе рассмотрена концепция [1], особенности и структура создания программно-алгоритмического комплекса (ПАК) и его основных составляющих элементов, который позволяет более детально изучить и углубленно рассмотреть влияние отдельных возмущающих факторов на орбитальное движение космических аппаратов. Ниже представлено главное рабочее окно ПАК.

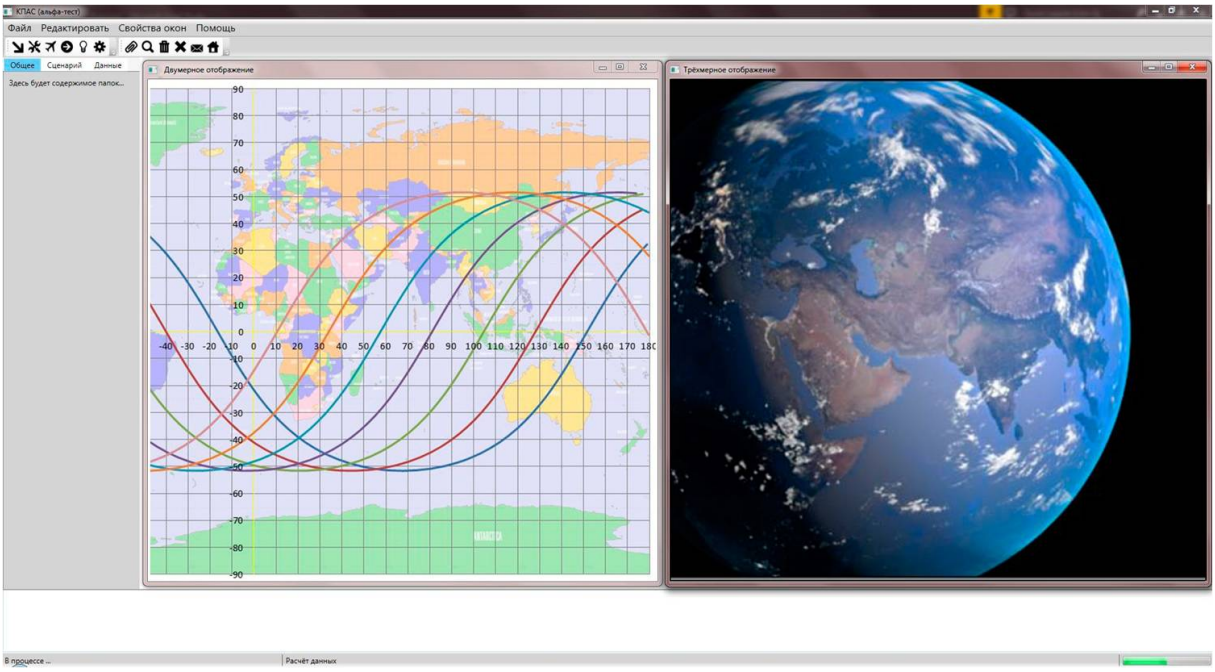


Рис. 1. Главное окно программы

В рассматриваемом программном комплексе реализованы следующие внешние факторы, воздействующие на космический аппарат: влияние атмосферы (ГОСТ Р 25645.166-2004 или ГОСТ 25645.115-84); влияние гравитационного поля Земли (возможность использования ультравысокостепенной глобальной гравитационной модели EGM-96 или EGM-2008); гравитационное возддействие Солнца, планет Солнечной Системы и Луны [2] (используются эфемериды EPM или DE/LE); давление солнечного света; параметры ориентации Земли [3]; сила, обусловленная эффектом альбедо, а также влияние релятивистских эффектов. Реализованные математические модели позволяют моделировать движение КА относительно Земли и Луны.

Помимо этого, реализован алгоритм расчета зон радиовидимости КА. При расчете на каждом витке орбиты для каждого измерительного пункта рассчитывается время входа КА в зону прямой радиовидимости и выхода из нее, а также суммарное время пребывания его в этой зоне, время достижения КА минимального расстояния от станции слежения до КА и угол места.

В ПАК реализованы модули 2D и 3D отображения трассы и орбиты полета КА, а также зон радиовидимости КА.

ПАК предназначен для изучения орбитального движения КА, начиная с низкоорбитальных, такие как КА дистанционного зондирования Земли и заканчивая навигационными и геостационарными КА.

Список литературы

1. А.Г. Топорков, В.В. Корянов, Д.Н. Серегин, Р.К. Оджаев. Концепция создания программно-алгоритмического комплекса баллистико-навигационного обеспечения функционирования орбитального сегмента космических систем // Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полётами: Тез. докл. XLI академические чтения по космонавтике. М., 2017, С. 297.

2. А.Г. Топорков, Е.А. Козлов. Влияние высокоточных численных эфемерид планет и Луны на точность прогнозирования движения космических аппаратов // Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полётами: Тез. докл. XLI академические чтения по космонавтике. М., 2017, С. 310.

3. А.Г. Топорков, В.В. Корянов. Влияние параметров вращения Земли на прогнозирование эфемерид навигационных космических аппаратов // Тезисы докладов научно-технической конференции «Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение». МО, Менделеево, 2017. С. 137–138.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНТЕРАКТИВНОГО ЭЛЕКТРОННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО РУКОВОДСТВА

Фадеев И. С.[1], Конков А. И.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Для улучшения восприятия сложной информации, которая может в себе содержать чертежи, схемы, электронные модели и порядок действий было разработано интерактивное электронное техническое руководство (ИЭТР), а также его подвид — электронное техническое руководство (ЭТР) как в виде обучающих курсов, так и виде справочной информации, составленных на основе уже готовых документов. Курсы выполнены в виде приложения или веб-страниц, способных запускаться как на персональном компьютере, так и на планшете под управлением ОС Android. Планируется, что интерактивные курсы будут дополнительным учебным материалом для подразделений корпорации и филиалов.

В качестве примера было разработано два документа. В первом показан пошаговый процесс замены агрегата через графические и видео-данные (на основе ИЭ14). Второй — электронная версия эксплуатационного документа типа ИЭ10. Оба документа на данный момент проходят этап согласования с соответствующими подразделениями. На рис. 1 показан внешний вид ЭТР.

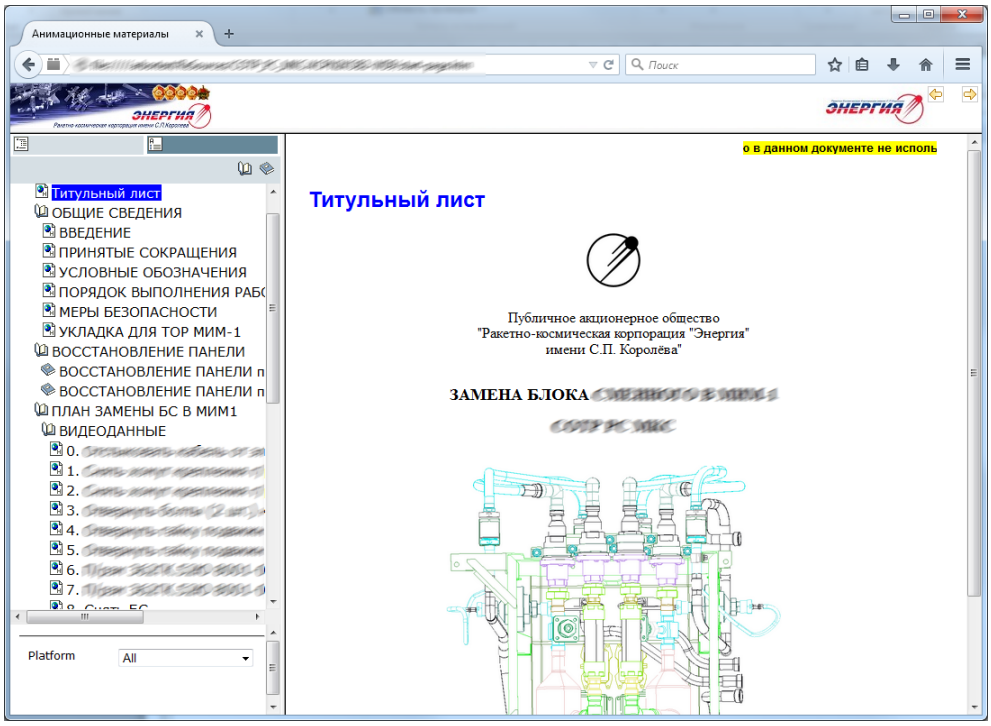


Рис. 1. Внешний вид ЭТР

Разработка ЭТР велась при помощи программного обеспечения (ПО) PTC Arbortext 6.1 и публикации (преобразования) полученных документов в WEB-формат. Благодаря использованию языка разметки HTML, можно наполнять ЭТР всеми современными форматами медиа-данных.

