

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ 1. СОВРЕМЕННЫЕ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ, РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ, ИХ КОМПОНЕНТЫ И СИСТЕМЫ

L. Rossetini, S. Antonetti, M. Valli, A. Fanfani. Очистка орбиты для большой спутниковой группировки посредством независимой, автономной и эффективной двигательной установки.....	16
Florin Mingireanu. Оптимизация разгоняемой дросельной части ракеты для достижения максимальной высоты на примере ракеты-носителя калибра 120 мм.....	16
А. Итгерског, А. Ратсман, У. Нигрен, Л. Поромаа, М. Абрахамссон. Космический центр Эсрейндж – предоставление передовых услуг в космической отрасли для удовлетворения нынешних и будущих потребностей.....	16
В.В. Авдеев. Закон регулирования и характеристики системы стабилизации.....	17
К.В. Аврамов, М.В. Чернобрыво, Т.Я. Батутина, Д.В. Клименко, Д. Бондарь. Аэроупругость обтекателей ракет-носителей.....	17
К.В. Аврамов, Т.Я. Батутина, Д.С. Бондарь. Расчет акустических нагрузок, действующих на обтекатели, при сверхзвуковом движении ракеты.....	17
К.В. Аврамов, Г.Ю. Мартыненко, М.В. Чернобрыво, А.М. Тонконоженко, Д.В. Клименко, В.Ю. Кожарин. Динамическая прочность и разрушение систем крепления метаемых элементов при высокоскоростных воздействиях.....	17
Д.В. Акимов, В.З. Гришак, С.И. Гоменюк. Математическое моделирование и определение напряженно-деформированного состояния отсеков ракет космического назначения. верификация расчета по результатам статических испытаний.....	18
А.В. Амуров, Ю.В. Бразалук, Д.В. Евдокимов. Численное моделирование взаимодействия тел в ограниченном объеме жидкости.....	18
Д.В. Андрейченко, Д.А. Удовиченко, А.А. Макаренко. Применение фторопластовых уплотнений в конструкции шаровых затворов системы автоматического стыковочного устройства.....	18
С.А. Бигун, М.С. Хорольский. Проблемные вопросы создания узлов стыковки систем термостатирования ракет космического назначения.....	19
Т.Я. Батутина, Д.С. Бондарь, В.Т. Гринченко, В.Н. Олийнык. Полуэмпирическая оценка внешних акустических нагрузок в зоне полезного груза при старте РКН.....	19
А.К. Бразалук, А.И. Губин. Асимптотическая математическая модель роста парового пузыря на внутренней поверхности бака с криогенным топливом.....	19
Т.Я. Батутина, И.А. Величко, И.В. Шеремет. О вопросе прогнозирования ударных нагрузок от срабатывания пиротехнических средств отделения при проектировании РКН по результатам наземной экспериментальной отработки.....	19
П.А. Гайдученко. Сравнение различных форм топливного бака верхних ступеней по массовому и габаритному критериям.....	20
В.И. Тимошенко, В.П. Галинский. Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации.....	20
Э.Г. Гладкий. Определение риска поражения линейного объекта, находящегося в зоне падения аварийной РКН.....	20
А. В. Голубек. Априорная оценка параметров сближения ракеты-носителя и группировки наблюдаемого космического мусора в процессе выведения на орбиты с низким наклоном.....	21
А.В. Голубек, И.М. Филиппенко, К.Э. Татаревский. Анализ влияния погрешностей комплекса командных приборов на траекторию ракеты-носителя лёгкого класса.....	21
В.Ф. Греков, А.А. Пьянков, Ю.А. Ткаченко. Сравнение стартов ракет-носителей с поверхности Земли и самолётов.....	21
Ю.Н. Агафонов, А.М. Гричанюк. Повышение быстродействия фазового алгоритма вычисления двумерной корреляционной функции при использовании пирамидальной структуры исходных данных.....	22
А.А. Гришило, Н.Н. Куликовский. Опыт ГП «КБ «ЮЖНОЕ» в разработке и эксплуатации систем измерения ракет-носителей.....	22
Н.В. Гришин, А.А. Приходько. Влияние формы обтекателя бокового блока на аэродинамические характеристики ракеты-носителя.....	22
К.В. Гети, С.А. Давыдов, А.В. Давыдова, О.В. Колесниченко. Экспериментальное изучение потери давления на сетчатых разделителях фаз при запуске двигательной установки.....	23
О.Н. Дено, А.В. Филоненко. Основные направления создания автономной бортовой системы безопасности полета ракеты космического назначения.....	23
А.П. Дзюба, И.Ф. Ларионов, В.Н. Сиренко. Весовая оптимизация соединенного шпангоутом пучка оболочек при несимметричном нагружении.....	23
Н.М. Дронь, А.В. Пашков, Л.Г. Дубовик. Повышение эффективности систем увода космических аппаратов и объектов с низких околоземных орбит.....	24
О.О. Журавлев, Ю.М. Осипов. Исследование маневренных возможностей управляемой головной части реактивного снаряда.....	24
В.Н. Сиренко, А.Н. Супенко, В.В. Заверуха, В.Е. Шевцов. Универсальный газодинамический модельный стенд.....	24
Д.В. Заврайский, В.И. Усиченко. Особенности расчёта участка спасения отделяемой части первой ступени (самолётная схема).....	25
Н.Г. Шульженко, Б.Ф. Зайцев, А.В. Асаенко, Т.В. Протасова, Д.В. Клименко, И.Ф. Ларионов, Д.В. Акимов. Динамическое напряженно-деформированное состояние элементов устройства отделения обтекателя.....	25
В.Н. Харченко, А.В. Захаров, Д.В. Клименко, В.Н. Сиренко, А.М. Тонконоженко. Анализ эффективности разгрузки заднего днища корпусов из ПКМ маршевых РДТТ при испытании на внутреннее давление.....	25
В.Н. Сиренко, П.В. Ильенко. Использование статистических подходов при анализе газодинамических параметров в дренаруемых отсеках ракет-носителей.....	26