Комплект медиа данных для ИЭТР был получен с помощью средств PTC Creo Illustrate 3.1. Интерфейс PTC Creo Illustrate 3.1 прост в использовании и не требует больших временных затрат на обучение. Данное ПО позволяет создавать мультимедийные данные: трехмерные иллюстрации, а так же видео файлы для каждого шага с различного рода комментариями и эффектами вместо статичных эскизов.

Для создания комплекта мультимедийных данных может использоваться актуальная конструкторская документация: графические документы — электронные модели (3D), выполненные в Creo и текстовые документы (инструкции, радиограммы и т. д.) сданные на хранение в ТА Windchill.

Возможно обновление полученных мультимедийных данных при изменении конструкторской электронной модели.

Имеется возможность выводить трёхмерные иллюстрации и электронные модели на стенд виртуальной реальности.

Комплект мультимедийных данных позволит лучше понять устройство агрегатов и ознакомиться с действиями, которые необходимо выполнить исполнителю, например, при обслуживании того или иного агрегата.

Конечная цель работы — использование данных ИЭТР/ЭТР на рабочих местах подразделений Корпорации и в её филиалах с использованием пошаговых интерактивных инструкций (руководств), выводимых на мониторы, увеличенные мониторы, планшеты, учитывающие передовые информационные технологии при подготовке космонавтов, а так же как дополнительное учебное пособие для космонавтов на МКС.

ОПЫТ ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СОТР КА СВЯЗИ РАЗРАБОТКИ ГКНПЦ ИМ. М. В. ХРУНИЧЕВА

Судомоин П. Д.[1], Платонов К. А.[1], Винокуров Ю. Н.[1]
[1]ФГУП «ГКНПЦ имени М. В. Хруничева», г. Москва, Россия

В докладе представлены результаты мониторинга теплового состояния действующего космического аппарата (КА) связи «Казсат-2». Также использовались результаты по КА «Казсат-1» и «Экспресс-МД1», выведенных из эксплуатации.

Системы обеспечения тепловых режимов указанных КА построены на базе аммиачных тепловых труб с аксиальными Ω-образными канавками. Тепловые трубы были разработаны и поставлены Центром тепловых труб НПО им. С. А. Лавочкина. Анализ теплового состояния КА в течение эксплуатации на орбите подтвердил стабильность характеристик тепловых труб и их интерфейсов.

Большинство оборудования космической платформы спутника расположено на панели служебного борта — ПСБ, установленной в «северной» плоскости КА [1]. ПСБ представляет собой алюминиевую трехслойную панель с алюминиевым сотовым заполнителем со встроенными в неё основными тепловыми (ТТ) трубами и закрепленными на внешней поверхности коллекторными тепловыми трубами, обеспечивающими перераспределение теплового потока между рядами встроенных труб. Внешняя поверхность ПСБ площадью около 2 м^2 имеет термооптическое покрытие типа «солнечный отражатель» с коэффициентом поглощения солнечного излучения на начало ресурса менее 0.1.

Дополнительно тепловые трубы также использованы для термостатирования внешних агрегатов КА — астродатчиков и плазменных двигателей. Посадочные места внешних агрегатов соединялись тепловыми трубами с коллекторными тепловыми трубами на панели ПСБ.

Даны оценки термосопротивлений для типовых соединений тепловых труб, примененных на КА. Оценки термосопротивлений получены по результатам наземных и летных испытаний.

Работоспособность ТТ на КА оценивалась по разностям температур датчиков, установленных вблизи концов ТТ. Типовые графики перепадов температур приводились в [2]. Измеренные перепады температур по длине ТТ удовлетворяют требованиям к ТТ из состава СОТР КА.

За время эксплуатации КА на орбите повышается температура ПСБ за счет деградации терморегулирующего покрытия. Для КА «Казсат-2» деградация стеклянного покрытия панели ПСБ была оценена по повышению средней температуры панели за шесть лет эксплуатации. Использовались результаты температурных измерений в периоды летнего солнцестояния в 2011–2017 гг., когда солнечная засветка панели ПСБ максимальна. Изменение коэффициента поглощения солнечного излучения As составило ≈ 0.015 в год при начальном значении $As \approx 0.12$. Аналогичная оценка деградации терморегулирующего покрытия была проведена для панели полезной нагрузки иностранного производства. Получена схожая динамика изменения коэффициента поглощения солнечного излучения As.

Список литературы

1. Основы построения и эксплуатации космической системы связи и вещания. / Кн. 2. Специальный теоретический курс / Под общей редакцией Медведева А.А. М.: ИП Хоружевский А.И., 2005.

2. Петроковский С.А., Винокуров Ю.Н., Храмов С.М. Обеспечение теплового режима телекоммуникационных спутников ГКНПЦ им. М.В. Хруничева при помощи тепловых труб с омегаобразными канавками. Труды международной конференции «Тепловые трубы для космического применения» М., 2009.

Секция 14

ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Председатель Марков А. В.,
руководитель научно-технического центра

Секретарь секции Фролова Т. Ю.

ИЗУЧЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ С ПОМОЩЬЮ ТГК «ПРОГРЕСС»

Аюкаева Д. М.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

После выполнения своих основных задач и отстыковки от МКС, ресурсы ТГК «Прогресс» (рис. 1) позволяют ему находиться в автономном полете в течение нескольких месяцев [1,2]. Целесообразно использовать возможности такого полета для проведения различных исследований. Космический эксперимент «Изгиб» направлен на выработку новых методов и технологий проведения исследований. Одно из таких исследований направлено на изучение верхних слоев атмосферы, недоступных ранее для длительного изучения контактными методами [3].

Предлагаемый эксперимент заключается в выпуске троса с массивным концевым телом в ходе автономного полета ТГК. Изделие «Космический трал» доставляют на МКС. Перед началом эксперимента экипаж переводит его в рабочее положение без выхода в открытый космос. Изделие устанавливается в транспортно-пусковом контейнере на шпангоуте стыковочного агрегата ТГК. Эксперимент начинается после отстыковки корабля от станции и перевода его на низкую орбиту (ориентировочно 180...200 км). Капсула выталкивается пружинными толкателями и отходит от корабля, сначала вытягивая за собой из безынерционной катушки (рис. 2) начальный участок троса с небольшим сопротивлением, затем начинается регулируемый выпуск основной части троса. По окончании развертывания тросовая система должна занять на орбите положение, близкое к устойчивому вертикальному, с некоторыми остаточными маятниковыми и продольными колебаниями допустимой амплитуды. Развернутая тросовая система будет совершать орбитальный полет, постепенно снижая свою орбиту под действием сопротивления атмосферы.

Рис. 1. ТГК «Прогресс»

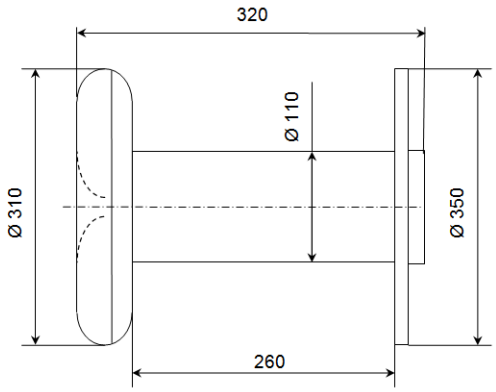


Рис. 2. Схема безынерционной катушки на 20 км

В ходе эксперимента будут исследоваться темп снижения орбиты, маятниковые, поперечные и продольные колебания троса, взаимодействие капсулы с набегающим потоком воздуха и другие физические явления. На высоте около 165–170 км тросовая система будет разделена отрезанием троса от корабля, после чего ТГК будет затоплен в заданном районе океана.

Капсула снабжается специальными аэродинамическими стабилизаторами, которые будут обеспечивать устойчивость капсулы и создавать составляющую силы, направленную в сторону Земли. Это обеспечит надежное развертывание троса. Контроль развертывания троса и полета капсулы должен осуществляться с помощью существующих навигационных средств. В качестве научной аппаратуры в капсуле размещается масс-спектрометр, зонд Ленгмюра и др. оборудование.

Список литературы

1. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V. Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight // Acta Astronautica 94 (2014), 139–144.

2. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ зондирования верхней атмосферы // Патент на изобретение № 2567998, № заявки 2014112734 от 01.04.2014г.

3. Беляев М.Ю., Осипов В.Г., Сурин Д.М., Цветков В.В., Шошунов Н.Л. Экспериментальная тросовая система с атмосферным зондом // Доклад на 41 Научных чтениях К.Э.Циолковского, Калуга, 12–14 сентября 2006г. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Труды чтений. Казанский государственный университет, Казань, 2007, с. 150–163.

МНОГОРАКУРСНОЕ ЗОНДИРОВАНИЕ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ СТРУКТУРИРОВАННЫМ ЛАЗЕРНЫМ ПУЧКОМ — «ЛАЗЕРНЫЙ ЗОНД»

Бланк А. В.[1,2]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия
[2]МГУ имени М. В. Ломоносова, г. Москва, Россия

Традиционные методы вертикального зондирования атмосферы в радио- и оптическом диапазонах ориентированы на применение когерентных и некогерентных источников излучения, формирующих в плоскости регистрации пятно диаметром более 100 метров. Как правило, используемые для зондирования волновые пучки имеют простейший гауссов или супергауссов профиль, не содержащий первичной структуры, изменение которой могло бы детектировать различные процессы на трассе пучка. Предлагаемый космический эксперимент принципиально иной. Зондирующий волновой пучок имеет специально подготовленную продольную и поперечную структуру. В продольном направлении выполняется перемещение перетяжки пучка в зону регистрации сигнала. В поперечном направлении накладывается пространственная модуляция и создается структурно-устойчивое пространственное сигнальное созвездие. Речь идет не о привычной временной модуляции характеристик пучка (амплитуды, поляризации, фазы, частоты), а о структурно устойчивых пространственных характеристиках (поперечном модовом составе, неоднородном состоянии поляризации, орбитальном угловом моменте), изменение или сохранение которых которых будет детектором происходящих в атмосфере процессов. Многоракурсное зондирование при размещении передающего узла комплекса на МКС предполагает программно-аппаратную реализацию первичного захвата координат зоны приема, реализацию динамического сопровождения ориентации зондирующего пучка на принимающую станцию. Расположение принимающей станции или группы станций необходимо выбрать вблизи одной из обсерваторий на территории Российской федерации. Оптимально использование площадки Крымской астрофизической обсерватории РАН. Помимо относительно большого окна наблюдения в течение календарного года ландшафт полуострова позволяет разместить группу принимающих датчиков как на суше, так и в акватории моря.

Коллектив имеет большой научно-практический задел в предлагаемом направлении работ. В процессе предшествующих исследований и разработок создана уникальная экспериментальная система, протестированная и отлаженная на приземной трассе длиной 1350 метров в области индустриальной застройки. Имеется комплекс лазерных источников непрерывного действия в диапазоне длин волн от 532 нм до 1082 нм, позволяющий работать в различных областях спектра. Мощность излучателей варьируется от нескольких Ватт до 120 Вт в непрерывном режиме. Регистрирующее оборудование в режиме отладки методики было размещено как на передающей стороне, так и на принимающей, что позволяет в синхронном режиме до частоты 4 кГц и выше регистрировать динамику каустической структуры или полноапертурные профили распределения интенсивности, выполнять работы в локационном или однопроходном режима. Управление исходным волновым фронтом пучка осуществляется уникальной системой позиционирования на базе подвижной линзовой группы и параболического интерференционного зеркала. Перенастройка геометрии линзовой группы выполняется с шагом в 1 мкм, фактически в масштабе длины волны. Высокий и гибкий уровень программно-аппаратной автоматизации экспериментальной системы позволяет осуществлять работу как по сценариям длительного мониторинга состояния трассы по группе анализируемых параметров, так и по комбинационным сценариям контроля пространственно-временных параметров пучка с управляемой стартовой геометрией. Исходно создаваемой системой позиционирования и наведения эллиптический гауссов пучок управляется по всем трем пространственным параметрам — ориентации главной оси и соотношением осей. Техническая реализация оптической системы позволяет даже в условиях сильных искажений контролировать положение области перетяжек и управлять пространственным положением предфокальной,

фокальной и зафокальной областей. Дальность и устойчивость позиционирования перетяжки волнового пучка определяется его рэлеевской длиной. Этот параметр также подстраивается в разработанных оптических схемах. Приобретенный при работе на модельной трассе опыт нелинейно-динамического анализа различных параметров исследуемого процесса на основе фазовых траекторий, контроля размерности пространства вложений позволяет исследовать и классифицировать многокомпонентные режимы рефракционных процессов. Разработанный ранее членами коллектива подход к анализу оптической трассы как статистического модового конвертера чрезвычайно продуктивен при работе с мощными одномодовыми зондирующими пучками с высоким пространственным качеством. Описание и анализ пространственно-временного профиля регистрируемого распределения интенсивности, используемый в работах коллектива, основан на модели нестационарных пространственно-временных моментов высокого порядка, их статистических и динамических свойствах. Отработаны и апробированы методики многоапертурного контроля нулевого пространственного момента, позволяющего на основе дисперсионных свойств регистрируемого временного ряда восстанавливать многомодальные функции распределения регистрируемых энергетических потоков на трассах различной геометрии.

Можно прогнозировать приоритет планируемых исследований, высокую практическую значимость результатов, перспективность развиваемого комплексного подхода к описанию статистических топологических свойств пучков на выходе протяженных трасс с использованием аппарата суперстатистики и дифференциальными методами тензоров и матриц структуры. Ожидаемые результаты принципиальны для широкого круга фундаментальных направлений статистической радиофизики, статистической оптики, физики атмосферы и океана и прикладных задач. Использование высокоскоростного временного разрешения при контроле рефракционных искажений в сочетании с пространственным разрешением на уровне аэродинамических микропотоков позволяет существенно уточнить классы метеорежимов и, фактически, ставитьвопрос о создании принципиально новых методов метеооптики для контроля нестационарных неравновесных процессов в используемых оптических каналах. Предлагаемые методы абсолютно новы для поставленного класса задач статистической радиофизики и оптики, адекватны сложности исследуемой физической системы и перспективны для широкого спектра приложений. Главным результатом проекта должен стать качественно новое понимание общих механизмов пространственной эволюции когерентного коллимированного пучка при распространении в нестационарных и пространственно неоднородных оптически прозрачных средах.

Список литературы

1. Blank A.V., Kapranov V.V., Mikhailov R.V., Suhareva N.A., Tugaenko V.Y. «Nonlinear Dynamics of Positional Parameters of the Collimated Coherent Beam at the End of the Long Atmospheric Path». Proceedings PIERS 2017 St Petersburg Progress In Electromagnetics Research Symposium, Concord Avenue, Suite 207 Cambridge.

2. Blank Arkadiy V., Kapranov Vitaliy V., Mikhailov Ruslan V., Suhareva Natalia A., Tugaenko V.Yu «Experimental study of stochastic processes for adaptive tilt correction of the signal beam at a long atmospheric path»,Proceedings of the XLV International Conference «Advanced Problems in Mechanics» (APM 2017), St. Petersburg, Russia, pp. 90–100

3. Kapranov V.V., Matsak I.S., Tugaenko V.Yu, Blank A.V., Suhareva N.A. «Atmospheric turbulence effects on the performance of the laser wireless power transfer system», Proc. SPIE 10096 Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXIX

4. Eu. A. Babanin, O. M. Vohnik, V. V. Kapranov, N. A. Suhareva, V. Yu. Tuganeko "Spatial profiles of statistical moments for collimated laser beams at the end of long atmospheric path", Proc. SPIE 10035, 22nd International Symposium on Atmospheric and Ocean Optics: Atmospheric Physics, 1003528 (November 29, 2016); doi: 10.1117/12.2249344

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РС МКС КАК ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ДЗЗ В ИК-ДИАПОЗОНЕ

Есаков А. М.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Рассматривается проблема наведения аппаратуры на объекты земной поверхности. Для наведения научных приборов в программах орбитальных станций (ОС) «Салют», «Мир» обычно выполнялась требуемая ориентация ОС путём разворотов станций [1–4]. На МКС отсутствует возможность построения требуемой для наблюдения исследуемых объектов ориентации станции. Это является следствием малого значения располагаемого кинетического момента гиродинов американского сегмента МКС, служащих для ориентации станции [4]. Поэтому полёт МКС выполняется в режиме орбитальной ориентации [4].