М.М. Молдабеков, С.А. Елубаев, К.А. Алипбаев, Т.М. Бопеев, А.С. Сухенко. Разработка мобильного лабораторного стенда для тестирования казахстанского звездного датчика.....	51
С.В. Третьяков, В.В. Удушливая. Конструктивно-технологические решения создания системы электроснабжения космического аппарата «YUZHSAT».....	51
Д.Р. Файзуллин, К. Хираки, NORYU-IV команда, М. Чо. Определение угловых скоростей университетского спутника путем анализа мощности принятого радиосигнала.....	51
С.В. Филипковский, А.М. Тонконоженко. Метод оптимизации нелинейной характеристики амортизаторов элементов космического аппарата.....	52
С. В. Тарасов, А. А. Фоков. Модельные задачи для исследования динамики систем взаимного позиционирования космического аппарата и полезной нагрузки.....	52
В.Н. Боршев, А.М. Листратенко, М.А. Проценко, И.Т. Тымчук, А.А. Фомин, М.Н. Ладатко, И.Т. Перекопский, М.А. Елисеенко. Конструктивно-технологические решения солнечной батареи космического аппарата "DNIPROSAT-1".....	52
П. В. Фриз. Программно-моделирующий комплекс для поддержки принятия решений в задачах космического мониторинга Земли.....	53
С.В. Хорошилов. Управление пастухом с ионным лучом в режиме увода объекта космического мусора.....	53
СЕКЦИЯ 3. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ	
Д.В. Клименко, В.Н. Харченко, А.М. Потапов, В.А.Коваленко, А.В. Кондратьев, Р.В. Агаманчук. Исследование напряженно-деформированного состояния композитного корпуса типового ракетного двигателя твердого топлива.....	54
Ю.Н. Бабей, Ю.А. Лях, В.В. Сатокин, П.Б. Мусиенко. Исследования прочностных характеристик корпуса РДТТ блока импульсной коррекции при гидравлических испытаниях.....	54
О.П. Бадун, Я.Н. Иванов. Исследование причин износа шарикоподшипников работающих при высоких оборотах ротора.....	54
С.С. Василюв, Н.Д. Коваленко. Экспериментальные исследования процессов, проходящих в детонационных ракетных двигателях.....	54
Б.И. Горбань. Ракетный двигатель твердого топлива второй ступени ракеты-носителя воздушного старта.....	55
В.И. Конох, И.Н. Гордиец. Результаты отработочных испытаний опытной конструкции двухкомпонентного ПНА для космических аппаратов.....	55
О.В. Пилипенко, А.А. Прокочук, С.И. Долгополов, В.Ю. Писаренко, В.Н. Коваленко, А.Д. Николаев, Н.В. Хоряк. Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при его запуске.....	55
В.М. Лапотко, Ю.П. Кухтин, А.В. Еланский. Опыт формирования облика прямоточного ВРД для предполагаемой транспортной космической системы.....	56
Ю.А. Митиков, И.С. Иваненко. Новый способ борьбы с температурным расслоением жидкого кислорода в баке двигательной установки.....	56
О.Г. Гоман, Л.И.Кныш. Компенсация гидравлического удара при проведении стендовых испытаний двигательных установок.....	57
А.Н. Коваленко, А.П. Толстопят, Л.А. Флеер. Экспериментальное исследование газожидкостных струй.....	57
В.С. Козин. Эрозионное горение в канале заряда РДТТ, обусловленное действием катализатора.....	57
Л.Н. Бадаквa, А.М. Колос, С.А. Мотылев, Н.П. Фарягьева. Конструкторские решения, обеспечивающие исключение попадания топлива в заманжетное пространство корпуса РДТТ при его снаряжении.....	58
В.В. Коробко. Разработка концепции проектирования термоакустических тепловых машин.....	58
И.А. Костючик, В.В. Пирогова. Проектирование контроллера маршевого жидкостного двигателя как локальной системы управления.....	58
Р.В. Кальныш, В.Е. Литвиненко, В.А. Попов. Математическое моделирование ВБХ двигателя на твердом топливе при срабатывании системы АВД.....	59
Н.Т. Лысенко, И.Б. Бескровный. Экспериментальное определение возмущающих усилий твердотопливных ракетных двигателей, обусловленных эксцентриситетом и перекосом вектора тяги.....	59
Э.К. Магдин, В.В. Оглих. Твердотопливная двигательная установка стабилизации и ориентации прерывистого действия для управления космическими объектами.....	59
Ю.А. Митиков, Е.Л. Кулиш. Совершенствование теплообменников систем наддува современных двигательных установок.....	60
Г.В. Назаренко, П.П. Филиппенко, С.А. Дешевых. Экспериментальная отработка энергетических характеристик насоса окислителя двигателей РД861К.....	60
В.Л. Бучарский, К.Н. Орехов. Определение проектных параметров воспламенителя РДТТ методами численного моделирования.....	60
В.Л. Бучарский, А.Н. Петренко. Численное моделирование процессов в ускорительном канале стационарного плазменного двигателя.....	60
Р.М. Петренко, А.И. Логвиненко. Метод расчета генераторных систем наддува РН с учетом температурной стратификации газа в баке.....	61
С.М. Подольчак. Математическая модель оценки показателя надежности ракетного двигателя по результатам ускоренных испытаний.....	61
А.А. Приходько, Н.Ю. Артеменко, М.С. Арсенюк, Г.Э. Толочьянц. Программно-методическое обеспечение для расчета двухфазного потока в проточной части одношашечных и многошашечных РДТТ.....	61
М.В. Сидоренко, И.Н. Никищенко, В.Н. Коваленко. Особенности решения систем нелинейных уравнений для математического моделирования статических процессов, настройки и синтеза схем жидкостных ракетных двигателей.....	62
Г.Э. Толочьянц, Е.А.Спирина, С.Г. Бондаренко. Одноимпульсный твердотопливный двигатель для реактивной системы управления.....	62