Исследуется возможность наблюдения объектов без разворотов МКС. При этом научная аппаратура может быть жёстко закрепленной на корпусе станции, наводиться с помощью специальной платформы или вручную. Оценивается вероятность выполнения наблюдения изучаемых объектов без разворотов станции с учётом точности прогноза движения МКС.

Список литературы

1. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях / Машиностроение, 1984, 264 с.

2. Ryumin V.V., Belyaev M.Yu. Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station / ActaAstronautica. Vol. 15. September. 1987, pp. 739–746.

3. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П. Математическое обеспечение для автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе / Труды XXIII Чтений К.Э. Циолковского. Секция "Проблемы ракетно-космической техники 1989, с. 126–134.

4. Беляев М.Ю. Технология проведения экспериментов на орбитальном комплексе «Мир» и пути повышения эффективности исследований с помощью орбитальных станций / Труды L Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» г. Калуга, 15-17 сентября 2015 г., Казань, издат. КГУ 2016, с. 258–277.

ИССЛЕДОВАНИЯ РЕЛЬЕФОГРАФИЧЕСКИХ МОДУЛЯТОРОВ ДЛЯ ОПТИЧЕСКОЙ СВЯЗИ СО СПУСКАЕМЫМ АППАРАТОМ

Каляев В. Д.[1], Овчинников Д. С.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Проблема двусторонней связи с возвращаемыми модулями космических кораблей известна начиная с первых полетов человека в космос, но до настоящего времени не решена. Основная трудность состоит в невозможности проникновения радиоволн через окружающую возвращаемый аппарат (ВА) оболочку низкотемпературной плазмы, создаваемой набегающим на лобовой теплозащитный экран ВА потоком воздуха при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Радиоволны отражаются на электронной компоненте плазмы, т. к. их частота меньше частоты собственных колебаний электронов плазмы [1].

Существуют 2 основных способа решения этой проблемы:

• Вынесение приемо-передающей антенны за плазменный слой (летающая орбитальная модель типа БОР).

• Повышение частоты несущего сигнала.

Первый способ был предложен для орбитального корабля-ракетоплана «Буран». Его форма позволяла вынести антенны через тонкий носовой слой плазмы. Проект не был реализован и в настоящее время закрыт. Второй способ предложен в РКК «Энергия» и подразумевает использование сигнала с частотой много большей частоты отсечки сигнала плазмой и способного распространяться в атмосфере без существенного поглощения. Подходящим под эти требования является оптическое и инфракрасное излучение с длинами волн 532, 805, 1064 нм.

Обсуждаются основные принципы оптической связи с возвращаемыми космическими аппаратами на плазменном участке спуска. Влияние поглощения, преломления, турбулентности на прохождение оптического сигнала можно значительно ослабить благодаря правильному выбору компонент системы оптической связи. Ключевыми составляющими этой системы являются: терминал с источником лазерного излучения, оптический управляемый ретрорефлектор, приемник лазерного излучения [2,3].

При поддержке Правительства Московской области (Грант 2016 г. по направлению науки, технологий, техники и инноваций) создается прототип защищённой оптической системы связи с пассивным передатчиком.

Представляются результаты экспериментальных исследований прототипа системы с использованием рельефографических модуляторов.

Список литературы

1. В.Е. Фортов Энциклопедическая серия «Энциклопедия низкотемпературной плазмы»: в 4 т. Т. 1. Низкотемпературная плазма. Основные понятия, свойства, закономерности. / ред. В.Е. Фортова. М.: Изд-во «Наука», МАИК «Наука/Интерпереодика», 2000. 588 с.

2. «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»: [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/glonass.html

3. «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения»: [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.npk-spp.ru/deyatelnost/lazernaya-set/115-2009-04-13-11-00-28.html

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ РАДИОМЕТОК НА ОРБИТАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Лепорский А. Н.[1], Зиновьева Ю. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Опыт эксплуатации космических орбитальных станций показал, что в процессе выполнения программы полета у космонавта часто возникают трудности, связанные с поиском размещенных на борту грузов и оборудования, номенклатура которого включает в себя тысячи наименований. В процессе работ экипаж постоянно перемещает различные грузы и оборудование между разными модулями: при разгрузке/загрузке космического корабля, при выполнение космических экспериментов (с мест хранения на место проведения).

Для учета имеющихся на орбитальной станции грузов и оборудования в настоящее время используется система управления инвентаризацией (СУИ) на основе линейного штрих-кода. СУИ имеет ряд ограничений:

- используя линейный штрих-код можно закодировать небольшой объём информации;
- местоположение оборудования определяется с точностью до панели модуля орбитальной станции без учета запанельного пространства;
- необходимость непосредственного контакта считывателя со штрих-кодом;
- изменение местоположения каждой единицы необходимо менять вручную.

Для устранения вышеизложенных недостатков СУИ предлагается использовать технологию RFID.

RFID-системы (англ. Radio Frequency Identification) — это системы автоматической радиочастотной идентификации объектов. Любая RFID-система состоит из трех основных компонентов:

- радиометка (транспондера, RFID-метки, иногда также применяется термин RFID-тег) — средство маркировки отслеживаемых объектов;
- устройства чтения радиометок (считыватель, ридер);
- программное обеспечение, которое расшифровывает полученную со считывателей информацию и представляет ее в формате, обеспечивающим необходимый интерфейс с другими информационными системами, базами данных.

Большинство RFID-меток состоит из двух частей. Первая — интегральная схема для хранения и обработки информации, модулирования и демодулирования радиочастотного (RF) сигнала. Вторая — антенна для приёма и передачи сигнала.

В рамках космического эксперимента было разработано научное оборудование системы «умных полок» (УП).

Научное оборудование системы «умных полок» состоит из:

- полок;
- антенн;
- считывателей;
- планшетного компьютера;
- программно-математического обеспечения.

При использовании УП в качестве места хранения грузов достаточно будет просто положить груз, на котором закреплена RFID-метка, в «умную полку». Считыватели, расположенные внутри УП распознают метку, и система СУИ автоматически заносит информацию в базу данных.

«Умные полки» целесообразно использовать для хранения предметов, которые могут потребоваться в экстремальной ситуации для парирования возникшей опасности. К таким предметам относятся лекарственные препараты, оборудование, используемое в аварийных ситуациях: защитные маски, специальный инструмент и т. п.

В рамках космического эксперимента был разработан шкаф для хранения и контроля наличия лекарственных средств, в котором будут находиться лекарственные средства с

нанесёнными на них RFID-метками. К медшкафу подключается планшетный компьютер, на котором хранится база данных лекарственных средств, в которой есть вся необходимая информации (место хранение, способы применения, дозировку, срок годности и т. д.)

Проведение космического эксперимента позволит оценить применимость RFID технологии на орбитальной станции.

Внедрение технологии RFID повысит эффективность деятельности и безопасность экипажа орбитальной станции за счет:

- сокращения времени на учет и поиски оборудования;
- автоматизированного поиска на борту предметов, снабженных RFID-меткой;
- передачи информации на мобильные абоненты локальной сети орбитальной станции;
- оперативного отслеживания местоположения важного оборудования при нештатных ситуациях (разгерметизация и пожар и т.д.);
- автоматического оповещения об отсутствии оборудования;
- автоматического контроля инвентаризации системы «умных полок» с Земли;
- автоматической передачи данных о составе оборудования в системе «умных полок» на Землю без привлечения экипажа.

В перспективе на основе RFID технологии и системы «умных полок» возможно создание «умного модуля», в котором (помимо системы «умных полок» внутри модуля) рамки считывателей будут стоять на люках модулей, позволяя в автоматическом режиме отслеживать перемещения грузов по всем модулям орбитальной станции.

ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЕ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРИЕМНИКИ ЛАЗЕРНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ

Разуваев А. Е.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Технология беспроводной передачи электроэнергии(БПЭЭ) в РКК «Энергия» создается для различных областей на Земле(дистанционное энергоснабжение БПЛА) и в космосе(энергоснабжение низкоорбитальных космических аппаратов). В данной работе приводится анализ основных конструктивных реализаций фотоэлектрических приёмников-преобразователей(ФПП), подходящих для системы БПЭЭ.

Основными критериями при выборе типа лазера и ФЭП для PVC являются минимальная расходимость лазерного пучка и максимальный КПД пары «лазер-ФЭП». Основные возможные конфигурации и характеристики системы БПЭЭ представлены в табл. 1.

Таблица 1. Основные варианты конфигурации системы БПЭЭ

	Тип лазера	Тип ФЭП и конструкция приёмника	КПД системы в целом	Ориентиров. дистанции передачи энергии	Применимость
1	Диодный лазер 808 нм, КПД $\sim 50\%$	AlGaAs ФЭП, КПД $\sim 60\%$, матричная коммутационная схема	20–25%	До 10 км	Энергоснабж. БПЛА в атмосфере
2	Диодный лазер 970 нм, КПД $\sim 60\%$	VMJ модули на основе Si, КПД $\sim 40\%$, параллельная или комбинированная коммутация	15–20%	До 50 км	Энергоснабж. низкоорбитальных и пр. КА , для которых невозможно использование другого источника энергии
3	Волоконный лазер 1070 нм, КПД $\sim 30\%$	InGaAs ФЭП, КПД $\sim 35\%$, матричная коммутационная схема	8–10%	Более 100 км	

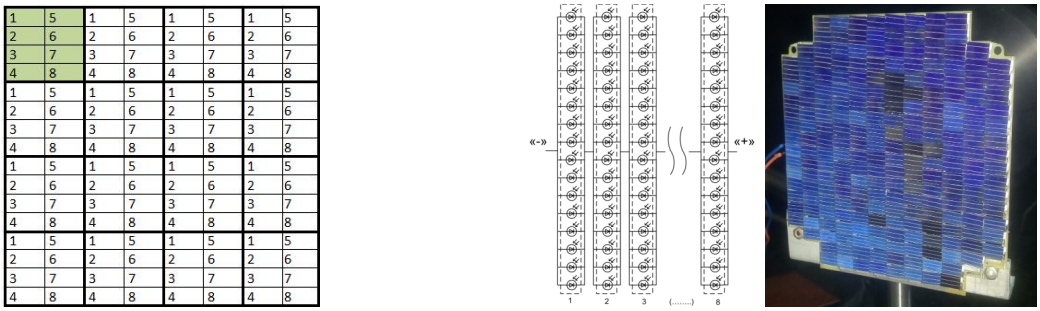
AlGaAs и InGaAs ФЭП являются однокаскадными, с выходным напряжением не более 0.7–1В. При использовании коммутационной схемы наращивания напряжения как в солнечных батареях, возникают значительные энергетические потери(более 30–50%) при засветке неравномерным лазерным пучком. Для решения данной проблемы предложена специальная «матричная» последовательно-параллельная схема коммутации ФЭП в ФПП (рис. 1,а).

Она позволяет поднять рабочее напряжение на приемнике в сравнении с единичным ФЭП в необходимое количество раз, при этом потери КПД из-за неравномерности облучения составляют менее 10%.

Разработана и отработана на макете (рис. 1,б) конструкция ФПП, позволяющая нивелировать потери на щелях между ФЭП за счет наложения ФЭП. В данной конструкции уместно использование ФЭП прямоугольного форм- фактора, эффективность которого также подтверждена экспериментальными исследованиями.

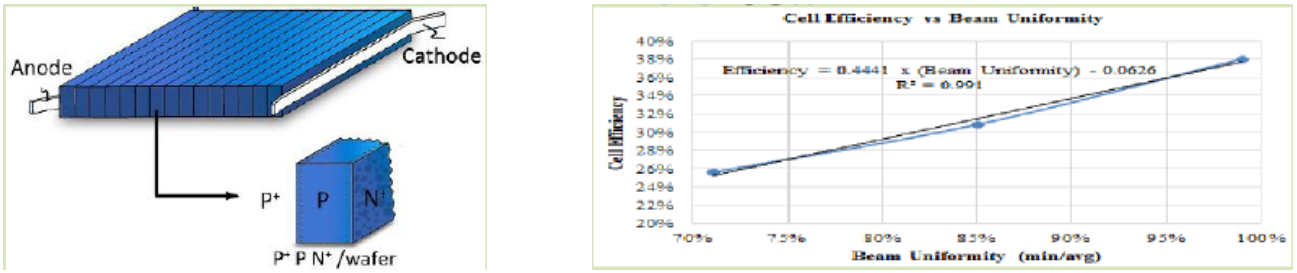
В рамках данной работы также проведен анализ возможности использования вертикальных многопереходных (Vertical Multi-Junction- VMJ) модулей с торцевым вводом излучения (рис. 2,а)

Максимальный КПД($\sim 40\%$) данных структур на основе кремния достигается при 950–970 нм, однако в силу коммутациионных особенностей слоёв в модуле, имеет зна-



а б

Рис. 1. Матричная схема коммутации ФЭП в ФПП(а) и действующий макет «матричного» ФПП(б)



а б

Рис. 2. Схема VMJ- модуля(а) и зависимость эффективности его работы от неравномерности излучения(б)

чительную зависимость от неравномерности падающего излучения (рис. 2,б). Выходное напряжение VMJ модулей зависит от количества и толщины слоёв и составляет порядка 30В/1см, что означает отсутствие необходимости использовать сложную коммутационную схему для поднятия напряжения. В результате моделирования получена зависимость выходного КПД ФПП из параллельно соединенных VMJ-модулей от отношения диаметра гауссова пучка к размеру модуля (рис. 3).

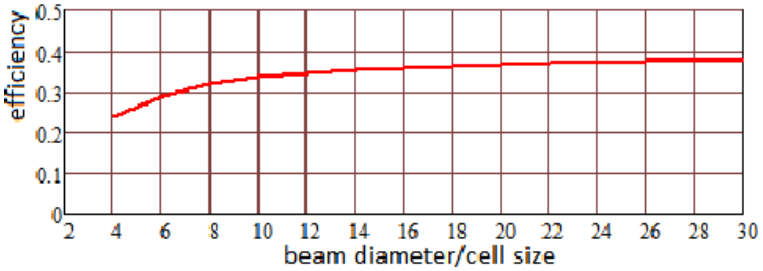


Рис. 3. Зависимость КПД ФПП из кремниевых VMJ-модулей от от отношения диаметра гауссова пучка к размеру модуля

Список литературы

1. Chertok B.E. et al. Remote Electric Power Transfer Between Spacecrafts by Infrared Beamed Energy // AIP Conference Proceedings. AIP Publishing, 2011. Vol. 1402, № 1. P. 489–496.

2. Viacheslav Andreev, Vladimir Khvostikov, Vitali Kalinovsky, Vladimir Lantratov, Vladimir Grilikhes, Valery Rumyantsev, Maxim Shvarts, Valery Fokanov, Aleksandr Pavlov. (56%) High current density GaAs AND GaSb photovoltaic cells for laser power beaming, 2003.

3. Mico Perales*, Mei-huan Yang, Cheng-liang Wu, Chin-wei Hsu, Wei-sheng Chao, Kun-hsien Chen, Terry Zahuranec. Characterization of high performance silicon-based VMJ PV cells for laser power transmission applications, 2016.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ РС МКС И ТГК «ПРОГРЕСС», СВЯЗАННОЙ С КОЛЕБАНИЯМИ РС МКС

Капранов В. В.[1], Сармин Э. Э.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В рамках первого этапа проведения космического эксперимента «Пеликан» были исследованы колебания оси визирования научной аппаратуры (НА) «Фотоспектральаная система» (ФСС) при наблюдениях Земли через иллюминатор №9 служебного модуля российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) для определения параметров составляющей относительного движения РС МКС и ТГК «Прогресс», связанной с колебаниями РС МКС.