каналов МСИП была построена в соответствии с прототипом, описанным в Sinyavskiy et al., Journal of Optical Technology, 2013, 9, 545. Каждый канал состоит из широкоугольного входного объектива, коллиматора, секторного поляризатора (поляризация) или секторального фильтра (фотометрия), призмной системы для разведения изображений, камерного объектива и матричного приемника изображения. Коллиматор выполняет несколько функций: частичную коррекцию полевых aberrаций, построение зрачка и коллимацию излучения. В плоскости зрачка размещен секторный поляризатор или секторный фильтр. Секторный поляризатор состоит из поляризующих компонентов с ориентацией оси 0° , 45° , 90° и 135° . Специальная призмная система разведения изображений позволяет одновременно получать четыре изображения на детекторе. Таким образом, МСИП выполняет одновременно четыре поляризационных или фотометрических измерения. Детектор состоит из 1024×1024 пикселей с размером пикселя 15μ . Одной из особенностей концепции МСИП является калибровка поляризации с использованием данных СканПол в том же поле зрения. Мы ожидаем, что точность поляризации МСИП должна быть лучше, чем $\sim 1\%$. Разработана оптическая система, конструкция узлов МСИП. Проводится сборка и юстировка прибора.

РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОГО ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ КАЗАХСТАНСКОГО ЗВЕЗДНОГО ДАТЧИКА

**М.М. Молдабеков, С.А. Елубаев, К.А. Алипаев, Т.М. Бопеев,
А.С. Сухенко**

ДТОО «Институт космической техники и технологий», АО «НЦКИТ»

г. Алматы, Республика Казахстан, e-mail: anna.sukhenko@gmail.com

Ключевым моментом в области разработки звездных датчиков (ЗД) является тестирование их программно-математического обеспечения (ПМО), которое производится с помощью различных средств тестирования: испытательного оборудования, стендов и имитаторов. Для большинства существующих моделей ЗД производители предлагают средства для их тестирования, представляющие собой крупногабаритные испытательные стенды. Общим фактором, объединяющим данные стенды, является наличие имитатора звездного неба, который расположен в корпусе стенда, обеспечивающего защищенность от постороннего света, и программного обеспечения (ПО) имитатора. В процессе испытаний моделирование перемещения поля зрения ЗД по небесной сфере осуществляется за счет изменения изображений участков звездного неба, выводимых на экран имитатора звездного неба.