Для решения основной задачи требовалось получение нескольких серий фотоизображений земной поверхности посредством научной аппаратуры «ФСС», доставленной на РС МКС в рамках выполнения КЭ «Ураган», для которых возможна точная географическая привязка (определение координат центров отдельных изображений). Сравнение координат центров полученных изображений и их вычисленных (на основе сопроводительной информации о положении и ориентации МКС) значений позволяет найти отклонения оси визирования, обусловленные колебаниями РС МКС для каждого снимка. Обработка рядов полученных данных для различных серий изображений позволяет оценить характеристики колебаний оси визирования.

В ходе выполнения эксперимента экипаж пятидесятой основной экспедиции обеспечивал выполнение автоматической серийной съемки заданных районов Земли через иллюминатор №9 Служебного модуля РС МКС посредством НА «ФСС».

В рамках анализа полученных данных:

- отобраны непрерывные серии фотоизображений, для которых возможна точная географическая привязка;
- выполнена обработка и географическая привязка соответствующих цифровых фотоизображений;
- разработана методика анализа смещений центров изображений от расчётных положений (соответствующих точкам трассы МКС в моменты съёмки), позволяющая определить характер и параметры движения оси визирования НА «ФСС» в процессе получения указанных серий изображений;
- выполнен детальный анализ движения оси визирования НА «ФСС» для трёх серий изображений;
- на основе полученных результатов уточнены требования к системе наведения НА «Пеликан».

МЕТОДИКА УЧЕТА ОСВЕЩЕННОСТИ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ УХОДЯЩИМ ОТ ЗЕМЛИ ИЗЛУЧЕНИЕМ В МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МК С В КЭ «АЛЬБЕДО»

Рулев Н. Д.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В работе описывается реализация на российском сегменте международной космической станции (РС МКС) космического эксперимента (КЭ) «Альбедо», в рамках которого исследуется излучение системы «атмосфера — подстилающая поверхность» и осуществляется отработка методов его учета при моделировании работы системы электропитания (СЭП) РС МКС [1,2]. В результате реализации КЭ будут отработаны методики определения и использования характеристик уходящего от Земли излучения в модели СЭП РС МКС, разработаны рекомендации по режимам управления СЭП перспективных КА. Также полученные в КЭ результаты, наряду с их непосредственным применением для целей управления полетом МКС, могут быть использованы в системах глобального мониторинга Земли.

В ходе КЭ выполняются специальные сеансы ориентации рабочей поверхности СБ РС МКС на Землю при различных условиях освещенности, вариантах подстилающей поверхности и временных (сезонных и суточных) характеристиках и исследуется влияние характеристик уходящего от Земли излучения на величину генерируемого тока СБ [3–7].

Для верификации получаемых характеристик излучения используются измерения радиометрической научной аппаратуры дистанционного зондирования Земли, размещенной как на РС МКС, так и на автоматических КА (аппаратура SEVIRI КА Meteosat).

В работе описана методика учета в модели СЭП РС МКС освещенности СБ уходящим от Земли излучением, представлены примеры телеметрических измерений токов СБ и прогнозируемые (модельные) значения прихода электроэнергии, полученные на этапе планирования суточного плана полета.

Список литературы

1. Стажков В.М., Брюханов Н.А., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Мельник И.В. Использование математического моделирования при оценке энергобаланса на российском сегменте МКС. Сборник статей под редакцией Н.А. Брюханова, М.Ю. Беляева. Ракетно-космическая техника. Серия XII. Выпуск 1, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, 2008, с. 65–74.

2. Рулев Д.Н., Черемисин М.В., Сармин Э.Э. Первые результаты реализации на борту РС МКС космического эксперимента «Альбедо» // Труды XLVIII Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (г. Калуга, 17–19 сентября 2013г.) Казань: Изд-во Казан. Ун-та, 2014.

3. Рулев Д.Н. Стажков В.М. Способ управления положением солнечных батарей космического аппарата и система для его осуществления. Патент РФ № 2325312. Бюл. № 15, 2008.

4. Платонов В.Н. Рулев Д.Н. Стажков В.М. Способ управления положением солнечных батарей космического аппарата и система для его осуществления. Патент РФ № 2340518. Бюл. № 34, 2008.

5. Рулев Д.Н., Стажков В.М. Способ определения альбедо Земли. Патент РФ № 2351919. Бюл. № 10, 2009.

6. Рулев Д.Н. Способ определения альбедо земной поверхности в подспутниковых точках орбиты космического аппарата. Патент РФ № 2376615. Бюл. № 35, 2009.

7. Рулев Д.Н. Способ определения альбедо земной поверхности. Патент РФ № 2547169. Бюл. № 10, 2015.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ИНТЕГРАЦИИ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ «ИКАРУС» НА РС МКС

Аюкаева Д. М.[1], Морозова А. В.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

В рамках соглашения между ГК Роскосмос и Германским космическим центром немецкой фирмой STI создана научная аппаратура (НА) «Икарус» [1]. Космический эксперимент «Ураган», в который войдет НА «Икарус» направлен на экспериментальную отработку технологий и аппаратуры для изучения потенциально опасных и катастрофических явлений и объектов на Земле.

Созданная за три года НА позволит принимать сигналы с небольших (массой до 5 г) приемо-передатчиков (тэгов), закрепленных на мигрирующих птицах и животных.

При интеграции НА «Икарус» на борт РС МКС был решен комплекс задач, основными из которых являются:

- проверка конструкторских решений приемо-передатчика, способного принимать/передавать сигнал на борт/с борта РС МКС на расстояние до 1000 км;
- расположение приемо-передатчика на корпусе РС МКС, обеспечивающего требуемую диаграмму направленности антенн при существующей ориентации станции;
- разработка механического интерфейса для крепления на борту РС МКС приемо-передатчика в требуемом угловом положении;
- разработка специального оборудования для переноса НА «Икарус» к месту монтажа на наружной поверхности РС МКС;
- обеспечение возможности размещения НА «Икарус» в ТГК «Прогресс» для доставки на борт РС МКС и ее загрузки/выгрузки через люк диметром 800 мм;
- разработка общей электрической схемы сопряжения НА «Икарус» со служебными системами РС МКС с целью круглосуточного управления аппаратурой;
- выбор места размещения и разработка средств крепления управляющего компьютера ОВС-I в гермообъеме РС МКС и др.

На начальном этапе интеграции НА «Икарус» конструкция антенны, предложенная фирмой STI была существенно доработана специалистами РКК «Энергия» для обеспечения необходимого энергетического баланса по каналу тэг-РС МКС.

Первоначально планировалось размещать аппаратуру на многоцелевом лабораторном модуле (МЛМ), но затем по предложению Генерального конструктора РКК «Энергия» В. П. Легостаева, была проведена повторная интеграция аппаратуры на служебный модуль (СМ).

Размещение НА «Икарус» на СМ потребовало разработки специального механического интерфейса — мачты, обеспечивающей требуемый угол наклона антенны приемо-передатчика к земной поверхности. Для переноса аппаратуры к месту монтажа на наружной поверхности РС МКС были разработаны специальные жесткие и мягкие поручни. Разработка общей электрической схемы сопряжения НА «Икарус» со служебными системами РС МКС потребовала изготовления большого количества внутренних и внешних кабелей. В процессе интеграции было проведено макетирование длин кабелей, а также места размещения управляющего компьютера ОВС-I и разработана конструкция кронштейнов крепления ОВС-I в гермообъеме РС МКС.

Главной задачей использования НА «Икарус» на борту РС МКС является отработка технологий создания систем космического мониторинга за перемещением мигрирующих животных и птиц с установкой затем аналогичных систем на специализированных автоматических космических аппаратах.

Список литературы

1. Беляев М.Ю., Викельски М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на Российском сегменте МКС // Журнал «Космическая техника и технологии», № 3, 2015, с. 38–51.

2. М.А. Алимов, М.Ю. Беляев, К.В. Васильев, О.Н. Волков, А.П. Корнеев, А.В. Морозова, О.В. Шитиков Задачи и проблемы интеграции научной аппаратуры «Икарус» эксперимента «Ураган» на Российском Сегменте МКС // Материалы 52-х научных чтений памяти К.Э. Циолковского, Калуга, 2017 с. 158–159.

ГИПЕРСПЕКТРАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ИЗЛУЧЕНИЯ СИСТЕМЫ «АТМОСФЕРА - ПОВЕРХНОСТЬ ЗЕМЛИ» В УФ-, ВИДИМОЙ И БЛИЖНЕЙ ИК-ОБЛАСТЯХ СПЕКТРА С БОРТА МКС

Ризванов А. А.[1]
[1]ФГУП ЦНИИмаш, г. Королев, Россия

В настоящее время с борта МКС проводятся систематические гиперспектральные наблюдения земной поверхности различных типов и облачных покровов, а также регистрация аномальных явлений в системе «атмосфера — поверхность Земли» и их идентификация в результате спектрального анализа картины местности в различные сезоны при больших диапазонах изменения широты и долготы и изменения угла Солнца. Задача состоит в том, чтобы применить полученные данные по спектральной яркости подстилающей поверхности и коэффициенту отражения солнечного излучения для разработки методик и перспективных средств гиперспектрального мониторинга пространства с борта космических аппаратов (КА) для решения основных целевых задач метеорологии.

Гиперспектральный мониторинг системы «атмосфера — поверхность Земли» позволяет решать основные целевые задачи метеорологии:

• долгосрочного климатического мониторинга, в основном определение концентраций озона и озоноразрушающих компонентов, парниковых газов (прежде всего CO2);

• метеорологического мониторинга — определение характеристик облачного покрова (состава, температуры, распределения по высотам) и оперативные предсказания экстремальных погодных явлений (при этом требуется высокая периодичность наблюдений);

• обнаружения общеопасных загрязнений техногенного характера (промышленных выбросов, отработанных газов транспорта в густонаселенных регионах, разливов нефти, разрывов газопроводов и т.п.); в данном случае глобальные наблюдения должны быть дополнены оперативным гиперспектральным мониторингом с высокой пространственной детализацией (высоким пространственным разрешением);

• выявления пожарной опасности (возможность раннего обнаружения скрытых (в том числе торфяных) пожаров по специфическому газовыделению);

• обнаружения химической опасности (непосредственного определения и локализации опасных концентраций веществ);

• выявления радиационной опасности (определения аномальных концентраций водорода, гелия, радона, редких элементов);

• обнаружения сейсмоопасности, вулканических извержений (их предвестников в виде газовыделений, при чем наличие связи оптических явлений в стратосфере с процессами, происходящими в земных недрах делает необходимым использование панорамных наблюдений в ультрафиолетовой области спектра).

Гиперспектральные измерения характеристик системы «атмосфера — поверхность Земли» выполняются в течение 2005–2017 гг. по трассе полета МКС в диапазоне длин волн от ультрафиолетовой до ближней инфракрасной области спектра (300-1100 нм) с высоким спектральным разрешением 0,5–1,5 нм, обеспечивающим регистрацию отдельных полос поглощения излучения молекулярными компонентами естественного, антропогенного и техногенного происхождения [1]. Параллельно ведутся исследования путей и способов контроля геофизической обстановки при гиперспектральном мониторинге спектральной яркости элементов системы атмосфера — поверхность Земли и отражениями солнечного излучения.

В ходе космического эксперимента (КЭ) «Релаксация» по гиперспектральному мониторингу с борта МКС используется научная аппаратура «Фиалка-МВ-космос», в состав которой входят: оптоэлектронный автоматизированный спектрометр (с АЦП 16 бит), используемый для измерений спектральной яркости подстилающей поверхности по трассе полета станции, и высокочувствительная цифровая камера видимого диапазона, с помощью которой осуществляется покадровая цветовая съемка местности.

В процессе эксперимента проводятся измерения в надир яркости системы «атмосфера — поверхность Земли» в подспутниковой точке вдоль трассы полета МКС посредством аппаратуры, установленной на кварцевом иллюминаторе № 9. Оптическая ось аппаратуры направлена перпендикулярно поверхности иллюминатора. При такой постановке эксперимента синхронно регистрируются изображения и спектры излучения с точной их привязкой к координатам местности. С учетом углового разрешения спектрометра 0,2° разрешение на местности составляет ~1,4×2,2 км.

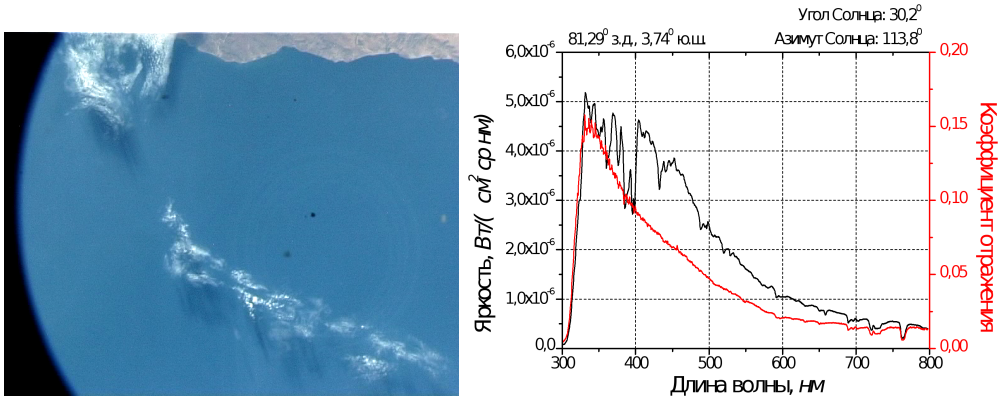


Рис. 1. Спектральная яркость и коэффициент отражения системы «атмосфера — поверхность Земли» над морской поверхностью

Представленная информация (рис. 1) дает представление о спектральном ходе коэффициента отражения и его зависимости от типа подстилающей поверхности, а также об уровне спектральной яркости B, непосредственно связанной с коэффициентом отражения.

Таким образом, в результате проведения гиперспектрального мониторинга системы «атмосфера — поверхность Земли» с борта МКС показано, что перспективная аппаратура для измерений в подспутниковой точке полей яркости в УФ-, видимой и ближней ИК-областях спектра, позволила на основе разработанной методики с высоким спектральным разрешением и привязкой к характеру наблюдаемого фрагмента упомянутой системы Земли определить спектральную яркость излучения и коэффициент его отражения в широком диапазоне изменения геогелиофизических условий наблюдения вдоль трассы полета МКС. Данные полученные при систематических наблюдениях с борта МКС в рамках КЭ «Релаксация» легли в основу при разработке спектрометра по определению газового состава и аэрозоля атмосферы (СА-МП) для перспективного гидрометеорологического и океанографического космического комплекса мониторинга Земли четвертого поколения для решения целевых задач космических систем ДЗЗ [2]. Разрабатываемый аппаратурный комплекс предполагается использовать в составе КА «Метеор-МП», базирующегося на солнечно-синхронной орбите = 820,7 км.

Спектрометр характеризуется широким спектральным диапазоном (от 240 нм до 1700 нм и выборочно — в области от 2000 нм до 2400 нм) и полосой захвата (угол поля зрения — 64°). Аппаратура СА-МП имеет 8 спектральных каналов и высокое спектральное разрешение (от 0,3 нм до 1,0 нм в различных каналах).

Список литературы

1. Анфимов Н.А., Землянский Б.А., Карабаджак Г.Ф. и др. Исследования на МКС атмосферы и ионосферы Земли. Полет, 2007, № 12, с. 3–10.

2. Любченко Ф.Н., Пластинин Ю.А., Ризванов А.А., Федотов А.П. и др. Спектрометр для мониторинга газового состава атмосферы с борта метеорологического космического аппарата «Метеор-МП» // Космонавтика и ракетостроение, 2012, вып. 3(68), с. 89–97.