В данной работе рассматривается разрабатываемый на данный момент в Институте космической техники и технологий мобильный лабораторный стенд для оперативного тестирования бортового программного обеспечения ЗД.

Программно-математическое обеспечение стенда позволяет проводить оценку погрешности работы ЗД при различных условиях: засветка детектора звездного датчика посторонними объектами, деградация детектора звездного датчика, ложные звезды. В существующих аналогах средств тестирования заложен ограниченный набор настроек для проведения тестирования. В связи с этим разработка собственного ПМО стенда дает более широкие возможности для создания различных условий в ходе тестирования программного обеспечения ЗД.

В качестве имитатора звездного неба используется коммерческий 5-ти дюймовый монитор, на который выводится изображение звездного неба под управлением ПМО стенда. Для визуализации космического пространства на стенде реализуется оптическое удаление изображения звездного неба от ЗД в бесконечность с применением коллиматора, который изготовлен в виде четырехлинзового объектива, обеспечивающего требуемый уровень концентрации энергии в изображении звезды в обратном ходе на площади одного пикселя экрана монитора имитатора звездного неба.

Представленный стенд планируется использовать на всех этапах разработки и тестирования отечественных ЗД. Кроме того это позволит Казахстану перейти на более высокий технологический уровень при разработке отечественных приборов космического назначения.

КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «YUZH SAT»

**С.В. Третьяков, В.В. Удушливая
Государственное предприятие «КБ «Южное»**

г. Днепр, Украина, e-mail: tretyakosss@mail.ru, aelira@mail.ru

Развитие современных космических аппаратов требует внедрения эффективных и надежных решений, которые бы позволили оптимизировать массу, а также стоимостные показатели их создания.

Система электропитания в составе платформы является одной из важнейших систем, во многом именно она определяет конфигурацию космических аппаратов, конструкцию, массу, срок активного существования. Выход из строя системы энергоснабжения ведёт к отказу всего аппарата.

Целью данной работы являлось исследование и разработка конструктивно-технологических решений для создания высоконадежной системы электроснабжения в составе платформы для малых спутников масса которых не превышает 50 кг.

Особенностью построения данной СЭС является возможность ее эксплуатации на орбитах с высотой над поверхностью Земли – от 450 до 1000 км, у которых диапазон изменения угла между нормалью к плоскости орбиты и направлением на Солнце может находиться в диапазоне от 0 до 180° , при этом сама СЭС не должна требовать модификации и доработки.

В ходе разработки проводился углубленный анализ условий эксплуатации СЭС таких космических аппаратов, а также существующих конструктивных решений, используемых у ведущих мировых производителей. Для сокращения сроков и снижения затрат СЭС создается с максимальным использованием готовых, доступных на мировом рынке компонентов.

В результате разработки проектных материалов СЭС обеспечит максимальную мощность до 120 Вт и энергоемкость на отдельных витках до 50-60 Вт/ч.

В докладе представлены особенности построения, функциональный состав, основные характеристики, а также логика функционирования системы электроснабжения.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ УНИВЕРСИТЕТСКОГО СПУТНИКА ПУТЕМ АНАЛИЗА МОЩНОСТИ ПРИНЯТОГО РАДИОСИГНАЛА

¹Д.Р. Файзуллин, ¹К. Хираки, 1HORYU-IV команда, ¹М. Чо

Кюсю Технологический Институт

Китакосю, Япония

Одной из главных задач при разработке университетских спутников является подготовка молодых кадров. Студенты приобретают опыт в проектировании, изготовлении и программировании спутниковых подсистем. Для достижения максимального образовательного эффекта и надежности спутника срок его разработки и изготовления должен быть коротким. Наиболее оптимальным является срок в 1-2 года, что позволяет избежать смены разработчиков в команде из-за окончания студентами университета.

Для сокращения срока и стоимости разработки часто используются серийно выпускаемые компоненты, которые предназначены для робототехники и промышленной инженерии. В космической среде срок службы этих компонентов сокращается из-за резкого перепада температур, больших радиационных излучений, сильных вибраций, что в свою очередь может частично или полностью вывести спутник со строя. Поэтому все самые важные миссии спутника должны быть