РАЗРАБОТКА ТРЕНАЖЕРА ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ ВИЗУАЛЬНО-ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ НАБЛЮДЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ С БОРТА МКС

Шолохова И. А.[1]
[1]ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина», Звездный городок

Визуально-инструментальные наблюдения (ВИН) Земли являются особым видом деятельности космонавтов на борту пилотируемого космического аппарата. На сегодняшний день программа ВИН с борта Международной космической станции (МКС) включает в себя задачи по наблюдению объектов природного и антропогенного характера, а также явлений, происходящих на земной, океанической поверхностях, в атмосфере и космическом пространстве [1].

Сам процесс ВИН состоит из операций поиска, обнаружения, опознавания и наблюдения объектов подстилающей поверхности как невооруженным глазом, так и с помощью оптических средств, расширяющих возможности зрительного анализатора космонавта и регистрацию их изображений [2].

Наибольшие трудности при выполнении задач, связанных с ВИН, космонавты испытывают в первом космическом полете. Поиск объекта, находящегося на земной поверхности, при средней высоте полета орбитального комплекса равной 400 км, представляет достаточно сложную задачу. У космонавта возникает необходимость владения навыками пространственной ориентации в данных условиях. Довольно часто для перехода к уверенному и продуктивному выполнению задач ВИН с борта ПКА требуется временной интервал до двух месяцев от начала полета.

Для сокращения упомянутого ранее периода перехода к выполнению ВИН на высоком профессиональном уровне требуется специализированная подготовка. Ее целесообразно проводить на всех этапах, начиная с общекосмической (ОКП), продолжая в группах специализации и совершенствования и, завершая подготовкой в составе экипажа, направленной на выполнение конкретных задач на полет. Обеспечение такой подготовки достигается путем использования технических средств подготовки космонавтов (ТСПК) для решения задач в области геофизических исследований и мониторинга Земли.

Такого рода ТСПК должно было обеспечить визуализацию поверхности Земли довольно высокого разрешения с возможностью применения специализированных эффектов (дымка, облачность и т. п.) для имитации условий наблюдения с борта РС МКС, а также обладать возможностью отрабатывать навыки регистрации объектов [3].

С октября 2013 года в Центре подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина в состав ТСПК для решения задач ВИН входит специализированный стенд-тренажер подготовки космонавтов «Тренажер ВИН» (рис. 1). Он представляет собой программно-аппаратный комплекс, объединенный единым информационным пространством. Тренажер обеспечен шестью рабочими местами: рабочим местом инструктора (РМИ), рабочим местом преподавателя (РМП), двумя рабочими местами оператора (РМО1 и РМО2) и двумя местами подготовки тренировки (РМПТ). Он позволяет выполнять все операции деятельности космонавтов при выполнении ВИН с борта МКС. Это ориентирование на поверхности Земли, обнаружение наблюдаемых в полете объектов, регистрация их с помощью фотоаппаратуры, обработка и экспресс-анализ полученной информации на бортовом лептопе, сброс данных на Землю.

На рабочих местах оператора используются имитаторы инструментального средства наблюдения и регистрации: джойстик и фотоаппарат Nikon D700 (аналог штатной фотокамеры) с объективом фокусным расстоянием $F = 800$ мм. Такое техническое решение позволяет обеспечить подготовку космонавтов к выполнению фотосъемки с применением длиннофокусных объективов.

Разработанное ТСПК, а также созданные методики и программы подготовки обеспечивают:

Рис. 1. Специализированный стенд-тренажер подготовки космонавтов «Тренажер ВИН»

• формирование навыков устойчивого ориентирования на заданных территориях наблюдения и обнаружения исследуемых объектов;

• сокращение периода адаптации к выполнению ВИН с борта МКС.

На сегодняшний день «Тренажер ВИН» активно используется для подготовки космонавтов на этапах ОКП, групп специализации и совершенствования, а также в составе экипажа. Космонавты, в том числе имеющие опыт космических полётов, высоко оценивают возможности тренажера.

Список литературы

1. Васильев В.И., Сохин И.Г., Васильева Н.В., Бронников С.В., Гордиенко О.С. Визуально-инструментальные наблюдения с борта Международной космической станции экипажами Российского сегмента и основные принципы подготовки к их выполнению. Журнал ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» «Пилотируемые полеты в космос», Звездный городок, 4(7) 2013.

2. Дедкова Е.В., Жлудко В.В., Максимов С.Н. Опыт проведения подготовки космонавтов на стенде «Тренажер ВИН» для решения задач исследования Земли из космоса методами визуально-инструментальных наблюдений. Полеты в космос. История, люди, техника: Материалы научно-практической конф., Звездный городок, 8–9 окт. 2014 г. ИИЕТ РАН. М., 2014. 88 с. с. 78.

3. Бартош В.С., Дьяков М.С., Кузиковский С.А. Развитие системы моделирования условий визуально инструментальных наблюдений земной поверхности для отработки навыков космонавтов в области геофизических исследований и мониторинга Земли с борта РС МКС. Журнал ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» «Пилотируемые полеты в космос», Звездный городок, 2(15) 2015.

РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ МКС

Воронин Ф. А.[1], Харчиков М. А.[1]
[1]ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва», г. Королёв, Россия

Концепция проведения экспериментов на пилотируемой станции имеет достаточно продолжительный период развития. Зародившись на станциях серии «Салют» она получила развитие и на современной пилотируемой станции — МКС [1]. В настоящее время решение задачи целевого использования пилотируемой орбитальной станции является наиболее приоритетной.

Начальный этап развития МКС характеризовался малым количеством научной аппаратуры. Управление научной аппаратурой возлагалось на информационно-управляющую систему (ИУС) РС МКС, однако рост количества научной аппаратуры создал предпосылки к модернизации существующей концепции подготовки и проведения экспериментов [2].

Предпосылками послужили:

- увеличение объема целевых данных;
- отсутствие единых требований к научной аппаратуре;
- отсутствие стандартных информационных сервисов;
- разнородность средств управления в ЦУП.

Главной задачей модернизации стало предоставления разработчикам научной аппаратуры удобных средств для управления и контроля аппаратурой, как на борту пилотируемого комплекса, так и на Земле [5]. Решение данной задачи обеспечила унификация аппаратуры ИУС в части аппаратной архитектуры, а также в части информационных сервисов (синхронизация по времени, предоставление баллистических данных, выдача данных TLE), а также модернизация средств управления и контроля ЦУП [4].

Особое внимание при модернизации было уделено разработке средств для обеспечения наземной подготовки эксперимента [3]. Данная концепция реализована с использованием стендов имитационного моделирования.

Таким образом, в рамках модернизации произошло развитие и бортового, и наземного сегментов управления научной аппаратурой. Данная технология активно используется в настоящее время в частности для экспериментов «Терминатор», Монитор всего неба, БТН-М2, «Ураган» с аппаратурой «ИКАРУС», ИПИ500, Кварц, ТКК-КМ.

Список литературы

1. М.Ю. Беляев. Пути и методы повышения эффективности целевого использования орбитальных станций. // Проблемы и задачи повышения эффективности программ исследований на космических кораблях и орбитальных станциях. Сборник научных трудов РКК «Энергия» им С.П Королева, серия XII, выпуск 1–2, 2011 г.

2. Дунаева И.В., Воронин Ф.А., Карташев С.В., Харчиков М.А. Создание информационно-управляющей системы РС МКС: разработка и модернизация. // Труды XXXIX Академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2015 г. С. 396.

3. Ф.А. Воронин, М.А. Харчиков Сопровождение проведения научных экспериментов на Международной космической станции (на примере эксперимента «Напор-Мини РСА»). // Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана М.: Изд-во МГТУ им. Баумана 2015. Москва, январь 2016 г. С. 363.

4. Ф.А. Воронин, Д.С. Назаров Разработка программного обеспечения информационно-управляющей системы Международной космической станции (на примере научных экспериментов «ТЕРМИНАТОР», «МВН», «БТН-М2», «ИПИ-500»). // Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос»,

Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана М.: Изд-во МГТУ им. Баумана 2015. Москва, январь 2016 г. С. 366.

5. Воронин Ф.А., Дунаева И.В. Информационно-управляющая система для проведения научных экспериментов на международной космической станции // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 20–30. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-20-30.

Подписано в печать 26.10.2017. Формат 70×108/16
Бумага офсетная. Объём 25 печ.л. Тираж 120 экз.
Заказ № 5719